

В. Ф. РОМАСЕВИЧ, Г. А. САМОЙЛОВ

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТОВ

*Под общей редакцией
кандидата технических наук
В. Ф. Ромасевича*

Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1980

ББК 39.54

Р 69

УДК 629.735.45 (07)

Ромасевич В. Ф., Самойлов Г. А.

Р69 Практическая аэродинамика вертолетов.— М.:
Воениздат, 1980 — 384 с., ил.
В пер.: 1 р. 30 к.

В книге рассматриваются аэродинамические характеристики, особенности компоновки вертолетов, устойчивость и управляемость, маневренность и пилотажные свойства. Анализируются и обосновываются особенности поведения вертолета и техника пилотирования на различных режимах полета и маневрах.

Рассчитана на летный состав ВВС, ПВО и ВМФ. Может быть рекомендована курсантам военных авиационных учебных заведений и летному составу Министерства гражданской авиации.

ББК 39.54
6Т5.1

Р $\frac{31808-041}{068 (02) - 80}$ 98.80.3606000000.

© Воениздат, 1980

Вячеслав Федорович Ромасевич, Герман Алексеевич Самойлов

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТОВ

Редактор Л. М. Фролов
Художник Л. Н. Наумов
Художественный редактор Н. Б. Попова
Технический редактор А. А. Перескокова
Корректор О. Б. Григорьева

ИБ № 737

Сдано в набор 28.12.78. Подписано в печать 16.10.79. Г — 22921. Формат 84×108/32. Бумага типографская № 2 Гарн. литературная Печать высокая. Печ. л. 12. Усл. печ. л. 20,16 Уч.-изд. л. 19,551 Тираж 13 000 экз. Изд. № 7/3840. Зак 9-98. Цена 1 р. 30 к

Воениздат
103160, Москва К-160

Книжная фабрика им. М. В. Фрунзе Республиканского производственного объединения «Полиграфкинг» Госкомиздата УССР, 310057, Харьков-57, Донец-Захаржевская, 6/8.

За последнее десятилетие вертолеты прочно заняли достойное место в авиации. Применяются они в народном хозяйстве и в военном деле.

Эффективность применения вертолетов требует от летного состава постоянного расширения и углубления своих знаний о физической сущности явлений, происходящих в полете, о закономерностях движения вертолета, о технике пилотирования, об особенностях его маневренных и пилотажных характеристиках, о взаимосвязи и взаимовлиянии различных эксплуатационных факторов.

Все указанные вопросы относятся к предмету практической аэродинамики. Именно практическая аэродинамика объясняет и обосновывает технику пилотирования вертолета на различных режимах полета и маневрах, раскрывает физическую сущность целого ряда эксплуатационных ограничений и дает возможность определить, как наиболее правильно должен реагировать летчик при возникновении критических ситуаций на предельных режимах и при особых случаях в полете. Практическая аэродинамика является важным связующим звеном между теорией и практикой полета, между аэродинамикой и техникой пилотирования вертолета.

В книге вопросы аэродинамики и динамики полета рассматриваются в тесной связи с фактическим поведением вертолета на различных, в том числе на предельных и критических, режимах полета, анализируются наиболее характерные ошибки летчика в технике пилотирования и даются рекомендации по выполнению всех элементов полета.

Особое внимание уделено раскрытию физической сущности причин летных ограничений, основных закономерностей полета вертолета и особых явлений аэродинамики и динамики полета, необходимых для обоснования техники пилотирования вертолета. Изложение теоретических вопросов тесно увязано с практикой полета. Авторы удачно применяют математический аппарат

для более глубокого восприятия сущности рассматриваемого явления, анализа движения и особенностей поведения вертолета.

При освещении указанных вопросов практической аэродинамики в книге рассматриваются особенности техники пилотирования вертолета на различных режимах полета, фигурах пилотажа и маневрах. Большое внимание уделяется устойчивости и управляемости, пилотажным и маневренным характеристикам, особенностям взлета и посадки современных вертолетов. Эти вопросы пока не нашли достаточного отражения в учебниках и учебных пособиях для летного состава.

В труде приводятся материалы по одновинтовым вертолетам, как получившим наибольшее распространение в нашей стране и за рубежом. Однако все принципиальные положения и закономерности аэродинамики и динамики полета вертолета, а также значительная часть практических рекомендаций в равной степени относятся и к вертолетам других схем с учетом их особенностей.

Книга рассчитана на читателя-летчика, знакомого с основными понятиями аэродинамики и теории полета вертолета. Форма изложения материалов по аэродинамике, особенностям силовых установок, устойчивости и управляемости вертолетов обеспечивает их усвоение без обращения к специальной литературе.

Прочное знание рассматриваемых вопросов поможет летчику уверенно пилотировать вертолет, эффективно выполнять задания, связанные с полетами на предельных режимах, и более правильно действовать в усложненной обстановке полета. Это в свою очередь будет способствовать повышению безопасности полета и качества техники пилотирования, подготавливая летчика к немедленным и правильным действиям в случае непредвиденного выхода на критические режимы полета. Изучая вопросы практической аэродинамики по данной книге, летчик в какой-то мере психологически подготавливает себя к летной работе, потому что описанные явления и особенности движения вертолета позволяют ему мысленно представить себе полет на том или ином режиме, маневре, той или иной фигуре пилотажа и разработать оптимальные варианты техники пилотирования на случай возможных нестандартных ситуаций.

Военный летчик 1-го класса

П. НОВИЦКИЙ

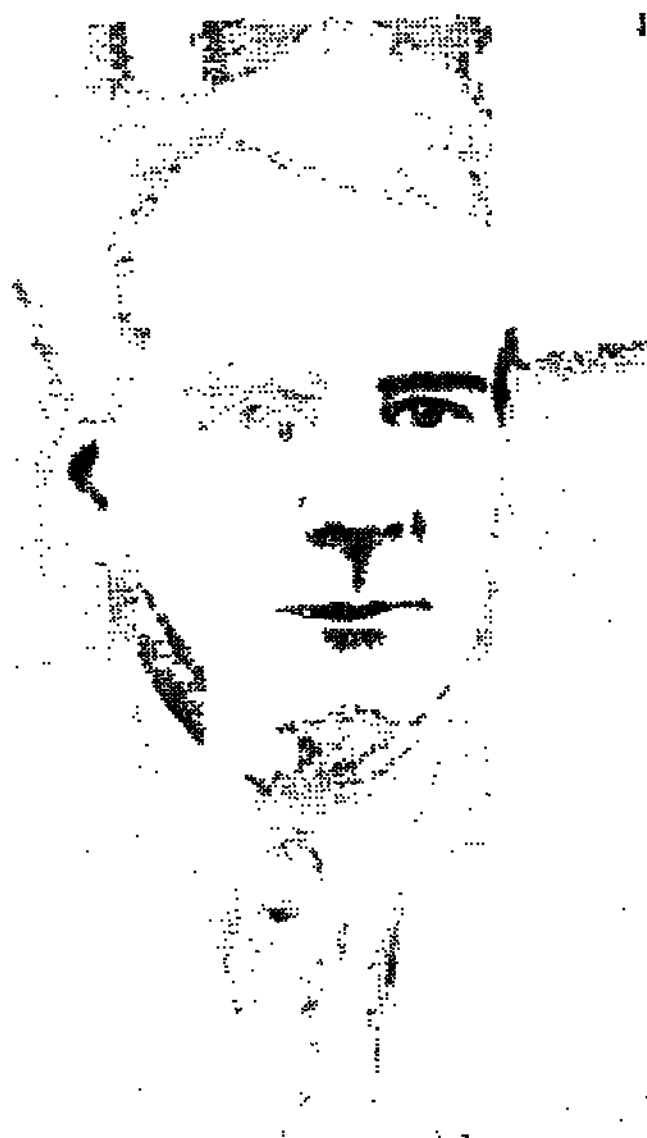
ВВЕДЕНИЕ

Аппарат диковинного вида стоял на поле небольшого подмосковного аэродрома. Несколько человек придирчиво проверяли его. Работавшие неподалеку колхозники и сбегавшиеся деревенские ребята строили всевозможные догадки о назначении аппарата. Никто из впервые видевших его не предполагал, что эта машина создана для полета. Но вот произведен запуск двигателей, начали вращаться винты. На глазах изумленных зрителей машина вдруг без разбега вертикально оторвалась от земли и начала набирать высоту, все выше и выше, навстречу поднимающемуся солнцу.

Это был один из первых полетов советского вертолета ЦАГИ 1-ЭА в 1930 г.

Пилотировал машину ее конструктор Алексей Михайлович Черемухин, который и стал первым советским летчиком-испытателем вертолетов.

В полете 14 августа 1932 г. вертолет поднялся на высоту 605 м, перекрыв в 33,5 раза тогдашний официальный мировой рекорд. Тем самым были впервые продемонстрированы реальные возможности практического применения нового летательного аппарата. С этого времени началось быстрое развитие вертолетостроения



в СССР и за рубежом. На базе достигнутого опыта расширялись теоретические исследования по аэродинамике вертолетов и совершенствовались методы их конструирования.

Несмотря на перерыв, вызванный Великой Отечественной войной, уже в первые послевоенные годы конструкторскими коллективами под руководством И. П. Братухина, Н. И. Камова, М. Л. Миля, А. С. Яковлева были созданы различные типы вертолетов, успешно прошедших летные испытания. Наилучшие летные данные показал вертолет Ми-1, построенный в 1948 г. Он был запущен в серийное производство и используется до сих пор. Кроме того, нашли дальнейшее развитие вертолеты конструкции Н. И. Камова.

Необходимость в подобных машинах ощущалась давно. Поэтому темпы их выпуска стремительно нарастали. Не хватало летного состава, так как не было еще школ для его подготовки на вертолетах. Для овладения новой техникой привлекались летчики, летавшие на самолетах, главным образом истребителях. Немногие из них имели большое желание поменять «доброго коня» — самолет на «эфемерную стрекозу» — вертолет. С недоверием и опаской подходили они первый раз к вертолету, но, освоив технику пилотирования, уже не хотели расставаться с этой машиной, полюбив ее прочно и навсегда.

Никогда не забудутся подвиги летчиков М. К. Байкалова, С. Г. Бровцева, В. В. Винницкого, В. П. Колошенко, Ю. А. Гарнаева, Р. И. Капрэляна, К. И. Пономарева, Г. А. Тинякова и многих других, испытавших в воздухе первые образцы будущих серийных винтокрылых машин. Без их героического труда была бы невозможна доводка пилотажных характеристик и само создание прославленных советских вертолетов.

Замечательные летные свойства вертолетов обеспечили широкую универсальность их применения во всех уголках земного шара. По меткому выражению М. Л. Миля, «вековая сказка о ковче-самолете нашла свое наиболее полное воплощение в вертолете». Способность к отрыву (взлету) и приземлению по вертикали обеспечивает вертолету возможность эксплуатации с неподготовленных специально площадок, имеющих минимальные размеры, в том числе и в местности, недоступной для других транспортных средств. В лесу или горном ущелье, с палубы корабля, с крыши высотного дома

или с сельской улицы — практически в любом месте способен подняться и приземлиться вертолет.

Возможности неподвижного относительно Земли парения (висения), разворотов и перемещений в любых направлениях делают вертолет незаменимым средством для проведения с воздуха различных работ на земле и вблизи нее. Благодаря таким свойствам вертолеты широко используются как в обжитой местности, так и там, где не ступала или не может ступить нога человека.

Перевозка пассажиров и грузов является отнюдь не единственной задачей вертолетов. С их помощью прокладываются линии электропередач и связи, устанавливаются нефтяные вышки, монтируются домны и высотные сооружения, вызволяются из беды люди, животные и корабли, контролируется движение на дорогах и охраняется Государственная граница.

На вертолетах выполняется разведка арктических льдов при проводке караванов судов, доставка воды и необходимого продовольствия в жарких пустынях и горах Средней Азии. Они несут патрульную службу и обеспечивают геологическую разведку на просторах нашей Родины. Везде, где нет ни дорог, ни аэродромов, вертолеты являются единственным средством быстрой доставки по назначению людей и грузов, больных и врачей, пограничников и пожарных.

Вертолеты нашли широкое применение и в сельском хозяйстве. При этом они иногда оказываются незаменимыми. Например, в тех случаях, когда надо покрыть гербицидами или другими веществами не только верхнюю, но и нижнюю сторону листьев. Завихренная струя воздуха от несущего винта вертолета обеспечивает выполнение этой задачи, недоступной при использовании самолетов.

Таким образом, вертолеты стали сейчас подлинными тружениками неба, и перечень выполняемых ими задач постоянно расширяется.

Уникальные летные качества вертолетов нашли применение и в Вооруженных Силах. Армейские вертолеты используются для разведки и связи, корректировки артиллерийского огня, перевозки и десантирования войск и боевой техники, поддержки Сухопутных войск на поле боя.

Опыт боевых действий в Корее, во Вьетнаме и на Ближнем Востоке показал, что вертолеты являются не только высокоэффективным транспортно-десантным

и спасательным средством, но и грозной силой в борьбе с танками и мотопехотой противника.

Расширение сфер применения вертолетов происходило вместе с ростом их летно-тактических возможностей. Бурное развитие теории и техники вертолетостроения, естественно, привело к значительному перекрытию показателей рекордного полета вертолета ЦАГИ 1-ЭА.

В настоящее время серийные вертолеты летают со скоростями до 300—350 км/ч на высотах до 5—6 тыс. м и могут перевозить грузы массой до 40 т. Основные тактико-технические данные некоторых советских вертолетов приведены в приложении.

Какими же путями шло достижение этих показателей и каковы возможности их дальнейшего увеличения?

Исторически развитие вертолетов занимает сравнительно небольшой отрезок времени. Однако в процессе их создания было много трудностей, поражений и потерь, прежде чем пришла победа.

Сама идея создания вертолета, т. е. идея полета «на несущем винте», гораздо старше идеи создания самолета, но природа указывала иные пути для построения летательных аппаратов тяжелее воздуха. Идея компоновки самолета, можно сказать, «носилась в воздухе» перед глазами людей в виде распластанных крыльев парящих орлов. Жизнь пернатых наводила также на мысль о возможности полета с машущими крыльями.

С древнейших времен четко прослеживается диалектический путь познания человеком «пятого океана». Начиная с легендарного Икара, история сохранила нам много имен смельчаков, опережавших свое время и пытавшихся выйти в воздух на аппаратах, в конструкции которых в той или иной мере использовались результаты наблюдений за полетом птиц.

Созерцать же прообраз несущего винта людям не приходилось. Вращение в природе скрыто в недоступных для непосредственного восприятия человеком микро- и макромирах. Поэтому, возможно, оно казалось людям противоестественным и все фантастические и сказочные «летательные аппараты», начиная от ковра-самолета и кончая метлой, не вращались в полете. (Не надо слишком удивляться тому, например, что древние жители Америки не знали принципа колеса, совершенно очевидного для всех в наши дни.)

В окружающей человека природе вращение проявляется лишь случайно, эпизодически, например в виде

кружащихся в воздухе кленовых семян. Но ведь они, вращаясь, снижаются. Наверное, поэтому долгое время никому не приходило в голову использовать вращающиеся поверхности для полета в воздухе. Применение этого принципа для летания ограничивалось лишь опытом австралийцев, создавших бумеранг. Этот опыт оставался достоянием аборигенов Австралии, неизвестным европейцам. Однако ветряные мельницы могли подсказать пытливому уму больше, нежели бумеранг.

Необходимо было творческое озарение, чтобы прийти к идее несущего винта и вертолета. Впервые эту идею высказал великий итальянский художник и ученый Леонардо да Винчи в 1475 г. Основной частью предложенного им летательного аппарата, как свидетельствуют сохранившиеся эскизы и описания, является большой винт (винт Архимеда), сделанный из жесткой пары силовых, натянутой на проволоочный каркас. Винт должен был приводиться во вращение с помощью мускульной силы человека. Идея Леонардо да Винчи опережала реальные технические возможности создания вертолета едва ли не на пять столетий. Современникам она вообще казалась фантастической и поэтому была основательно забыта. Лишь в конце XIX века записи Леонардо да Винчи были обнаружены в Миланской библиотеке.

Но уже в середине XVIII века (в 1754 г.), независимо от знаменитого итальянца, великий русский ученый Михаил Васильевич Ломоносов не только разработал схему, но и построил модель вертолета, предназначавшуюся для подъема на необходимую высоту метеорологических приборов. Модель имела два несущих винта (НВ), приводимых во вращение от часовой пружины.

Разработка впервые М. В. Ломоносовым двухвинтовой схемы вертолета означает, что он установил наличие реактивного момента несущего винта и предложил один из способов его уравнивания — второй винт, вращающийся в противоположную сторону.

В протоколах Академии наук от 1 июля 1754 г. можно прочесть об испытаниях «аэродинамической (воздухо-бежной) машины», как называл свой вертолет М. В. Ломоносов. В частности, там говорится: «Машина подвешивалась на шнуре, протянутом по двум блокам, и удерживалась в равновесии грузиками, подвешенными с противоположного конца. Как только пружина заводилась, машина поднималась в высоту и потому обещала достижение желаемого действия».

Сейчас нам ясно, что «желаемое действие» не было достигнуто полностью вследствие чрезмерно большой относительной массы пружины («двигателя») и конструкции вертолета. Работа М. В. Ломоносова была значительным шагом вперед и явилась практическим подтверждением и доказательством возможности создания вертолета. Однако низкий уровень развития техники не позволял реализовать эту возможность.

По мере накопления знаний и расширения технических возможностей учащались попытки завоевания воздушного пространства.

Во второй половине XVIII века был изобретен и создан аэростат. Развивался планеризм. Разрабатывались многочисленные конструкции самолетов. Но летные качества аэростатов, планеров и проектировавшихся самолетов далеко не во всем удовлетворяли практическим запросам. Поэтому велись работы и по созданию вертолетов.

Было изготовлено значительное количество демонстрационных и летающих моделей вертолетов: Коссю (1845), д'Амекура (1863) во Франции и др. В России в это время также разрабатывалось много проектов и моделей различных вертолетов. В 1869 г. известный изобретатель А. Н. Лодыгин представил проект вертолета с электрическим двигателем. Интересны проекты вертолетов В. П. Коновалова, Д. П. Чернова, С. С. Неждановского и др. Из-за отсутствия необходимых двигателей многие изобретатели предлагали использовать для вращения НВ на вертолетах мускульную силу человека, что исключало возможность успешной практической реализации их проектов. Имелось много недостатков и принципиального характера. Так, не все авторы учитывали необходимость уравнивания реактивного момента НВ, правильного определения его тяги и т. д. Это во многом объяснялось отсутствием соответствующих теоретических работ. Поэтому в России кроме моделирования разворачивались работы по созданию аэродинамической экспериментальной и теоретической базы, в том числе и по аэродинамике несущих винтов. Академик и директор Главной физической обсерватории М. А. Рыкачев в 1870—1878 гг. на специально созданном приборе проводил экспериментальные исследования характеристик несущих винтов. Изобретатель подводной лодки С. К. Девецкий, занимаясь аэродинамикой, в 1880—1890 гг. создал первую теорию воздушного винта задолго до появления аналогичных работ за границей.

В конце 80-х годов прошлого века в развитие аэродинамики и динамики полета включился Н. Е. Жуковский. Уже в первых своих работах по этим вопросам «К теории летания» (1890), «О парении птиц» (1891) он достиг значительных новых результатов и указал области их практического применения. Вопросы, непосредственно связанные с аэродинамикой вертолета, кроме упомянутой работы 1890 г., рассматривались Н. Е. Жуковским также в работах «О полезном грузе, поднимаемом геликоптером*» (1904), «Опыт теоретического определения эффекта ветра, дующего в плоскости геликоптерного винта» (1909) и др. В этих трудах впервые была рассмотрена работа несущего винта при косо́й обдувке, получены данные о направлении результирующей аэродинамической силы и изменении ее величины в зависимости от скорости полета. Было указано на возникновение в этих условиях поперечного и продольного опрокидывающих моментов, действующих от НВ на летящий вертолет.

Ряд положений, разработанных Н. Е. Жуковским, используется до настоящего времени при аэродинамическом расчете вертолета.

Под руководством Н. Е. Жуковского велись также экспериментальные исследования характеристик несущих винтов при обдуве их потоком воздуха под разными направлениями, при работе на режиме самовращения и т. д. Н. Е. Жуковский всегда стремился сочетать теоретические и экспериментальные исследования для получения ответов на запросы жизни.

Многостороннюю деятельность Н. Е. Жуковского высоко оценил В. И. Ленин, назвав его «отцом русской авиации». Работы Н. Е. Жуковского нашли отклик во всем мире и дали толчок развитию соответствующих исследований за рубежом. Вклад его в мировую авиационную науку трудно переоценить.

Благодаря достижениям теоретической и экспериментальной аэродинамики, развитию двигателестроения в начале нашего века стали успешно строиться и достаточно уверенно летать самолеты. Вместе с этим создавалось много конструкций вертолетов. Подавляющее большинство из них в воздух подняться не смогло из-за

* Геликоптер (от греческих слов *gelikos* — винт и *pteron* — крыло) в переводе на русский язык означает аппарат, снабженный винтовым крылом. Термин «вертолет», употребляемый в настоящее время, принят по предложению Н. И. Камова.

недостаточной мощности двигательной установки или неправильного расчета тяги НВ. Только в 1907 г. французы Бреге и Рише построили четырехвинтовой вертолет, который впервые мог отрываться от земли и висеть на высоте нескольких метров. Это было принципиальное достижение, ставшее лишь первым шагом в завоевании вертолетами воздушного пространства.

При попытках перехода к полету вперед вертолеты того времени терпели аварию — было неясно изменение аэродинамических сил и моментов, не были решены вопросы управления вертолетами, их устойчивости и т. д.

Эти проблемы нашли свое научное и практическое разрешение в работах Б. Н. Юрьева. Еще будучи студентом МВТУ, он участвовал в организации воздухоплавательного кружка и аэродинамической лаборатории, интересовался вертолетами и под руководством Н. Е. Жуковского в 1910 г. (вместе с Г. Х. Сабининым) разработал импульсную теорию несущего винта, обеспечивающую надежный расчет его характеристик. Одновременно Б. Н. Юрьев занимался постройкой летающих моделей вертолетов различных схем, анализировал их преимущества и недостатки. В период 1910—1911 гг. он разработал и запатентовал схему вертолета с одним несущим винтом (одновинтовую схему), а также изобрел автомат перекося для управления вертолетом в продольном и поперечном направлениях. Как видно из рис. 1, вертолет Юрьева имел все характерные элементы современных вертолетов.

На базе этих достижений в 1912 г. по проекту и под руководством Б. Н. Юрьева в мастерских МВТУ с помощью студентов-энтузиастов авиации был построен первый в мире вертолет одновинтовой схемы. Представив вертолет на второй Всероссийский воздухоплавательный съезд и сделав доклад на тему «Геликоптер собственной конструкции», Б. Н. Юрьев получил золотую медаль за «прекрасную теоретическую разработку проекта геликоптера и его конструктивное осуществление». Поломка вала при испытаниях вертолета, отсутствие средств на изготовление качественных деталей и начавшаяся вскоре первая мировая война помешали летным испытаниям и доводке вертолета, но начало было положено. Благодаря работам Б. Н. Юрьева вертолетостроение получило хорошую теоретическую базу, отработанную схему вертолета и практические пути разрешения

задачи управления вертолетами. Изобретенный им автомат перекоса применяется ныне на вертолетах во всем мире.

После первой мировой войны во многих странах вновь возродился интерес к вертолетам и появились реальные возможности их конструирования. В 1920—1930 гг. во Франции, Испании, США и других странах был построен целый ряд вертолетов, которые могли ле-

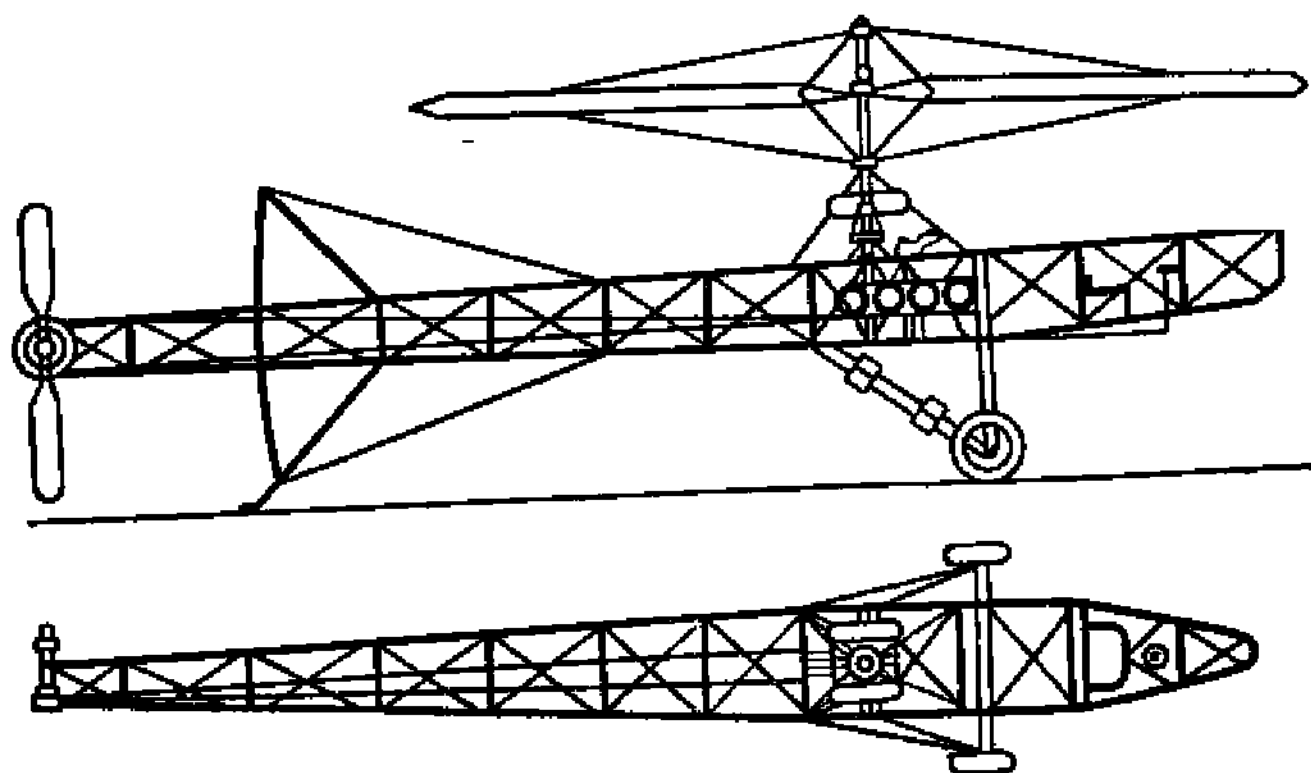


Рис. 1. Проект вертолета Б. Н. Юрьева

тять на высоте нескольких метров в течение нескольких минут.

В Советском Союзе Коммунистическая партия и лично Владимир Ильич Ленин, несмотря на разруху, вызванную гражданской войной, принимали все меры для быстрого развития авиации. Уже в 1918 г. был организован Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ), возглавлявшийся Н. Е. Жуковским и носящий ныне его имя. Работами по вертолетной тематике в ЦАГИ руководил один из ближайших его учеников — Б. Н. Юрьев.

В результате этих работ были подробно изучены характеристики несущих винтов различных типов на моторных режимах и режиме самовращения, в условиях близости земли и т. д.

Специальная вертолетная группа в ЦАГИ, которая позднее была реорганизована в отдел винтокрылых аппаратов, под руководством А. М. Черемухина в 1928 г. приступила к проектированию, а затем и постройке

вертолета, и в 1930 г. первый советский вертолет ЦАГИ 1-ЭА оторвался от земли. Впервые в мировой практике была предусмотрена возможность снижения вертолета на режиме самовращения несущего винта. Для этого в трансмиссии вертолета между двигателями и главным редуктором была установлена муфта свободного хода.

Создание вертолета ЦАГИ 1-ЭА (рис. 2) с отмеченными выше рекордными летными данными и всеми ос-

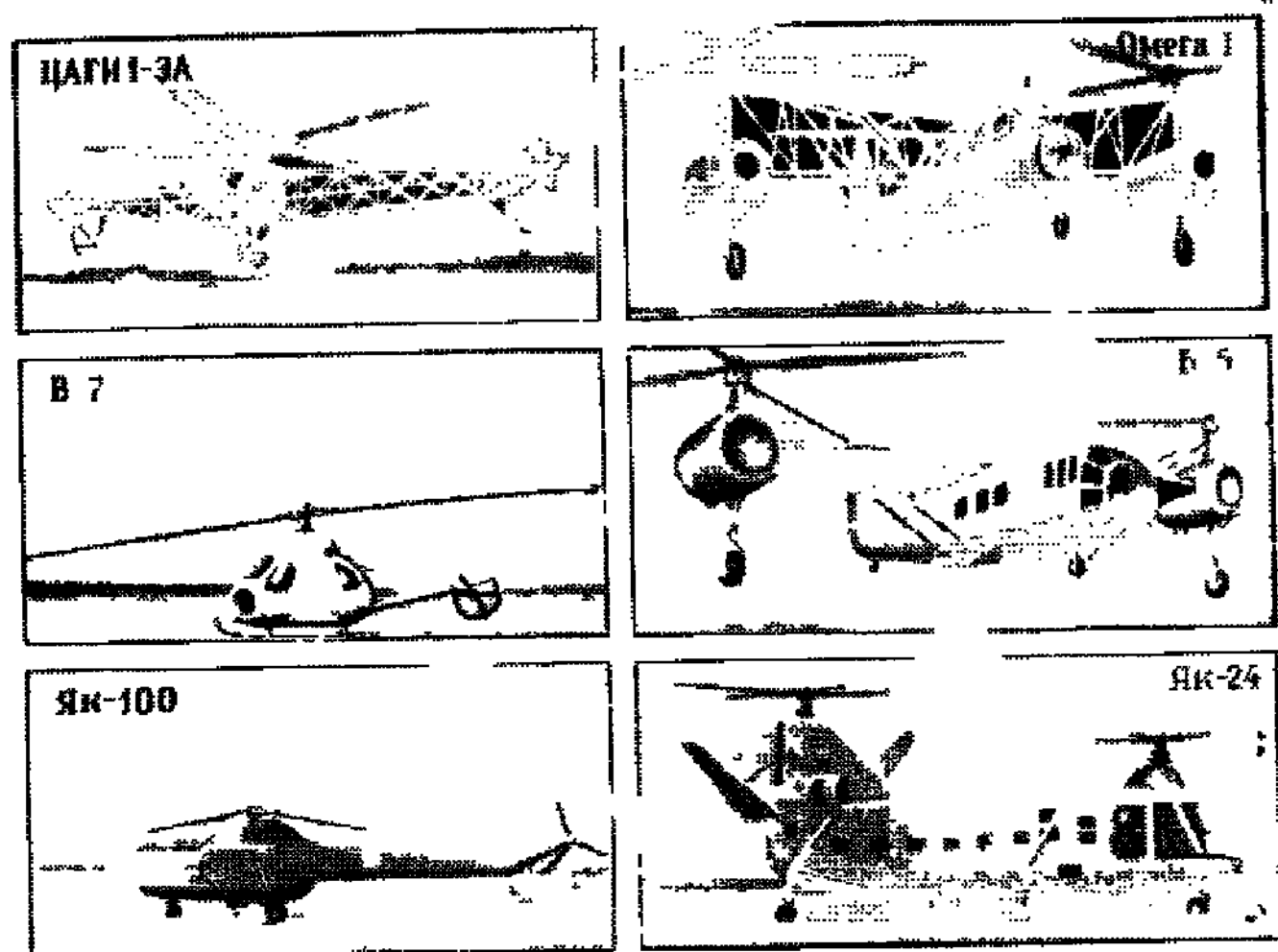


Рис. 2. Различные типы советских вертолетов первого поколения

новными элементами, присущими современным вертолетам, знаменовало собой целый этап в развитии мирового вертолетостроения. Всесторонние летные испытания этого вертолета дали богатый опыт для дальнейшего развития вертолетов на основе перехода к НВ с шарнирной подвеской лопастей. При этом был использован опыт автожиростроения. Автожиры как аппараты, более простые по схеме и не требовавшие сложных трансмиссий, были доведены к тому времени в СССР и за рубежом до значительного совершенства. Опыт применения на автожирах НВ с шарнирным креплением лопастей был использован и для вертолетов. Уже на вертолете ЦАГИ 5-ЭА (1933) по инициативе и под руководством И. П. Братухина был установлен несущий винт с гори-

горизонтальными и вертикальными шарнирами, а также с фрикционными демпферами колебаний лопастей. Впоследствии в 1940 г. И. П. Братухин возглавил конструкторское бюро (ОКБ-3), создавшее первые советские вертолеты поперечной схемы, пригодные для практического применения: «Омега-I», «Омега-II», Б-3, Б-5 и др. (рис. 2).

Некоторые из них строились малыми сериями и направлялись для использования в различные ведомства, участвовали в воздушных парадах по случаю Дня Воздушного Флота СССР. На этих вертолетах окружная скорость концов лопастей НВ впервые была доведена до 200 м/с.

Таким образом, благодаря усилиям молодого коллектива отдела винтокрылых аппаратов ЦАГИ наша страна перед Великой Отечественной войной вновь вышла на передовые рубежи в этой области вертолетостроения.

В этом отделе ЦАГИ с работы над автожирами начинали свой путь прославленные впоследствии конструкторы советских вертолетов Н. И. Камов и М. Л. Миль. Деятельность возглавляемых ими коллективов обеспечивала создание нескольких поколений первоклассных советских вертолетов соосной и одновинтовой схем. Некоторые из них показаны на рис. 3 и 4. На многих из этих вертолетов были установлены мировые рекорды по скорости, высоте полета и грузоподъемности. Вертолет Ми-4 долгое время являлся самым большим вертолетом в мире. В настоящее время наиболее тяжелым и грузоподъемным вертолетом является вертолет того же конструкторского бюро Ми-12.

За рубежом после второй мировой войны также началось бурное развитие вертолетостроения. Особенно большие успехи были достигнуты в США, территория которых не подвергалась вражескому нашествию или бомбардировкам. Пионером вертолетостроения в США явился И. И. Сикорский, бывший русский конструктор, спроектировавший в 1912—1914 гг. самые большие в то время самолеты — четырехмоторные бомбардировщики «Русский витязь» и «Илья Муромец». После экспериментов с первым вертолетом, имеющим три управляющих (рулевых) винта, он пришел в конечном варианте к схеме Б. Н. Юрьева с одним рулевым винтом. Этот вертолет VS-300 и особенно следующий — R-4 проходили испытания в 1942 г., были выпущены малыми сериями

и использовались в конце войны для связи, спасательных операций и охраны морских караванов от подводных лодок противника. Это были первые шаги в практическом использовании вертолетов за рубежом.

В последующие годы и в настоящее время фирма Сикорского продолжает занимать ведущее место в зару-

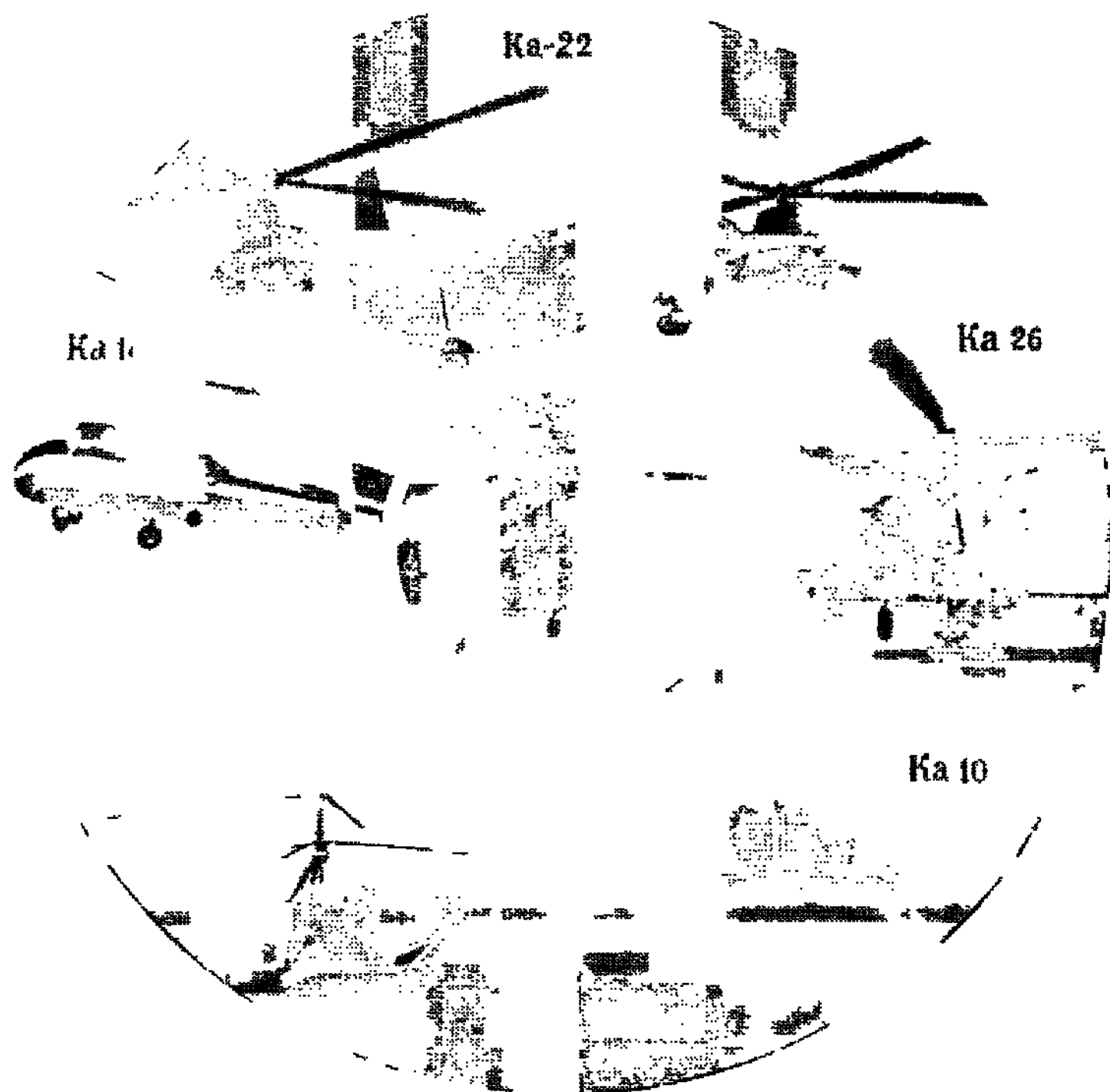


Рис. 3. Вертолеты конструкции Н. И. Камова

бежном вертолетостроении. На вертолете Сикорского S-67 (рис. 5) с шарнирным креплением лопастей НВ впервые в 1970 г. был выполнен комплекс фигур высшего пилотажа — перевороты, бочки и петли Нестерова.

В этом кратком историческом очерке отмечены лишь основные этапы и черты развития вертолетов.

В настоящее время речь идет о дальнейшем наращивании летно-тактических характеристик вертолетов, повышении массовой отдачи, улучшении маневренных и пилотажных свойств. В этих направлениях возмож-

ности далеко не исчерпаны. Для повышения массовой отдачи вертолетов все шире применяются новые легкие материалы: титан, стеклопластики, полимерные и композиционные материалы. Разрабатываются новые конструк-

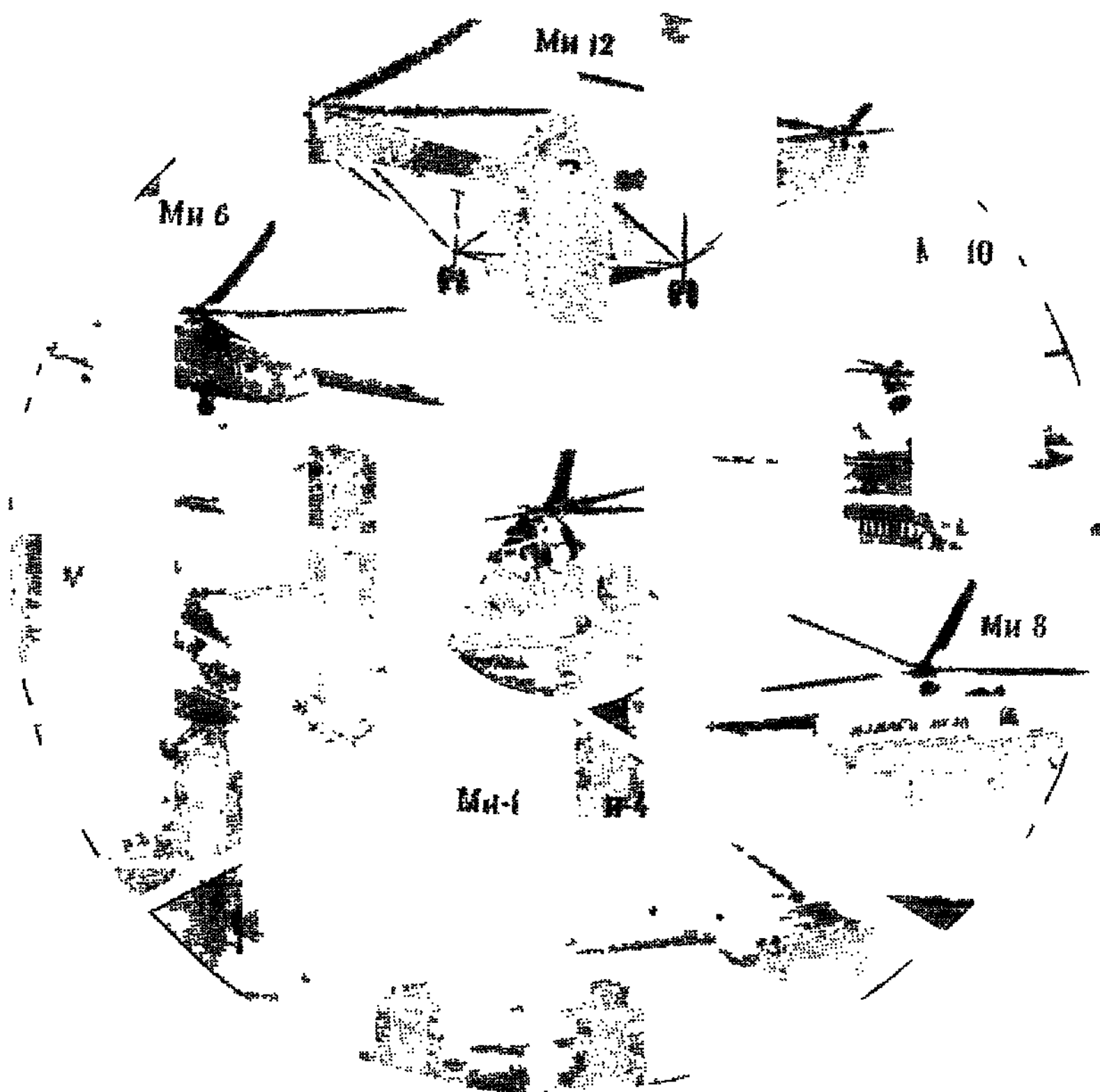


Рис. 4. Вертолеты конструкции М. Л. Миля

тивные формы для лопастей, втулок НВ и других элементов вертолета. Развивается аэродинамика несущих винтов. Уже найдены принципиальные решения, обеспечивающие повышение скоростей полета до 400 км/ч. Чтобы уменьшить или исключить явления волнового кризиса на лопастях, испытываются НВ со стреловидными законцовками лопастей, винты изменяемого диаметра (с лопастями телескопической конструкции), а также останавливаемые в полете и убирающиеся. В этих же

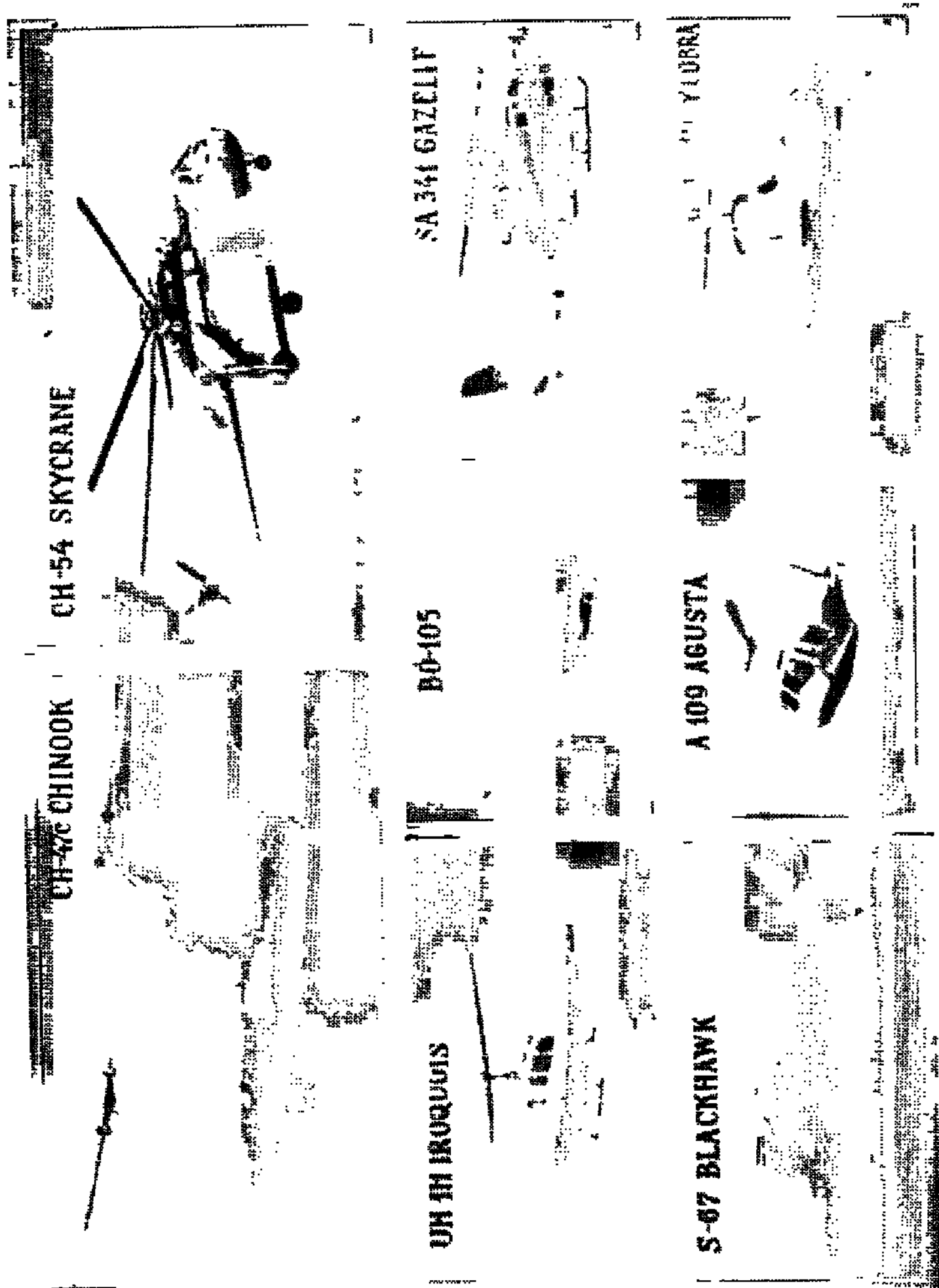


Рис. 5. Некоторые зарубежные вертолеты

целях на скоростных вертолетах повсеместно применяется крыло. Рассматриваются возможности механизации лопастей и управления пограничным слоем на них.

Дальнейшее увеличение скоростей полета вертолетов идет также в направлении превращения их в комбинированные летательные аппараты с поворотными несущими винтами или со специальными движителями, создающими движущую (пропульсивную) силу помимо НВ.

Ведутся работы и по улучшению характеристик вертикальных режимов и возможностей смещения по разным направлениям. Достигнуты вертикальные скорости набора высоты более 20 м/с, скорости полета вбок и назад до 70—80 км/ч.

В скором будущем мы станем свидетелями новых достижений в этой области.

* * *

Авторы выражают глубокую благодарность военному летчику 1-го класса генерал-майору авиации П. Д. Новицкому и заслуженному летчику-испытателю СССР кандидату технических наук полковнику-инженеру С. В. Петрову за ряд ценных замечаний при рецензировании рукописи, позволивших существенно улучшить содержание книги.

Г л а в а 1

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ ВЕРТОЛЕТОВ

§ 1.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА ВЕРТОЛЕТА

Вертолетом называется летательный аппарат тяжелее воздуха, способный выполнять вертикальный взлет и посадку, подъемная сила которого создается одним или несколькими несущими винтами.

Как и всякий летательный аппарат, каждый вертолет (тип вертолета) предназначен для выполнения определенных задач. Чтобы выполнять свое предназначение, вертолет кроме несущих винтов должен иметь силовую установку, фюзеляж, взлетно-посадочное приспособление (шасси), а также другие элементы (агрегаты), в целом обеспечивающие необходимые летно-технические и пилотажные характеристики

Объединение всех необходимых частей и агрегатов вертолета наиболее рациональным способом, выбор их размеров и взаимного расположения являются сложными задачами при создании любого летательного аппарата. При этом одним из главных вопросов, решаемых для обеспечения необходимых летно-тактических и пилотажных характеристик, является определение наиболее рациональных параметров тех элементов летательного аппарата, которые определяют его аэродинамические характеристики. Этот вопрос решается выбором аэродинамической компоновки аппарата.

Под аэродинамической компоновкой понимается как процесс, так и сам результат выбора внешних форм и способа сочетания частей летательного аппарата, которые создают в полете основные аэродинамические силы и моменты.

Иными словами, аэродинамическая компоновка определяет в основном внешний облик вертолета и, следовательно, условия его силового взаимодействия с воздухом в полете. Каждый вид аэродинамической компоновки имеет свои преимущества и недостатки. Они учитываются при выборе схемы вертолета вместе с преимуществами и недостатками ее конструктивного выполнения.

Применительно к вертолетам аэродинамическая компоновка характеризуется:

- количеством и расположением несущих и рулевых винтов;
- формами (обводами) фюзеляжа;
- типом и расположением силовой установки;
- наличием, расположением и формами крыла и оперения;
- типом и расположением взлетно-посадочных устройств;
- количеством и формами выступающих в поток элементов (внешних подвесок и т. д.).

При полете вертолета наиболее значительная из аэродинамических сил создается НВ. Неудивительно поэтому, что главным и в значительной мере определяющим признаком аэродинамической компоновки вертолета является количество несущих винтов. Выбор количества НВ зависит от многих факторов. Главными из них являются предназначение вертолета и вытекающие из этого требования по грузоподъемности, возможным габаритным размерам, преимущественным условиям эксплуатации, скорости, дальности полета и т. д. Важную роль играет также уровень развития авиационной техники, определяющий возможности создания тех или иных конструктивных элементов и агрегатов. Наконец, не последнее значение имеют традиции и возможности конструкторских коллективов (фирм), создающих вертолет.

В результате учета влияния всех этих зачастую противоречивых факторов в конечном счете вертолет, разработанный под заданные летно-тактические данные, может быть снабжен одним или несколькими несущими винтами. В зависимости от количества НВ различают одновинтовые, двухвинтовые и многовинтовые схемы вертолетов.

Соответственно количеству НВ и их приводу различаются и способы уравнивания реактивного момента НВ. Напомним, что для вращения НВ в целях полу-

чения необходимой тяги приходится преодолевать силы сопротивления воздуха, действующие на каждую лопасть и образующие в сумме относительно оси вала несущего винта момент (рис. 1.1)

$$M_{\text{сопр}} = kX_{\text{л}}r_x,$$

где k — число лопастей;

$X_{\text{л}}$ — результирующая сила сопротивления вращению лопасти;

r_x — расстояние от оси вала до линии действия $X_{\text{л}}$.

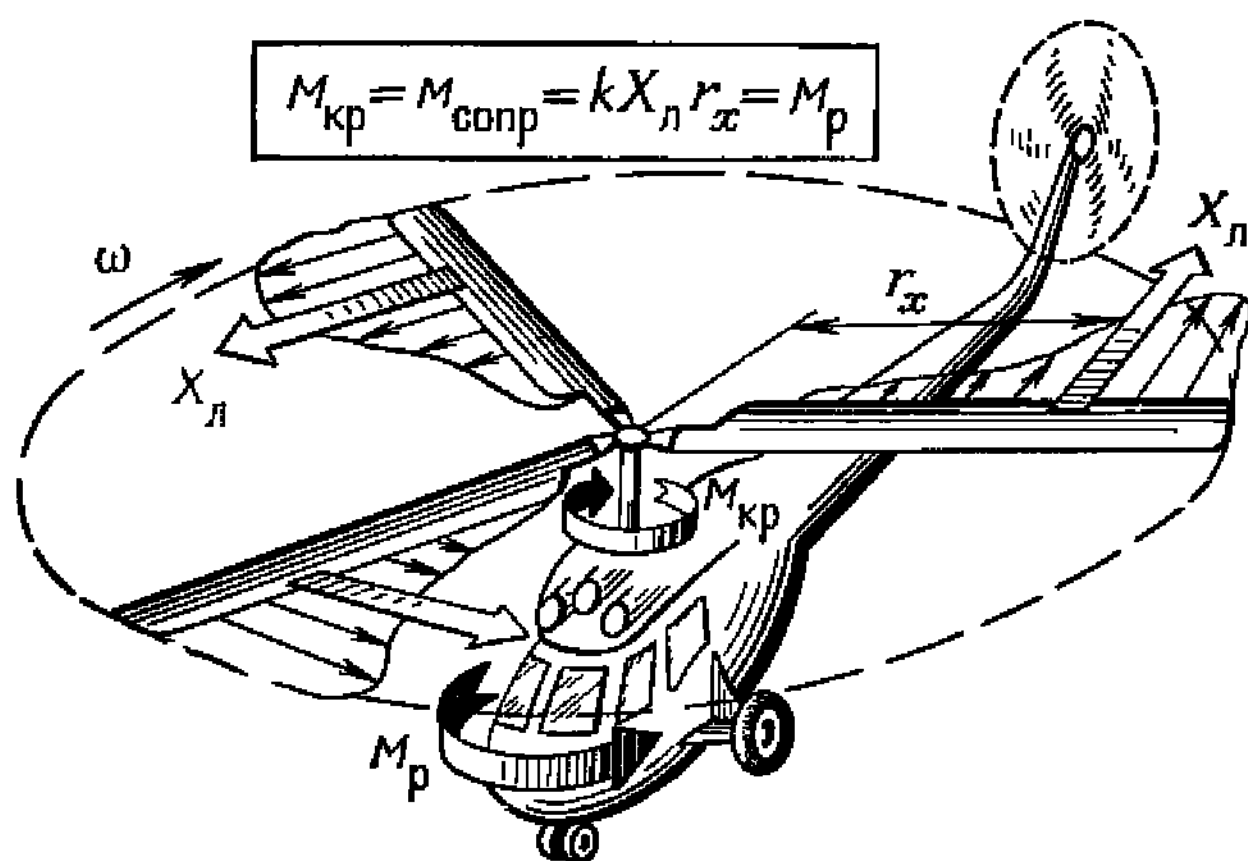


Рис. 1.1. Схема образования реактивного момента M_p несущего винта

При изменении оборотов* НВ к моменту от сил сопротивления воздуха добавляется момент от тангенциальных сил инерции $M_{\text{ин}}$, возникающих при наличии углового ускорения.

Следовательно, со стороны НВ на вал винта действует в общем случае суммарный момент, называемый реактивным моментом несущего винта M_p :

$$M_p = M_{\text{сопр}} + M_{\text{ин}}.$$

У вертолетов с механическим приводом НВ этот момент преодолевается крутящим моментом $M_{\text{кр}}$ от силовой установки, передаваемым через трансмиссию и вал

* В книге проведен термин «обороты» из-за употребления его в существующей летной документации (по ГОСТ употребляется термин «частота вращения»).

Реактивный двигатель

$kPR = M_{\text{сопр}} = kX_L r_x$

P — тяга реактивного двигателя; R — радиус НВ

Все современные серийные вертолеты имеют несущие винты с механическим приводом, в большинстве — от газотурбинных двигателей (ГТД), и, следовательно,

нуждаются в уравнивании реактивного момента. Уравнивание M_p выполняется по-разному в различных схемах вертолетов (рис. 1.3).

При одновинтовой схеме вертолета с механическим приводом НВ (рис. 1.3, а) M_p уравнивается обычно моментом от силы тяги рулевого (хвостового) винта (РВ).

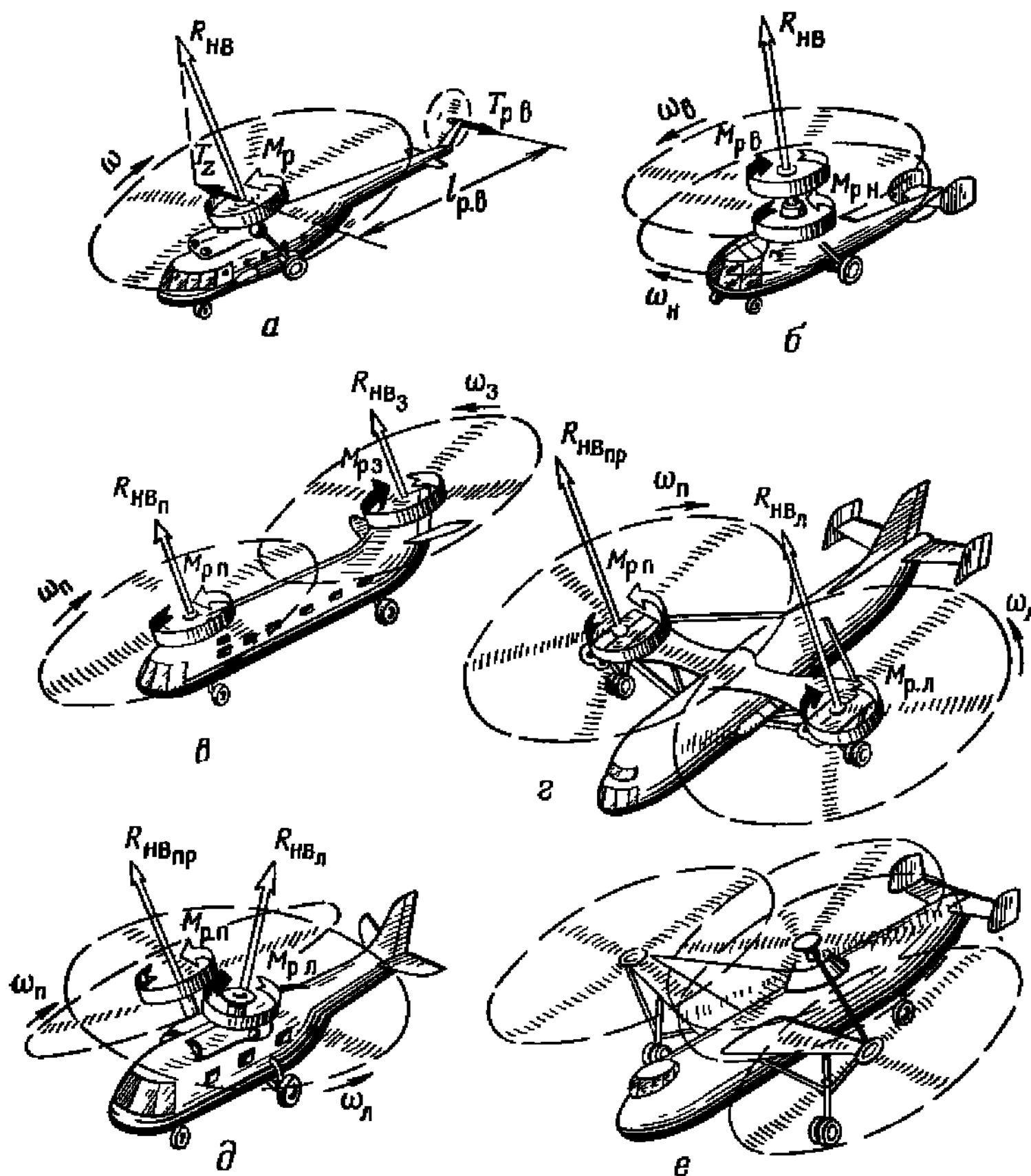


Рис. 1.3. Основные схемы вертолетов:

а — одновинтовая; б — соосная; в — продольная, г — поперечная; д — с перекрещивающимися винтами; е — многвинтовая; R_{HB} — результирующая аэродинамическая сила НВ (на двухвинтовых схемах R_{HBn} и R_{HBz} соответственно переднего и заднего НВ, $R_{HBл}$ и $R_{HBпр}$ — левого и правого НВ); ω — угловая скорость вращения НВ; T_z — проекция R_{HB} на ось Oz ; $T_{p.в}$ — сила тяги РВ; $l_{p.в}$ — расстояние от линии действия силы $T_{p.в}$ до оси вала НВ (плечо силы $T_{p.в}$)

В одной из первых конструкций советских вертолетов ЦАГИ 1-ЭА (рис. 2) реактивный момент НВ уравнивался моментом от пары сил. Этими силами являются тяги рулевых винтов, установленных в передней и задней частях ферменного фюзеляжа. Если же для уравнивания M_p используется один рулевой винт, то при равенстве $M_p = T_{p.v} l_{p.v}$ остается неуравновешенной сила тяги рулевого винта $T_{p.v}$ ($l_{p.v}$ — расстояние между осями НВ и РВ). Чтобы эта сила не приводила к смещению вертолета вбок, ее необходимо уравновесить отклонением результирующей аэродинамической силы НВ $R_{нв}$ в противоположную сторону для получения составляющей T_z , равной $T_{p.v}$ (рис. 1.3, а). При этом возникают некоторые дополнительные особенности в достижении равновесия вертолета, о чем будет подробнее сказано в гл. 3.

Одновинтовая схема вертолета, предложенная Б. Н. Юрьевым еще в 1910—1911 гг., оказалась очень перспективной и жизнеспособной.

Схема отличается относительной простотой привода и управления несущей системой, поскольку система состоит из одного НВ, обеспечивает создание вертолетов различной грузоподъемности и взлетной массы, вплоть до 50—60 т. Легче по сравнению с другими схемами решаются вопросы борьбы с явлением «земного резонанса». Недостатком схемы является расход мощности на привод рулевого винта, составляющий до 10—12% мощности силовой установки. Кроме того, необходимо вынесение РВ за площадь, ометаемую лопастями НВ. Для этого используется длинная хвостовая балка с концевой (килевой) балкой, что в целом увеличивает габариты и массу вертолета. В результате к прямым расходам мощности непосредственно на привод РВ добавляются затраты косвенные — на подъем и перевозку массы балок и самого РВ. Для уменьшения потребной тяги рулевого винта и, следовательно, мощности, отбираемой для его вращения, желательно увеличивать $l_{p.v}$, т. е. длину хвостовой балки. Но чрезмерное увеличение $l_{p.v}$ помимо увеличения массы конструкции влечет за собой также уменьшение допустимого посадочного угла тангажа вертолета, что ограничивает возможные условия выполнения посадки.

Как видно, недостатки одновинтовой схемы при механическом приводе НВ вытекают, в сущности, из ее аэродинамической несимметрии. Однако благодаря

отмеченным выше преимуществам вертолеты одновинтовой схемы являются в настоящее время наиболее распространенными. Продольное и поперечное управление вертолетами этой схемы обеспечивается наклоном в нужную сторону результирующей аэродинамической силы несущего винта, а затем и всего вертолета. Для путевого управления используется хвостовой (рулевой) винт.

В СССР по этой схеме созданы почти все вертолеты конструкции М. Л. Миля. За рубежом большинство вертолетостроительных фирм также выпускает вертолеты одновинтовой схемы.

При двухвинтовой схеме вертолетов обеспечивается взаимное уравновешивание реактивных моментов несущих винтов вращением их в противоположных направлениях. Поэтому вертолеты выполняются без рулевого винта, и мощность силовой установки используется для привода несущих винтов в большей степени, чем у одновинтовых вертолетов (примерно на 8—10%). В этом заключается основное преимущество двухвинтовой схемы вертолетов перед одновинтовой. Расположение двух несущих винтов может быть различным и выполняется по следующим схемам (рис. 1.3): соосной, продольной, поперечной, с перекрещивающимися винтами.

В соосной схеме несущие винты располагаются один под другим и оси обоих винтов совпадают (рис. 1.3, б). При этом вал верхнего несущего винта проходит внутри полого вала нижнего. Плоскости вращения НВ находятся на таком расстоянии одна от другой, чтобы исключить схлестывание (касание или столкновение) лопастей верхнего и нижнего винтов на всех режимах полета и маневрах вертолета.

Основными преимуществами вертолетов соосной схемы являются сравнительно малые их габариты, высокая массовая отдача, простота конструкции (исключая несущую систему), а также аэродинамическая симметрия, которая обеспечивает простоту пилотирования вертолета. Малый разнос масс обеспечивает вертолету высокую маневренность.

Недостатком схемы является взаимное влияние несущих винтов, приводящее к снижению их общей тяги по сравнению с тягой таких же, но изолированно работающих винтов. Это объясняется неблагоприятным влиянием на работу нижнего винта струи воздуха, отбрасываемой верхним. Необходимость значительного увели-

чения расстояния между плоскостями вращения несущих винтов при увеличении их диаметра также затрудняет широкое развитие вертолетов этой схемы в направлении увеличения грузоподъемности. Кроме того, у вертолетов соосной схемы более сложные трансмиссия (передача) к несущим винтам и управление ими, чем у одновинтовых.

Продольное и поперечное управление вертолетами соосной схемы обеспечивается, как и у одновинтовых, соответствующим наклоном результирующей аэродинамической силы несущих винтов. Путевое управление обеспечивается различным изменением шага (угла установки лопастей) верхнего и нижнего НВ. При этом их реактивные моменты становятся различными (одновременно могут отклоняться рули направления по вращению винта с большим шагом). Вертолет поворачивается в сторону большего реактивного момента. Такое управление, когда общий шаг несущих винтов изменяется на разную величину, называется дифференциальным. Оно широко применяется и в других двухвинтовых схемах.

Нижний несущий винт менее эффективен и поэтому к.п.д. несущей системы в целом меньше, чем у двухвинтовых вертолетов других схем. Из-за короткого фюзеляжа усложняется обеспечение достаточной путевой устойчивости.

Соосная схема с успехом применяется для вертолетов малой и средней грузоподъемности. Наибольшего развития эта схема достигла в Советском Союзе, где под руководством Н. И. Камова построен целый ряд вертолетов соосной схемы. Эти вертолеты широко используются в народном хозяйстве и в Вооруженных Силах.

В продольной схеме несущие винты располагаются один за другим вдоль по полету, т. е. один в передней части фюзеляжа, другой — в задней (рис. 1.3, в).

Положительным качеством такой схемы по сравнению с одновинтовой является теоретическая возможность резкого увеличения грузоподъемности в связи с удвоением количества НВ. Фюзеляж можно выполнить с большим объемом грузовой (пассажирской) кабины. При этом повышается массовая отдача, так как фюзеляж получается достаточно жесткий и относительно легкой конструкции. Может быть допущен больший диапазон разрешенных продольных центровок.

Продольная схема вертолета обеспечивает высокие тяговые характеристики при осевой обдувке (на верти-

кальных режимах), позволяет выполнить хорошо обтекаемый фюзеляж с малым сопротивлением и т. д. Но при кривой обдувке двух винтов их суммарная тяга уменьшается, если один из винтов находится в зоне влияния струи другого. Поэтому у вертолетов продольной схемы задний винт приходится располагать с превышением над передним. Это улучшает тяговые характеристики при моторном полете вперед, но ухудшает в безмоторном (на режиме самовращения НВ). Для уменьшения габаритов вертолета, снижения массы конструкции и повышения массовой отдачи оси несущих винтов располагают на расстоянии, меньшем двух радиусов НВ, т. е. ометаемые площади их частично перекрываются. Вращение винтов синхронизировано с помощью трансмиссии таким образом, чтобы исключить схлестывание лопастей, т. е. чтобы лопасти одного винта при вращении всегда проходили между лопастями другого.

Аэродинамическим недостатком продольной схемы является отрицательное влияние переднего НВ на задний. Несмотря на разнос по высоте плоскостей их вращения, эффективность заднего винта уменьшается, особенно на малых скоростях полета, и тяга винтов в продольной схеме меньше, чем тяга двух изолированно работающих винтов.

Продольное и поперечное управление вертолетами продольной схемы обеспечивается отклонением результирующих аэродинамических сил НВ с помощью автоматов перекаса. При этом для повышения эффективности продольного управления применяется и дифференциальное изменение общего шага несущих винтов, когда вместе с наклоном автоматов перекаса уменьшается общий шаг одного винта и увеличивается общий шаг другого. Тяги несущих винтов становятся разными по величине и создают относительно центра тяжести момент, способствующий наклону вертолета вперед или назад. Путьевое управление осуществляется с помощью отклонения в разные стороны автоматов перекаса НВ для создания пары боковых сил, разворачивающих вертолет по курсу.

Продольная схема применяется реже, чем одновинтовая или соосная. По продольной схеме в СССР был выполнен вертолет Як-24 (рис. 2). За рубежом (США) в настоящее время серийно выпускается вертолет продольной схемы «Чинук» (рис. 5).

В поперечной схеме несущие винты располагаются

поперек направления полета, т. е. по обеим сторонам фюзеляжа (рис. 1.3, з). Плоскости вращения НВ в этой схеме совпадают. Вращение НВ синхронизировано, как и в продольной схеме. Аэродинамически поперечное расположение НВ является наиболее целесообразным. Несущие винты работают на всех режимах без вредной интерференции, а фюзеляж может быть выполнен наиболее обтекаемым, по типу самолетного. Поперечная схема обеспечивает создание вертолета с наибольшей грузоподъемностью.

Недостатком поперечной схемы является необходимость включения в конструкцию силовой опоры (фермы или крыла с подкосами), утяжеляющей конструкцию, снижающей массовую отдачу, существенно увеличивающей лобовое сопротивление вертолета и создающей вредную интерференцию с НВ на вертикальных режимах.

Продольное и поперечное управление вертолетами поперечной схемы осуществляется отклонением результирующих аэродинамических сил несущих винтов. При этом в поперечном управлении применяется дифференциальное управление общим шагом. При отклонении ручки управления в сторону уменьшается общий шаг и, следовательно, тяга того винта, в сторону которого отклонена ручка, а общий шаг другого винта увеличивается. Путевое управление осуществляется аналогично путевому управлению вертолета продольной схемы — наклоном в разные стороны тяг НВ (одного — вперед, другого — назад). При полете вперед в путевом управлении используются также рули направления.

Вертолеты поперечной схемы строились практически только в СССР под руководством И. П. Братухина (рис. 2) и еще на одном из вертолетных заводов (Ми-12). Вертолет Ми-12 (рис. 4) является самым большим летающим вертолетом. Ему принадлежат рекорды по абсолютной грузоподъемности (43 500 кг) и поднятию заданного груза на различные высоты. Полетная масса вертолета Ми-12 достигает 105 т, а грузоподъемность — 42 т.

Схема с п е р е к р е щ и в а ю щ и м и с я винтами (рис. 1.3, д) является промежуточной между соосной и поперечной схемами. В этой схеме оси несущих винтов расположены в поперечной плоскости вертолета не параллельно, а под углом одна к другой. Синхронизация вращения винтов, несмотря на значительное пересечение их ометаемых площадей, исключает столкнове-

ние лопастей. При этом наблюдается существенное неблагоприятное взаимное влияние несущих винтов.

Габариты вертолетов по этой схеме получаются меньшими, чем при продольной или поперечной, но большими, чем при соосной. Существенным недостатком этой схемы по сравнению с другими является необходимость размещения втулок несущих винтов на большой высоте из-за поперечного наклона осей винтов. Это приводит к увеличению массы конструкции и снижению массовой отдачи вертолетов. Кроме того, реактивные моменты несущих винтов дают составляющие относительно поперечной оси вертолета, которые суммируются и образуют неуравновешенный продольный момент, усложняющий балансировку вертолета. Из-за отсутствия ярко выраженных преимуществ схема с перекрещивающимися винтами не нашла широкого применения. Она была использована лишь для нескольких вариантов легких вертолетов.

При многовинтовой схеме вертолеты имеют более двух несущих винтов (рис. 1.3, е). По таким схемам разрабатываются иногда проекты вертолетов. Практическая реализация этих проектов наталкивается на существенные трудности. Это объясняется усложнением и утяжелением конструкции вертолетов, их систем управления и т. д., что не окупается сколько-нибудь серьезными преимуществами в других отношениях. Поэтому в настоящее время многовинтовые вертолеты не вошли в практику вертолетостроения.

Понятие аэродинамической компоновки вертолета не исчерпывается количеством и расположением несущих винтов, хотя этот признак и является определяющим на основании показанного влияния количества НВ на общую схему вертолета, формы фюзеляжа и т. д. Однако дальнейшее рассмотрение элементов аэродинамической компоновки целесообразно совместить с изучением аэродинамических характеристик этих элементов с учетом их взаимного влияния при различных сочетаниях.

§ 1.2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕСУЩИХ ВИНТОВ ВЕРТОЛЕТОВ

Несущие винты вертолетов, создавая тягу, обеспечивают тем самым получение и подъемной и движущей (пропульсивной) сил, необходимых для выполнения за-

данного режима полета или маневра. Кроме того, НВ обеспечивают продольное и поперечное управление, а в двухвинтовых схемах -- и путевое. Аэродинамика НВ характеризуется величиной и направлением результирующей аэродинамической силы винта и величиной момента от сил сопротивления воздуха вращению винта. Наиболее важной составляющей результирующей аэродинамической силы ($R_{НВ}^*$) является сила тяги НВ (T), поэтому рассмотрим прежде всего условия ее образования и зависимость от различных факторов.

Тяга НВ и факторы, на нее влияющие

Тяга НВ представляет собой силу реакции воздуха, образующуюся вследствие отбрасывания его винтом вдоль оси вращения. Несущий винт имеет ограниченные возможности по созданию тяги и требует для этого подвода соответствующей мощности. Эти возможности и потребная мощность зависят от многих факторов.

Известно, что любая аэродинамическая сила, в том числе и тяга НВ, пропорциональна размерам движущегося тела (несущей поверхности) и скоростному напору (произведению плотности воздуха на квадрат скорости). Кроме того, она зависит от формы поверхности (тела) и ее ориентации относительно воздушной скорости. Применительно к тяге НВ эти закономерности выражаются формулой

$$T = C_T F \frac{\rho (\omega R)^2}{2}, \quad (1.1)$$

где C_T — коэффициент пропорциональности, называемый коэффициентом тяги;

F — ометаемая площадь;

ρ — плотность воздуха;

ω — угловая частота вращения НВ;

R — радиус НВ.

Формула (1.1) показывает в явном виде зависимость тяги НВ от его размеров (диаметра) и скоростного напора $\frac{\rho (\omega R)^2}{2}$. С помощью коэффициента тяги C_T должны учитываться все остальные факторы, влияющие на величину тяги, но не входящие в явном виде в формулу (1.1). Как видно, при определении тяги НВ по формуле (1.1)

* Иногда эта сила обозначается $T_{НВ}$.

за несущую поверхность принимается вся ометаемая площадь F , а скоростной напор подсчитывается по величине окружной скорости концов лопастей. Такое представление в известной мере условно, так как реальными несущими поверхностями являются лопасти с их углами установки, формой в плане, профилем и т. д., а окружные скорости в разных сечениях лопастей различны. Величина окружной скорости (и скоростной напор за счет вращения НВ) достигает максимального значения, используемого в формуле (1.1), лишь в концевых сечениях лопастей и уменьшается по длине лопасти к ее концу вплоть до нуля на оси вала. Но при полете вперед аэродинамические силы НВ создаются также и за счет скорости полета вертолета. При этом на величину тяги влияет ориентация НВ относительно вектора скорости полета. Следовательно, в коэффициенте тяги C_T должны учитываться все эти обстоятельства.

Таким образом, величина коэффициента C_T зависит от угла установки и количества лопастей, их формы в плане, крутки, формы профиля, скорости полета и угла атаки НВ, а также учитывает разницу в аэродинамических силах разных сечений вследствие различной их окружной скорости.

Рассмотрим последовательно влияние указанных факторов на коэффициент C_T и соответственно тягу НВ.

Угол установки (шаг) НВ

Чем больше угол установки φ (шаг) НВ, тем сильнее лопасть и винт в целом могут отбрасывать воздух и тем больше тяга НВ. Зависимость C_T от шага в принципе аналогична зависимости $C_y = f(\alpha)$.

На рис. 1.4 показаны эти зависимости для профиля НАСА-0012 и НВ с лопастями, имеющими такой же профиль, при работе на месте. При увеличении шага НВ углы атаки α , в сечениях лопастей увеличиваются, увеличивается подъемная сила сечения и, следовательно, тяга всего винта, т. е. C_T . Надо отметить, что значения углов атаки α и установки φ в сечениях лопастей не совпадают. Обычно при работе на месте $\alpha < \varphi$ вследствие движения (подсоса) воздуха, создаваемого НВ. Рост C_T происходит при увеличении φ до 20° и более. Однако при дальнейшем значительном увеличении шага углы атаки у части сечений лопастей становятся закрыточескими, начинается срыв потока, рост тяги НВ замед-

ляется, а при $\varphi = \varphi_{кр}$ тяга перестает возрастать. Последующее увеличение шага сверх $\varphi_{кр}$ приводит к расширению зон срыва потока на лопастях, и тяга начинает уменьшаться. Критическое значение шага аналогично по своему физическому смыслу критическому углу атаки.

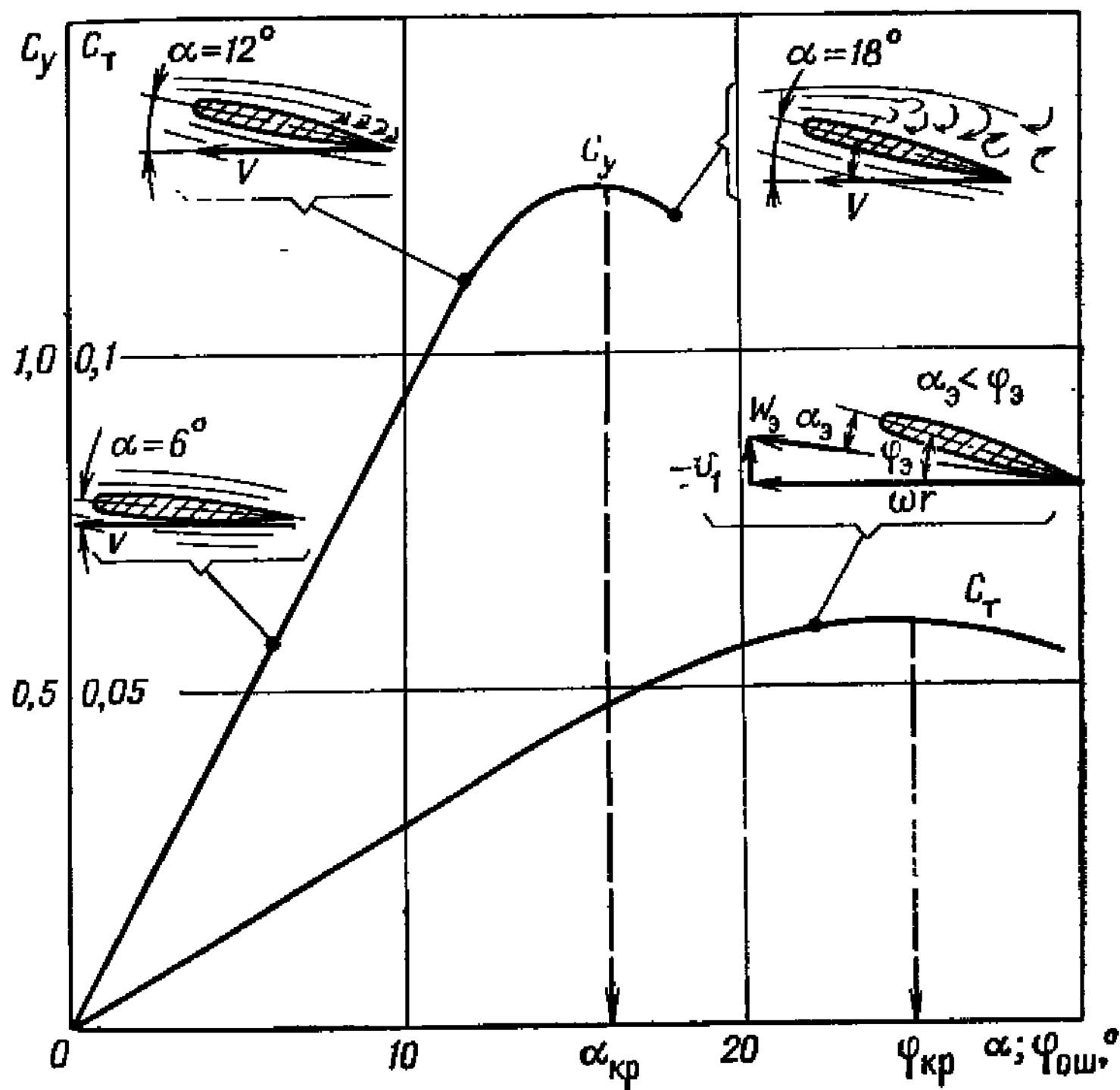


Рис. 1.4. Зависимости коэффициента подъемной силы профиля C_y от угла атаки α и коэффициента тяги НВ C_T от его шага $\varphi_{ош}$ (профиль $NACA-0012$, $M_R = 0,6$)

Разница в величинах $\varphi_{кр}$ и $\alpha_{кр}$ объясняется как разницей в понятиях углов установки и атаки, так и условным определением шага НВ — по углу установки сечения на относительном радиусе $\bar{r} = 0,7$. Поэтому при значениях $\alpha_{кр} \approx 15^\circ$ величина $\varphi_{кр}$ достигает $23-25^\circ$. Существенное различие в величинах C_T и C_y объясняется тем, что коэффициент C_T отнесен к ометаемой площади НВ, которая, как было отмечено, является условной несущей поверхностью. Коэффициент C_T значительно

меньше C_{ν} , но зато в формуле тяги НВ он умножается на величину F и получается реальное значение тяги. Но вполне понятно, что при одной и той же величине ометаемой площади величина C_T (и тяги) будет зависеть от площади реальных несущих поверхностей — лопастей, т. е. от фактического заполнения лопастями ометаемой площади F . Так мы приходим к понятию «коэффициент заполнения» и к необходимости оценки его влияния на коэффициент C_T и тягу НВ.

Коэффициент заполнения НВ

Реальное заполнение лопастями площади F зависит от количества лопастей и их формы в плане. Величина этого заполнения характеризуется коэффициентом заполнения σ :

$$\sigma = \frac{kF_{\text{л}}}{F} = \frac{kb_{\text{ср}}}{\pi R},$$

где k — количество лопастей;

$F_{\text{л}}$ — площадь лопасти в плане;

$b_{\text{ср}}$ — средняя хорда лопасти.

Как влияет значение σ на величину тяги? Очевидно, что должно существовать оптимальное значение σ , так как ни от сплошного диска ($\sigma = 1$), ни от одной оси вала ($\sigma = 0$), сколько их ни вращай, тяги не будет. Конечно, при данном значении коэффициента заполнения тяга НВ, т. е. C_T , зависит от его шага и растет при увеличении $\Phi_{\text{ош}}$ вплоть до $\Phi_{\text{кр}}$. Характеристика зависимости $C_T = f(\sigma)$ для различных $\Phi_{\text{ош}}$ показана на рис. 1.5. При увеличении коэффициента заполнения тяга НВ при постоянном шаге вначале значительно возрастает в связи с увеличением реальной площади несущих поверхностей, но затем, достигнув максимального значения, начинает уменьшаться. Дальнейшее увеличение заполнения путем увеличения количества лопастей или их хорды приводит при прочих равных условиях ко все более низкому значению тяги. Это происходит вследствие усиления неблагоприятного влияния индуктивных скоростей (скоса потока) и вихревого следа от идущей впереди лопасти на работу последующей. Тяговые возможности НВ все более уменьшаются из-за попадания лопастей в сильное скошенное и завихренное потоки. Взаимное влияние лопастей тем сильнее, чем ближе лопасти расположены одна к другой, т. е. чем больше σ . Это влияние,

как видно из рис. 1.5, зависит от исходной нагрузки лопастей, т. е. от их угла установки. (Если НВ работает в режиме нулевой тяги, то при этом влияние σ не проявляется.)

При увеличении шага возрастает и значение σ , при котором коэффициент тяги достигает максимального значения. Это связано с тем, что неблагоприятное влияние индуктивных скоростей при увеличении σ является от-

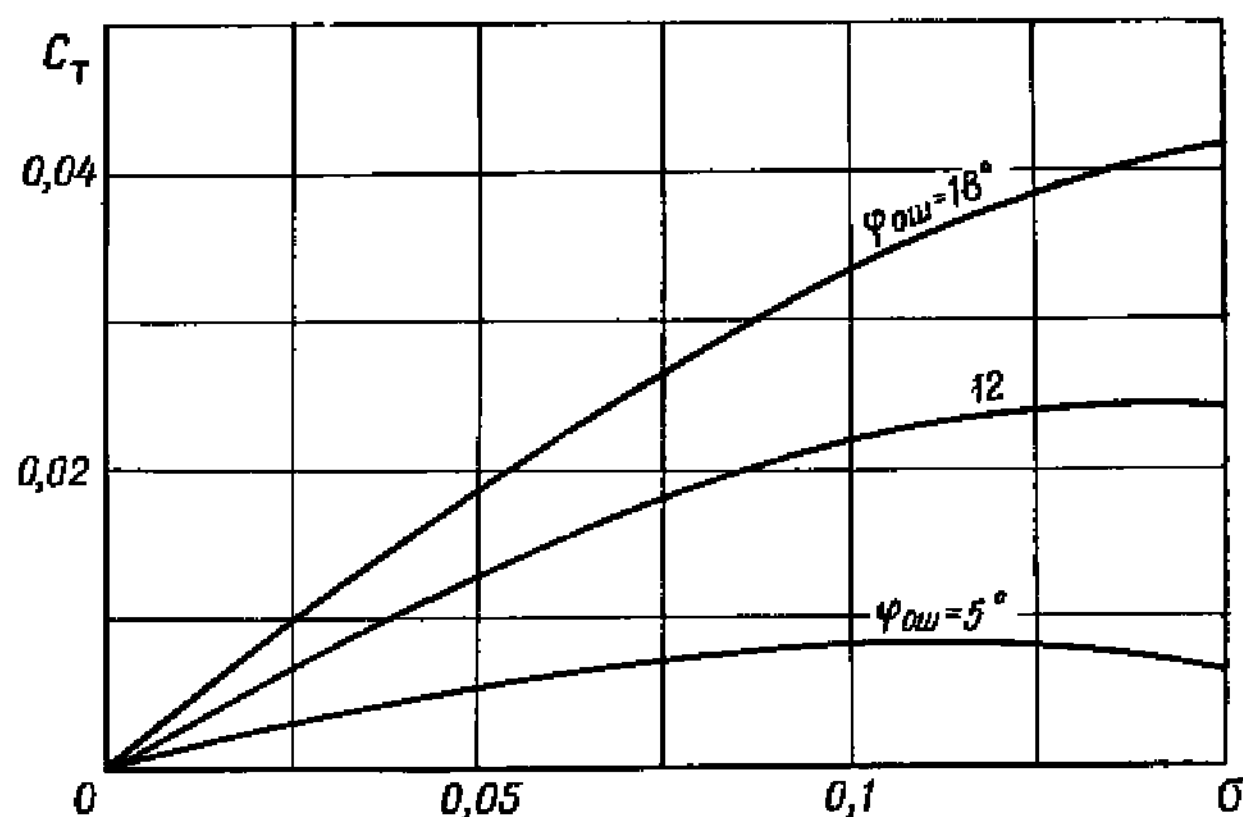


Рис. 1.5. Изменение коэффициента тяги C_T в зависимости от σ при различном шаге НВ

носительно меньшим, чем прирост тяги за счет увеличения шага.

На рис. 1.5 показано, что увеличение коэффициента заполнения позволяет значительно увеличить несущие возможности винта, т. е. его тягу. В принципе это возможно, однако надо сопоставить получаемый результат с затратами.

Для увеличения тяги (C_T) необходимо увеличивать и мощность, подводимую к НВ. При значительных σ получается хороший прирост C_T , но вместе с тем возникает еще больший прирост коэффициента потребного крутящего момента $m_{кр}$. Это видно из рис. 1.6, где показана взаимосвязь между C_T и $m_{кр}$ для различных значений σ . Оптимальное значение σ находится из условия работы НВ с максимальной эффективностью преобразования энергии вращения в тягу, т. е. работы с максимальным к. п. д.

В частности, для вертикальных режимов полета вертолета, как показано в работах советского ученого Л. С. Вильдгрубе, оптимальное значение коэффициента заполнения равно 0,053 для одновинтовых и 0,08 — для многовинтовых вертолетов.

Поскольку тяга НВ зависит от $C_T = f(\varphi, \sigma)$, то и к. п. д. зависит от этих параметров. На рис. 1.7 пока-

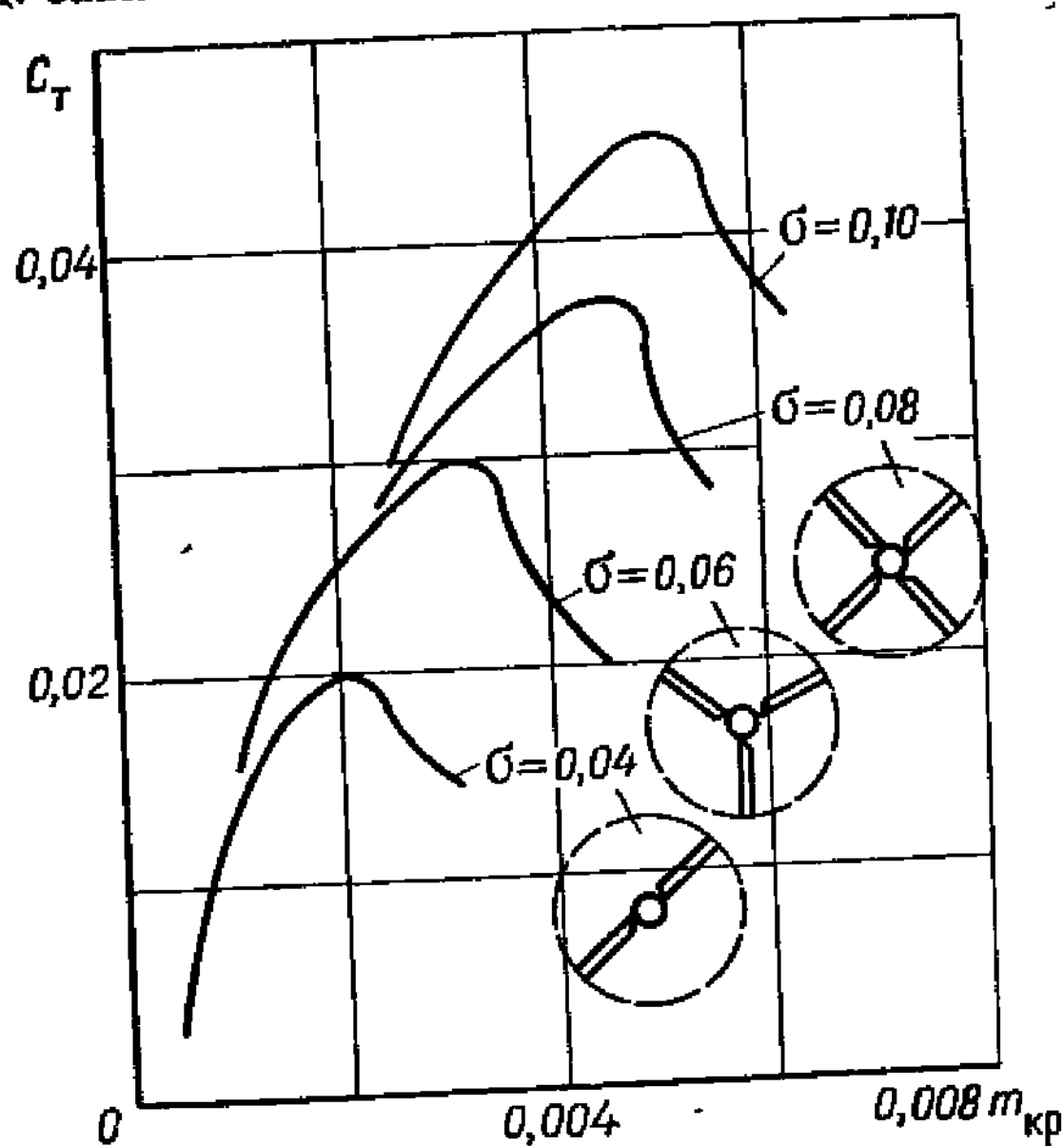


Рис. 1.6 Изменение коэффициента тяги C_T и коэффициента крутящего момента $m_{кр}$ для различных σ

зана зависимость относительного к. п. д. винта от отношения C_T/σ . Видно, что наилучшие условия работы НВ соответствуют отношению $C_T/\sigma = 0,15 \div 0,18$. При неизменном σ конкретного НВ его шаг меняется в широких пределах. Однако зависимость $\eta_0 = f(C_T/\sigma)$ имеет довольно пологий максимум, что позволяет выбирать параметры винта так, чтобы на основных режимах полета он имел достаточно высокий к. п. д. Поэтому НВ современных вертолетов, у которых значения σ существенно выше оптимальных, имеют все же достаточно высокие тяговые характеристики, в том числе и на режиме висения. Увеличенное значение σ объясняется целым рядом

причин. Одна из них: при увеличении σ уменьшается шаг, необходимый для получения заданной тяги, и тем самым НВ отдалается от срывных режимов. По этой же причине увеличение σ позволяет создавать вертолеты с повышенной удельной нагрузкой.

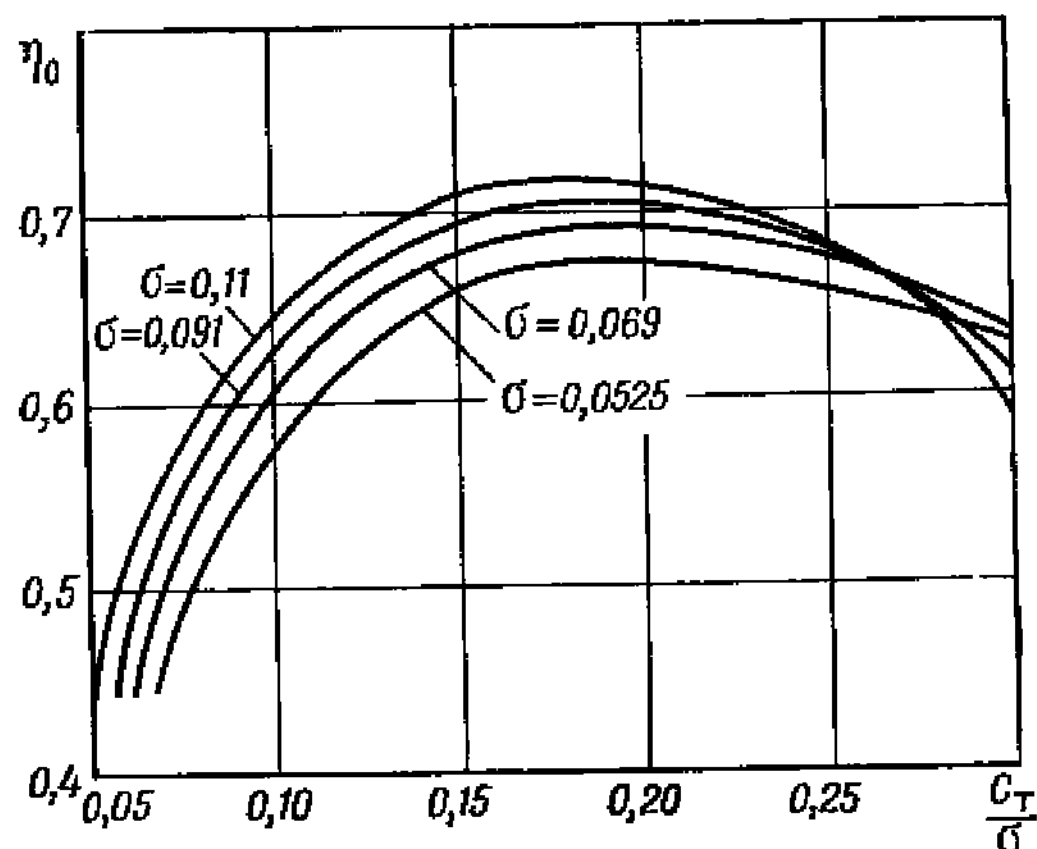


Рис. 1.7. Изменение относительного к. п. д. η_0 несущих винтов в зависимости от C_T/σ ($M_R = 0,65$)

О к р у ж н а я с к о р о с т ь

Тяга, развиваемая НВ, сильно зависит от его частоты вращения (оборотов). При прочих равных условиях она пропорциональна квадрату оборотов и соответственно квадрату окружной скорости ωR концевой сечения лопастей НВ. Естественно поэтому стремление к увеличению оборотов НВ. Но при изменении ωR изменяются и другие характеристики НВ, влияющие на условия получения тяги. Желательно, например, чтобы НВ вертолета с данным коэффициентом заполнения работал на оптимальном режиме, т. е. чтобы его шаг соответствовал режиму наибольшего к. п. д. Повышение ωR уменьшает шаг, необходимый для получения заданной тяги, снижение ωR увеличивает потребный шаг. Надо учесть, что на разных режимах полета вертолета различны как потребное значение тяги несущего винта, так и возможности ее получения. В итоге оказывается, что идеальным случаем для обеспечения работы конкретного НВ с постоянными R и σ в оптимальных условиях на различ-

ных режимах полета вертолета было бы соответствующее изменение в полете величины ωR . Так, наибольшее значение ωR должно быть на максимальных скоростях полета, чтобы отдалить срывные режимы НВ, а на режимах висения и малых скоростей значение ωR должно быть меньше, чтобы обеспечить работу НВ при оптимальном шаге. На рис. 1.8 показано, какой выигрыш при этом получается в потребной для висения мощности. Таким образом, значения окружных скоростей, определяющих

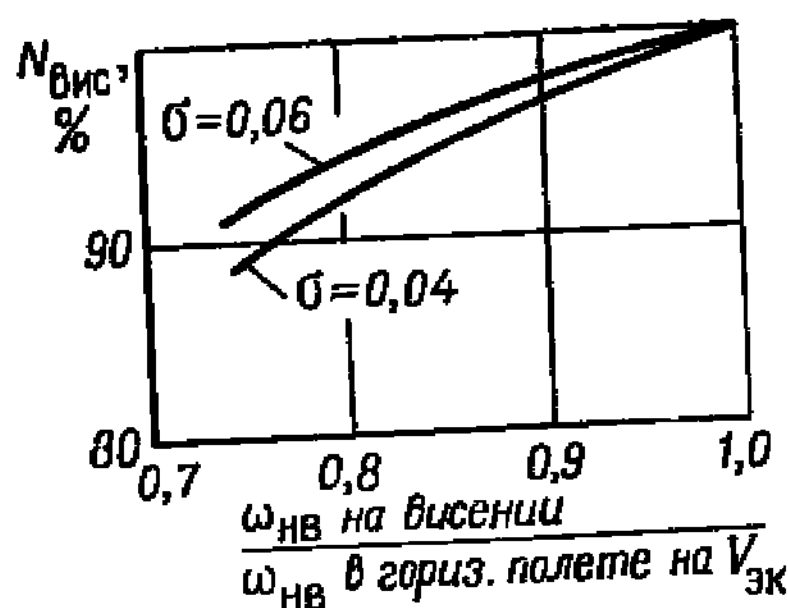


Рис. 1.8. Влияние изменения частоты вращения НВ $\omega_{НВ}$ в полете на мощность $N_{вис}$, потребную для висения

наилучшие тяговые характеристики НВ, находятся в тесной взаимосвязи с величиной σ и режимом полета. (Здесь пока не учитываются условия уравнивания реактивного момента НВ.)

Но двигатели силовых установок вертолетов не обеспечивают необходимой мощности при изменении оборотов в широких пределах, а современные трансмиссии не дают переменной

степени редукции (имеют постоянное передаточное число). Поэтому по условиям согласования работы двигательной установки и НВ частота вращения последнего оказывается практически почти постоянной и может (на режимах максимальной мощности) изменяться лишь в тех пределах, в которых это допускается двигателями без существенного ухудшения их характеристик.

При вынужденном постоянстве ωR компромиссное решение, в максимальной степени удовлетворяющее как требованиям режима висения, так и горизонтального полета, заключается в использовании возможно больших окружных скоростей при возможно меньшем коэффициенте заполнения НВ (конечно, не ниже оптимального). Однако возможность увеличения окружной скорости концевых сечений и соответственно оборотов НВ ограничивается вследствие проявления сжимаемости воздуха. Как известно, влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики становится заметным, когда местная скорость обтекания тела в какой-либо точке

приближается к скорости звука. При этом воздушная скорость движения самого тела еще далеко не достигает скорости звука, т. е. «полетное» число $M < 1$ (отношение воздушной скорости движения тела V к скорости звука a : $V/a < 1$). Число M , соответствующее воздушной скорости $V_{кр}$, при которой местная скорость обтекания

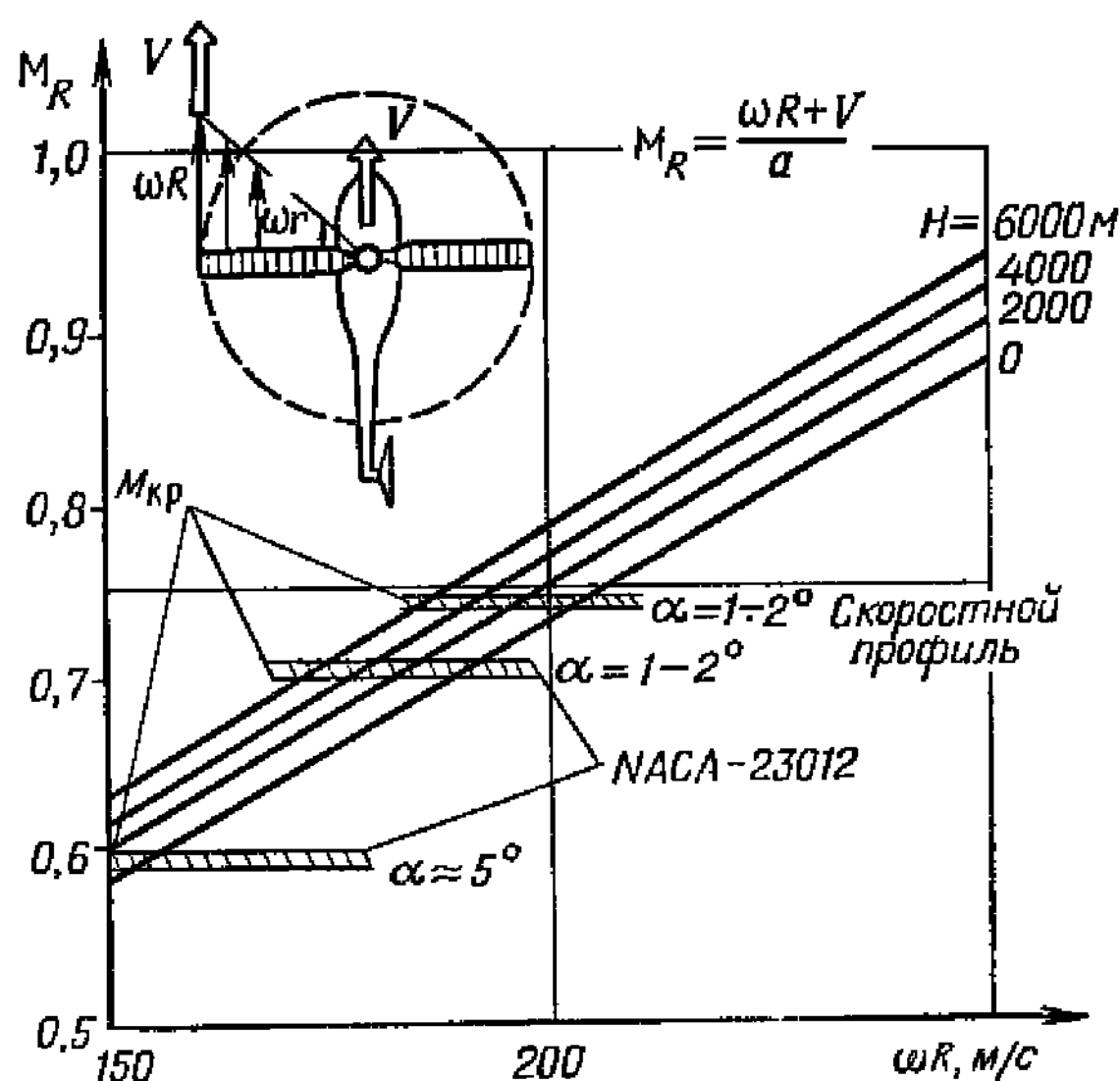


Рис. 1.9 Зависимость числа M на конце наступающей лопасти (M_R) от окружной скорости ωR и высоты полета (скорость полета $V = 180 \text{ км/ч}$), $M_{кр}$ — величина критического числа M

становится равной скорости звука, называется к р и т и ч е с к и м: $M_{кр} = V_{кр}/a < 1$. Увеличение скорости (числа M) сверх критического значения ведет к развитию волнового кризиса, т. е. к появлению местных скачков уплотнения, и вследствие этого к резкому росту лобового сопротивления. Ухудшаются также несущие свойства участков лопастей, охваченных волновым кризисом, и аэродинамическое качество несущей поверхности резко падает.

На рис. 1.9 показано изменение числа M на конце наступающей лопасти M_R в азимуте $\psi = 90^\circ$ при скорости полета 180 км/ч (50 м/с) в зависимости от окружной скорости ωR для различных высот. Там же нанесены

значения $M_{кр}$ для углов атаки элементов лопасти $\alpha = 1 \div 2^\circ$ и $\alpha = 5^\circ$. Как видно, при малых углах атаки на высотах до 4 км волновой кризис начинается при значении $\omega R = 180 \div 190$ м/с, а при углах атаки 5° и более ухудшение аэродинамических характеристик вследствие волнового кризиса начинается уже при $\omega R \geq 150$ м/с.

Волновой кризис возникает вначале в концевых сечениях наступающих лопастей и в ограниченном диапазоне азимутов. В связи с этим, а также с нестационарностью самого характера развития скачков уплотнения резко возрастает уровень вибраций и переменных напряжений в лопастях НВ, усиливается тряска вертолета, начинается резкий рост мощности, потребной для вращения НВ. Поэтому в настоящее время окружные скорости концевых сечений НВ обычно не превышают значения 220 м/с.

Имеются и другие причины, ограничивающие величину ωR . С увеличением окружной скорости возрастают центробежная сила и напряжения в силовых элементах лопасти и втулки, что приводит к увеличению их массы. Особенно резкий рост массы лопастей современной конструкции начинается при превышении значения окружной скорости 220 м/с. Поэтому по условиям прочности не допускается превышение максимальной частоты вращения, установленной для данного НВ. Значения оборотов НВ (и ωR) автоматически поддерживаются на всех режимах полета вертолета, изменяясь лишь в тех пределах, которые заложены в характеристики регулятора оборотов для оптимального согласования работы НВ и двигательной установки.

Наилучшие условия для регулирования величины окружной скорости создаются при использовании в качестве силовых установок газотурбинных двигателей со свободной турбиной, о чем подробнее сказано в гл. 2.

Ф о р м а л о п а с т и и п р о ф и л я

Теоретические исследования и практика полетов показывают, что форма лопасти в плане заметно, хотя и не очень сильно сказывается на аэродинамических характеристиках НВ. Наилучшими характеристиками обладают трапецевидные лопасти с сужением 2,5—3,0. Максимальное значение тяги у НВ с такими лопастями на 1,5—2,0% больше, чем у винта с прямоугольными лопастями. Однако по техническим причинам (с учетом

необходимости выдерживания формы профиля) производство трапециевидных лопастей затруднительно. Значительно более выгодно выполнять лопасти прямоугольной формы. Поэтому в настоящее время большинство несущих винтов вертолетов имеют лопасти прямоугольной формы в плане.

Более существенный прирост тяги дает геометрическая крутка, т. е. уменьшение углов установки от комля к концевой части лопасти. Положительное действие крутки проявляется главным образом на висении и вер-

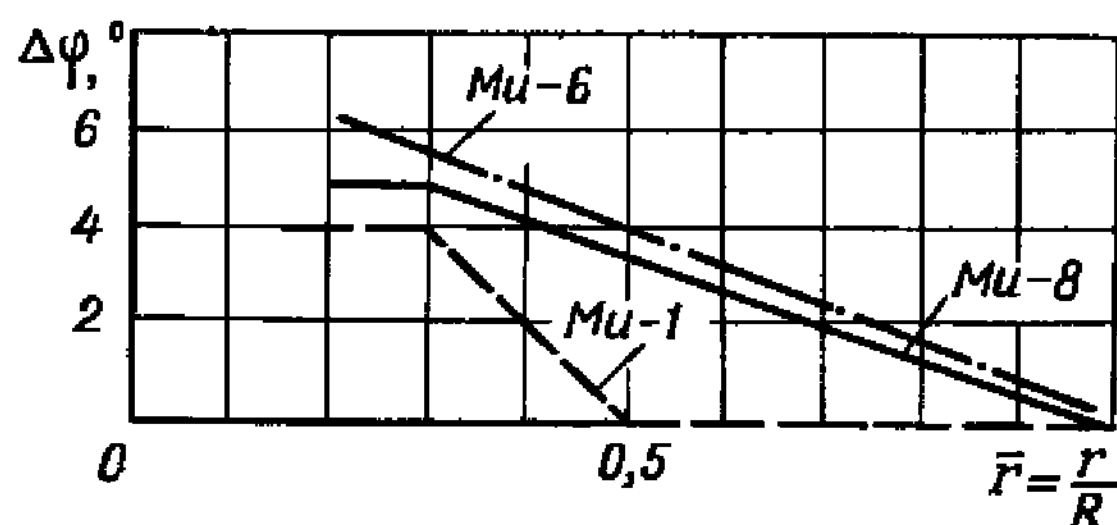


Рис. 1.10. Геометрическая крутка лопастей НВ некоторых вертолетов

тикальных режимах полета. Благодаря крутке при данном шаге НВ увеличиваются углы атаки комлевых частей лопастей. Это приводит к некоторому выравниванию индуктивных скоростей и аэродинамической нагрузки по длине лопасти. Следовательно, уменьшаются индуктивные потери, вызываемые неравномерностью потока за винтом, и появляется возможность получения большей тяги за счет некоторого увеличения значения шага НВ, при котором начинаются срывные явления. Выполнение отрицательной крутки на $-5...-10^\circ$ может дать прирост тяги на 3,5—5,5%. Поэтому лопасти современных НВ изготавливаются с геометрической круткой, обычно линейной, т. е. линейной зависимостью изменения углов установки по длине лопасти. На рис. 1.10 показаны величины и характер крутки лопастей НВ некоторых вертолетов. Влияние крутки на тягу НВ показано на рис. 1.11.

Важнейшую роль в достижении высоких аэродинамических характеристик несущих винтов играет профиль лопасти. От свойств профиля зависит как максимальная тяга НВ, так и мощность, потребная для полу-

чения данной тяги, т. е. к. п. д. винта на различных режимах полета. К характеристикам профиля предъявляются различные, порой противоречивые требования, и профиль лопасти должен оптимально удовлетворять этим требованиям.

Профиль лопасти НВ должен иметь высокое аэродинамическое качество, возможно большие значения $C_{y\text{макс}}$ и критического числа M , независимое от угла атаки положение центра давления для обеспечения малых шарнирных моментов и т. д.

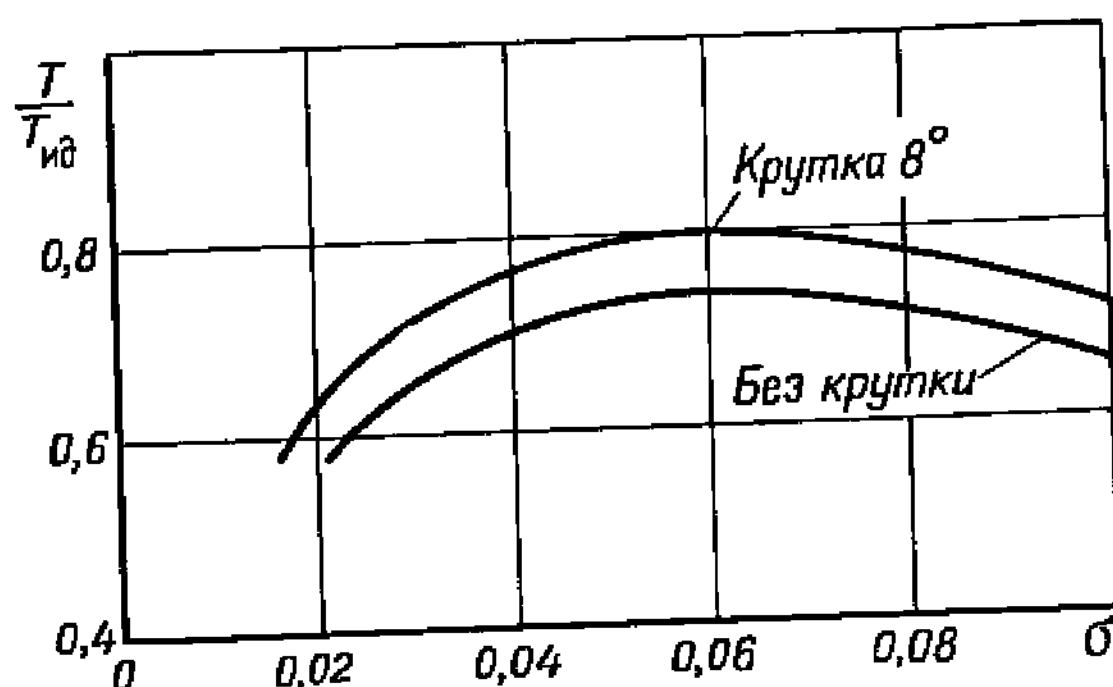


Рис. 1.11. Влияние крутки лопастей на тягу НВ T (по отношению к тяге идеального винта $T_{ид}$) при работе на месте

В наибольшей степени этим требованиям удовлетворяют широко применяемый на вертолетах в настоящее время модифицированный профиль НАСА-230, а также некоторые отечественные профили, разработанные ЦАГИ. Основные характеристики профиля НАСА-230 приведены на рис. 1.12. Максимальное значение аэродинамического качества этого профиля достигает 60, величина $C_{y\text{макс}} \approx 1,5$ при критическом угле атаки $\alpha_{кр} \approx 15^\circ$ на малых скоростях полета. Значения критического числа M в зависимости от C_y показаны на рис. 1.13. Видно, что при увеличении C_y , т. е. увеличении угла атаки, величина $M_{кр}$ резко уменьшается. Поэтому у вертолетов, летающих с большими скоростями полета, для концевых участков лопастей применяют так называемые «скоростные» профили, у которых критическое число M больше, чем у профиля НАСА-230, хотя несущие свойства несколько хуже. Использование скоростных профилей зна-

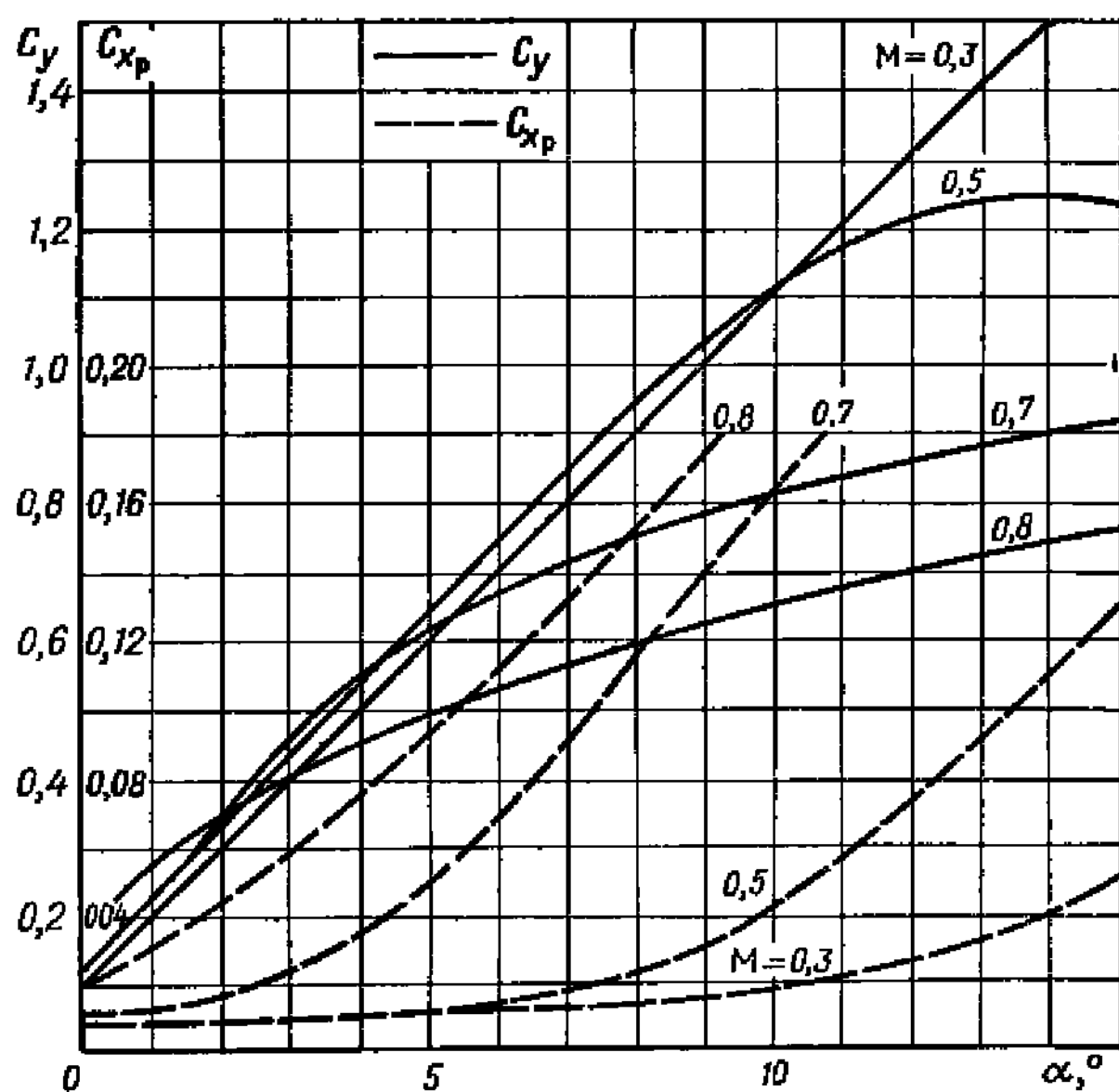


Рис 1 12 Аэродинамические характеристики профиля NACA-230:

C_y — коэффициент подъемной силы, C_{xp} — коэффициент профильного сопротивления; α — угол атаки

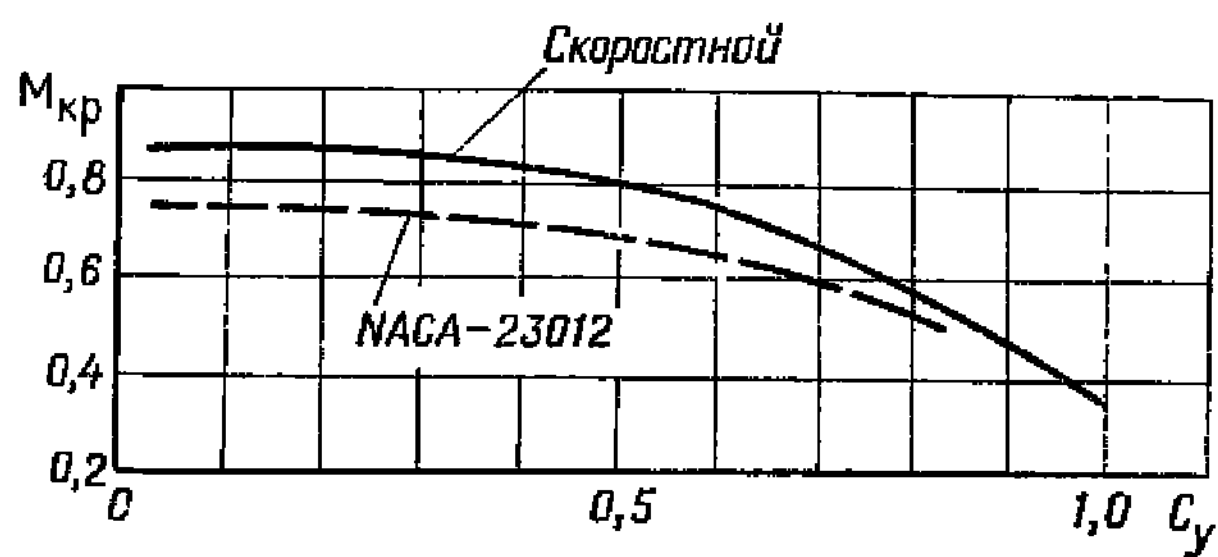


Рис. 1.13. Зависимость $M_{кр}$ от C_y для профилей NACA-23012 и скоростного

чительно снижает тряску на режимах $V_{\text{макс}}$. На рис. 1.14 приведены основные аэродинамические характеристики одного из таких профилей (П-59-12), используемого для концевых участков лопастей НВ вертолета Ми-6.

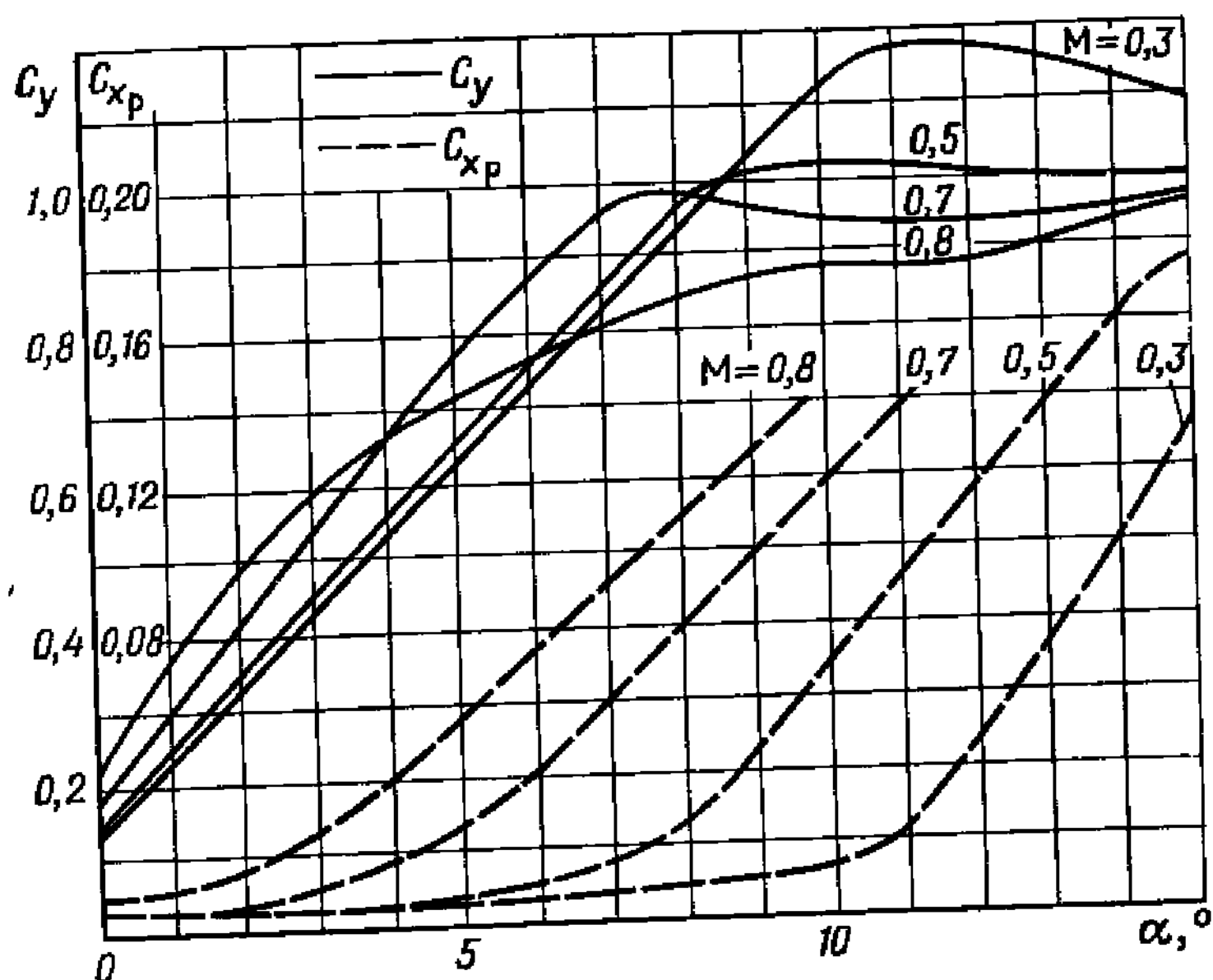


Рис. 1.14. Аэродинамические характеристики скоростного профиля

Скорость полета

Как указывалось выше, тяга НВ и, следовательно, коэффициент C_T должны зависеть от скорости полета вертолета, поскольку эта скорость обеспечивает дополнительный скоростной напор. В формуле (1.1) эта зависимость несколько завуалирована. Поэтому следует рассмотреть вопрос более подробно.

При создании тяги НВ отбрасывает воздух, придавая его частицам соответствующие скорости, называемые индуктивными. На место отброшенного воздуха поступает новый, поэтому перед НВ образуется зона подсоса, в которой уже возникают индуктивные скорости воздуха, увеличивающиеся по мере приближения его к диску НВ.

Индуктивные скорости различны на разных участках ометаемой площади, но можно определить их среднее

значение. Средняя индуктивная скорость в плоскости вращения НВ называется скоростью подса-
сывания и обозначается v_1 (рис. 1.15). Средняя индук-
тивная скорость, придаваемая воздуху в итоге взаимо-
действия с НВ, называется скоростью отбра-
сывания и обозначается v_2 . Она в два раза больше
индуктивной скорости подсаывания:

$$v_2 = 2v_1.$$

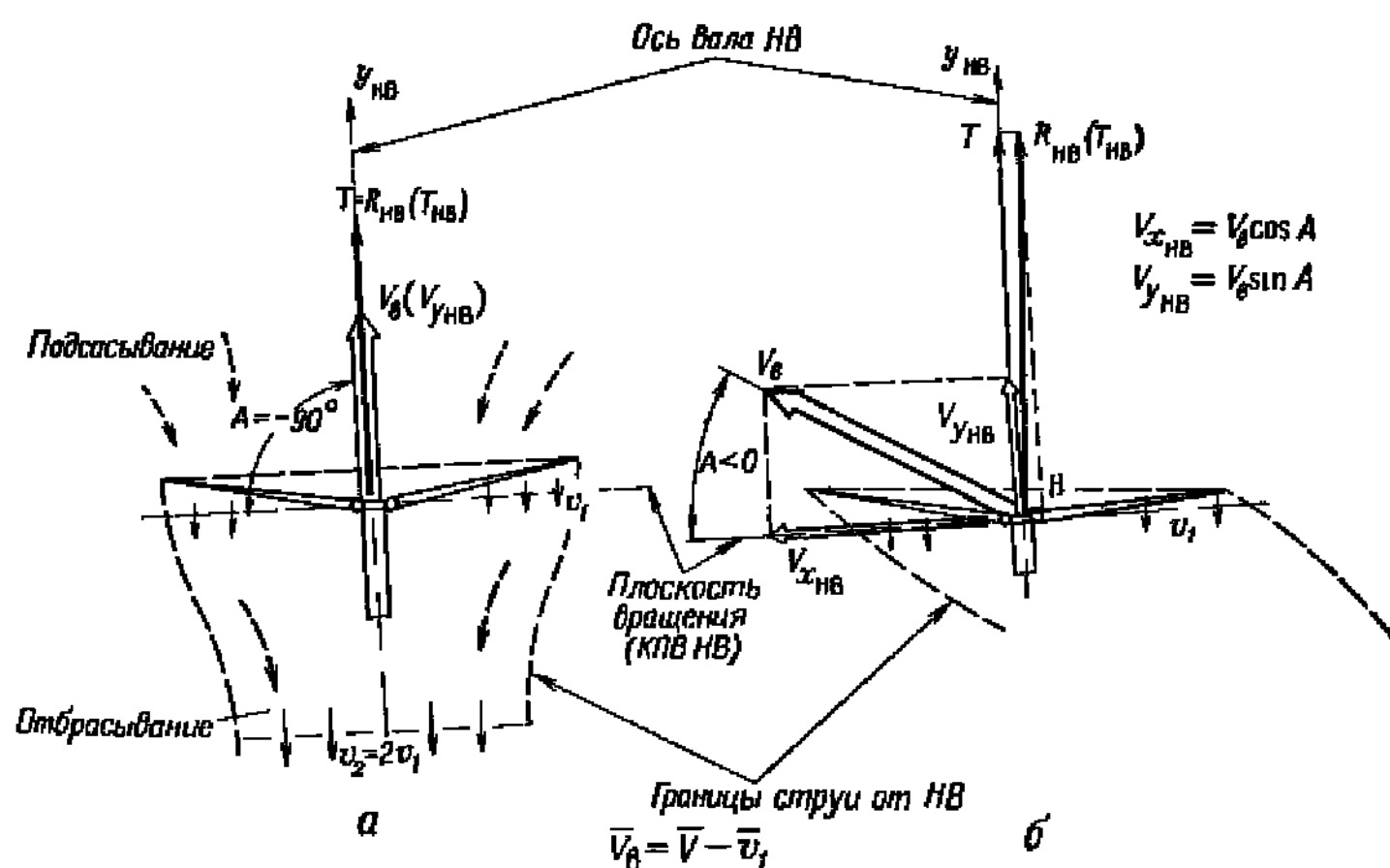


Рис. 1.15. Два вида обтекания несущего винта:
а — осевое; б — косое

Количество воздуха m_c , проходящего через ометае-
мую площадь в секунду, определяется произведением

$$m_c = \rho F V_v,$$

где V_v — воздушная скорость НВ, т. е. скорость движе-
ния НВ относительно воздуха.

Опыт показывает, что это выражение можно исполь-
зовать как при осевом обтекании НВ, когда его угол
атаки $A = \pm 90^\circ$, так и при косом обтекании, когда
угол атаки НВ $A \neq 90^\circ$ (рис. 1.15, а и б).

Придание массе воздуха m_c индуктивной скорости v_2
означает изменение ее количества движения на величину

$$\Delta E_c = m_c v_2.$$

Из второго закона механики (по теореме о количе-
стве движения) вытекает, что изменение количества дви-

жения воздуха ΔE_c равно секундному импульсу силы, приложенной к воздуху со стороны винта и создающей скорость v_2 .

Тяга, представляющая собой реакцию воздуха, как раз и равна по величине этой силе, но противоположно направлена. Секундный импульс тяги (т. е. произведение $T \times 1 \text{ с}$) численно равен T и ΔE_c . Таким образом,

$$T = \Delta E_c = m_c v_2 = 2\rho F V_v v_1. \quad (1.2)$$

Формула (1.2) показывает, что тяга НВ при прочих равных условиях увеличивается по мере увеличения скорости движения винта относительно воздуха (так как от скорости V_v зависит количество воздуха, с которым взаимодействует несущий винт).

При работе НВ на месте, например при висении в штиль, воздух перемещается относительно винта (вследствие подсосывания) со средней скоростью v_1 , т. е. $V_v = v_1$. Поэтому формула тяги (1.2) для работы НВ на месте принимает вид:

$$T = 2\rho F v_1^2. \quad (1.3)$$

При изменении условий осевого обтекания, например при перемещении НВ вдоль оси вращения со скоростью $V_{y\text{НВ}}$, изменяется скорость перемещения воздуха относительно винта. При вертикальном подъеме или снижении вертолета со скоростью $\pm V_y$ скорость движения воздуха относительно винта становится равной $(v_1 \pm V_y)$ и тяга НВ соответственно определяется по формуле

$$T = 2\rho F (v_1 \pm V_y) v_1. \quad (1.4)$$

где V_y — скорость подъема ($V_y > 0$) или снижения ($V_y < 0$) вертолета, совпадающая с $V_{y\text{НВ}}$.

Неправильно считать, что при переходе с режима висения к вертикальному подъему тяга НВ увеличивается, как это формально следует из формулы (1.4). При неизменном шаге НВ переход его к движению со скоростью $V_{y\text{НВ}}$ приводит к изменению индуктивных скоростей v_1 , так как изменяются углы атаки элементов лопастей α_z . Так, при движении НВ в направлении тяги углы α_z уменьшаются, как показано на рис. 1.16, отчего уменьшаются индуктивные скорости и тяга НВ. При движении НВ против направления тяги последняя при малом шаге вначале может несколько возрасти из-за увеличения

углов атаки 3 элементов сечений (рис. 1.16). Но при достаточно большой скорости снижения V_y , углы атаки значительной части элементов становятся закритическими, винт все более попадает в режим вихревого кольца и его тяга прогрессивно уменьшается по мере дальнейшего увеличения V_y . Для решения вопроса о характере изменения тяги НВ при его переходе к осевому перемещению или при осевом движении воздуха (ветре) необходимо определить величину и изменение угла атаки в характерном сечении НВ (на относительном радиусе $\bar{r} = 0,7$).

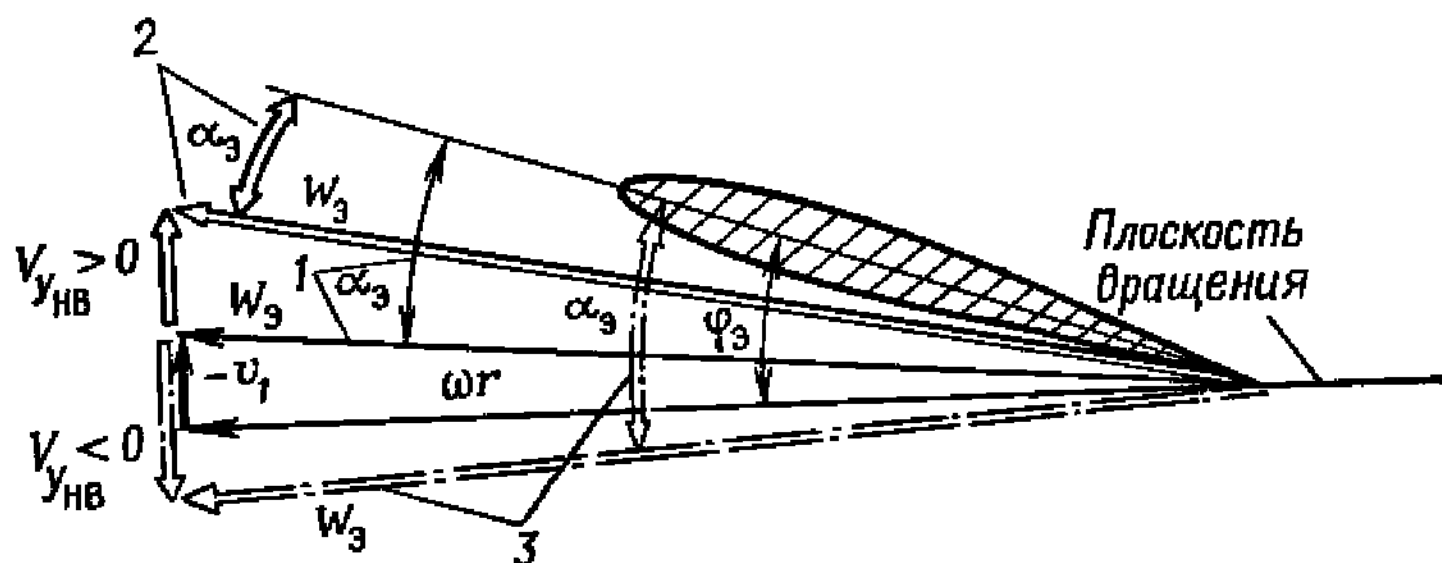


Рис. 1.16. Определение результирующей воздушной скорости W_3 и угла атаки элемента лопасти α_3 :

1 — при работе НВ на месте; 2 — при движении НВ в направлении тяги ($V_{y\text{НВ}} > 0$); 3 — при движении НВ против направления тяги ($V_{y\text{НВ}} < 0$, величина v_1 условно принята неизменной)

При переходе к режиму косоугольного обтекания ($A \neq 90^\circ$), характерному для полета вертолета вперед, тяга НВ при неизменном шаге увеличивается по мере увеличения скорости полета, как это следует из формулы (1.2), в связи с увеличением массы воздуха, проходящего через диск НВ и отбрасываемого им. В выражении (1.2) величину V_y можно приравнять к скорости полета вертолета, если последняя составляет более 12—15% окружной скорости ωR , соответствующей значению коэффициента

$$\mu = \frac{V \cos A}{\omega R} = 0,1 \div 0,15.$$

Таким образом, тяга НВ при косом обтекании выражается формулой

$$T = 2\rho F V v_1. \quad (1.5)$$

Здесь видна некоторая аналогия со сплошной несущей поверхностью, подъемная сила которой увеличивается

при увеличении скорости полета. Однако на самом деле диск НВ не представляет собой сплошной несущей поверхности. По мере увеличения скорости полета (коэффициента μ) взаимодействие лопастей с воздухом становится все менее эффективным — все большая часть воздуха проходит между лопастями «необработанной»,

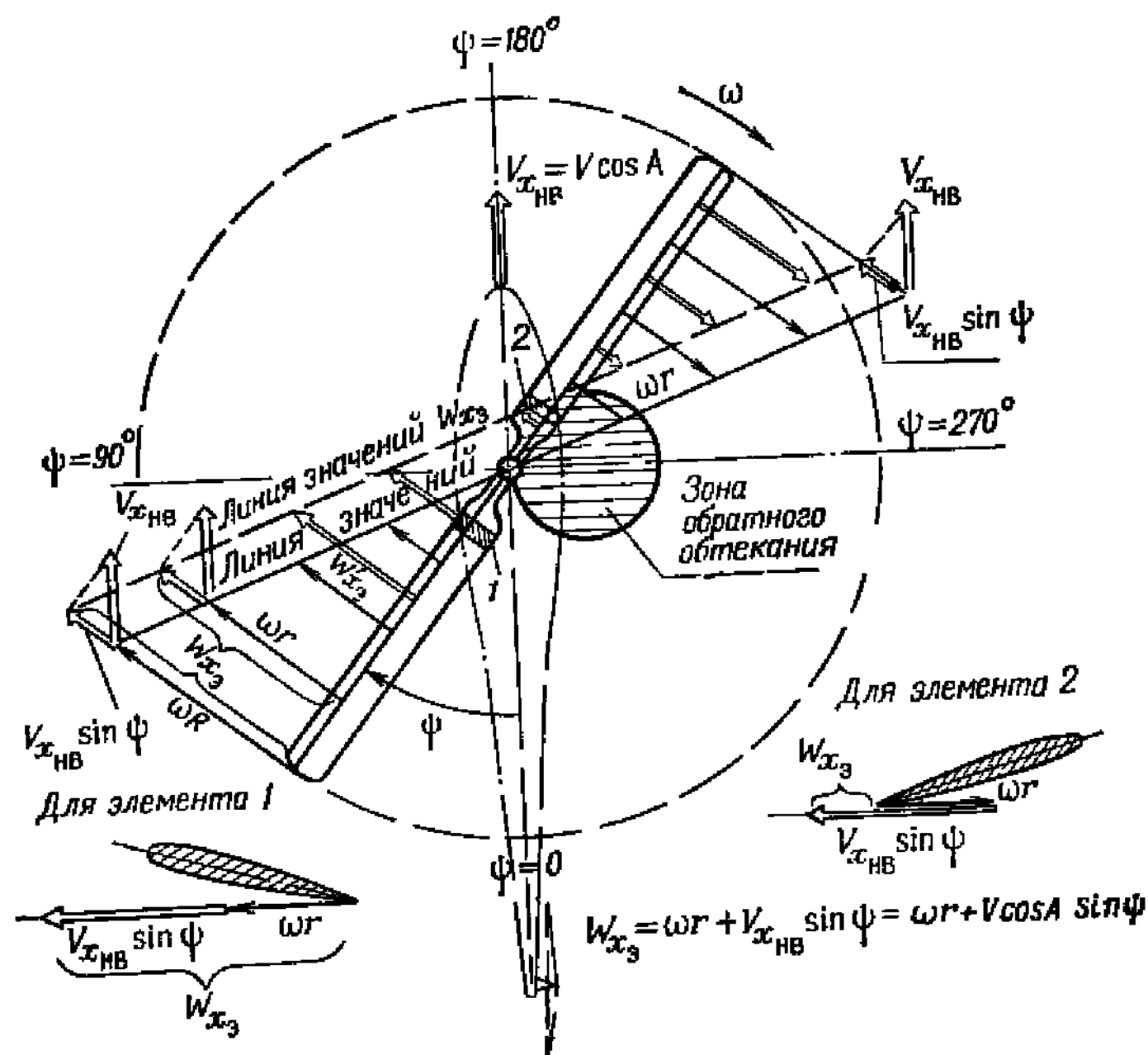


Рис. 1.17. Образование результирующей скорости обтекания элемента лопасти W_{x3} в плоскости вращения и зоны обратного обтекания

т. е. винт как бы «не успевает» придать этому воздуху достаточную индуктивную скорость и получить тягу. Формула для m_c становится все менее справедливой.

Кроме того, с увеличением скорости полета увеличивается зона обратного обтекания (рис. 1.17). Размеры зоны обратного обтекания (r_{300}) на лопасти определяются по формуле

$$\bar{r}_{300} = \frac{V \cos A}{\omega R} \sin \psi,$$

где ψ — угол азимутального положения лопасти.

Таким образом, по мере увеличения скорости полета все большая часть отступающих лопастей (и эффективной ометаемой площади) не только выключается из образования тяги, но и создает силу, обратную по направлению тяге НВ (отрицательную тягу), что также уменьшает среднюю индуктивную скорость. Изменение средней относительной индуктивной скорости подсасывания (по отношению к ее значению на режиме висения) в зависимости от скорости полета (коэффициента μ) показано на рис. 1.18, а.

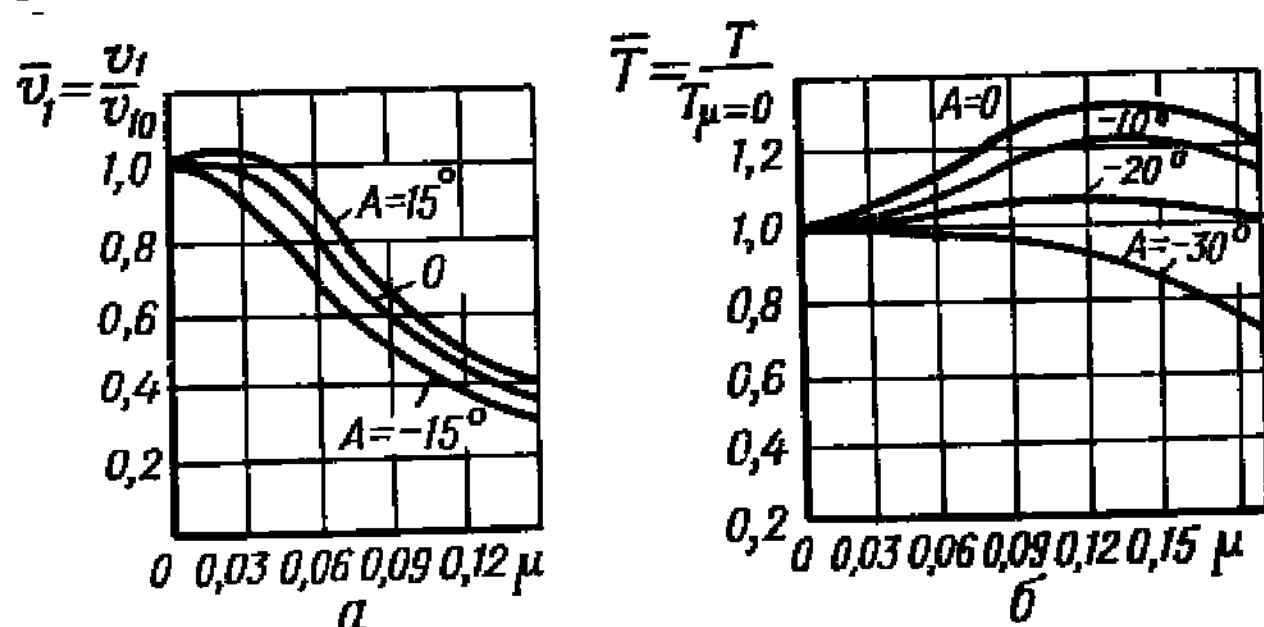


Рис. 1.18. Зависимости относительной индуктивной скорости подсасывания и тяги НВ от скорости полета

В результате такого влияния указанных факторов тяга НВ при постоянном шаге с увеличением скорости косого обтекания вначале увеличивается, затем увеличение тяги прекращается. При дальнейшем росте скорости полета тяга винта все более уменьшается из-за уменьшения величины средней индуктивной скорости. На рис. 1.18, б показана зависимость тяги от скорости полета (коэффициента μ). При этом потребный крутящий момент от скорости почти не изменяется.

Эти зависимости следует хорошо знать для анализа условий полета и техники пилотирования на всех режимах, особенно на висении при порывистом ветре.

Как видно из рис. 1.18, б, на ход зависимости $T = f(V)$ существенное влияние оказывает угол атаки несущего винта A . Прирост тяги НВ по скорости увеличивается с увеличением A , но до определенных его значений, около $20\text{--}25^\circ$. При отрицательных значениях A прирост тяги заметно меньше, чем при положительных, а при $A = -20\text{--}25^\circ$ с увеличением скорости полета получается не прирост, а уменьшение тяги. Такое влия-

ние угла атаки НВ объясняется изменением углов атаки элементов лопастей и условий работы винта в целом при изменении A .

Формулы для тяги НВ получены в предположении, что ускорение движения воздуха, сообщение ему индуктивных скоростей происходят по всей площади диска. Однако центральная часть ометаемой площади, занятая втулкой, и оголенные лонжероны комлевых участков никаких индуктивных скоростей и тяги не создают. Концевые участки лопастей вследствие вихревого их обтекания (перетекания воздуха с нижней поверхности на верхнюю) также работают недостаточно эффективно. Из-за комлевых и концевых потерь получается, что эффективно работает по созданию тяги лишь часть ометаемой площади, так называемая эффективная площадь $F_{эф}$. Ее величина определяется с помощью коэффициента использования ометаемой площади χ :

$$F_{эф} = F\chi.$$

Величина χ для современных НВ равна обычно 0,9—0,93.

С учетом сказанного формулы для определения тяги НВ, например, при работе на месте и при косом обтекании принимают вид:

$$T = 2\rho F\chi v_1^2 \text{ и } T = 2\rho F\chi V v_1. \quad (1.6)$$

Можно считать, что тяга НВ на режиме висения приближенно должна быть равна силе тяжести вертолета ($T \approx G$). По формуле (1.6) можно определить индуктивную скорость на висении v_1^* , которая должна создаваться несущим винтом для получения такой тяги. Потребная величина v_1^* определяется по формуле

$$v_1^* = \sqrt{\frac{G}{2\rho F\chi}} = 2 \sqrt{\frac{p}{\Delta\chi}}.$$

Как видно, значение потребной индуктивной скорости v_1^* зависит от удельной нагрузки на ометаемую площадь $p = G/F$ и высоты полета (плотности воздуха). В табл. 1 приведены значения v_1^* для разных высот висения и удельных нагрузок (в основном соответствующих отечественным серийным вертолетам).

Как видно, при увеличении G/F средние индуктивные скорости, потребные для создания необходимой

Таблица 1

Средние индуктивные скорости подвеса на висении

Высота H , м	Значение v_1^* , м/с, для разных ρ , кгс/м ²				
	14,2 (Ми-1)	21,5 (Ми-2)	31,2 (Ми-8)	42,1 (Ми-6)	60
0	7,8	9,5	11,5	13,5	16,1
1000	8,2	10	12	14,1	16,9
2000	8,6	10,4	12,6	14,8	17,7

тяги, достигают больших величин, особенно на высотах более 1,5—2 км. Напомним, что средняя индуктивная скорость отбрасывания в два раза больше скорости v_1^* ($v_2^* = 2v_1^*$) и под вертолетом Ми-6 (и даже Ми-8) создается ураганный поток воздуха. Это обстоятельство летчик должен учитывать при выполнении ряда работ на висении (монтажных, спасательных и т. д.), при которых под вертолетом должны находиться люди.

Назначение горизонтальных и вертикальных шарниров

В настоящее время почти все несущие винты отечественных вертолетов выполняются с шарнирной подвеской лопастей. Кроме осевого шарнира, обеспечивающего возможность изменения угла установки лопасти, каждая лопасть снабжена горизонтальным (ГШ) и вертикальным (ВШ) шарнирами.

Горизонтальный шарнир предназначен для разгрузки комлевой части лопасти от больших изгибающих моментов силы тяги лопасти и устранения опрокидывающего момента НВ при косом обтекании.

При полете вперед опрокидывающий момент возникает у винтов без ГШ вследствие того, что сила тяги у наступающих лопастей больше, чем у отступающих. На рис. 1.19 показана схема, иллюстрирующая указанные положения по устранению недостатков винта с жестким креплением лопастей с помощью ГШ. Постановка ГШ приводит к маховому движению лопастей при косом обтекании и некоторому изменению аэродинамических характеристик НВ, о чем сказано далее.

Вертикальный шарнир предназначен для разгрузки комлевых сечений лопасти НВ от больших знакопеременных моментов кориолисовых сил инерции

и сил сопротивления воздуха вращению лопастей (рис. 1.20). Кориолисовы силы инерции возникают вследствие махового движения лопастей (поворота их в ГШ). При увеличении угла взмаха лопасти уменьшается расстояние от ее центра масс до оси вращения НВ и возникает

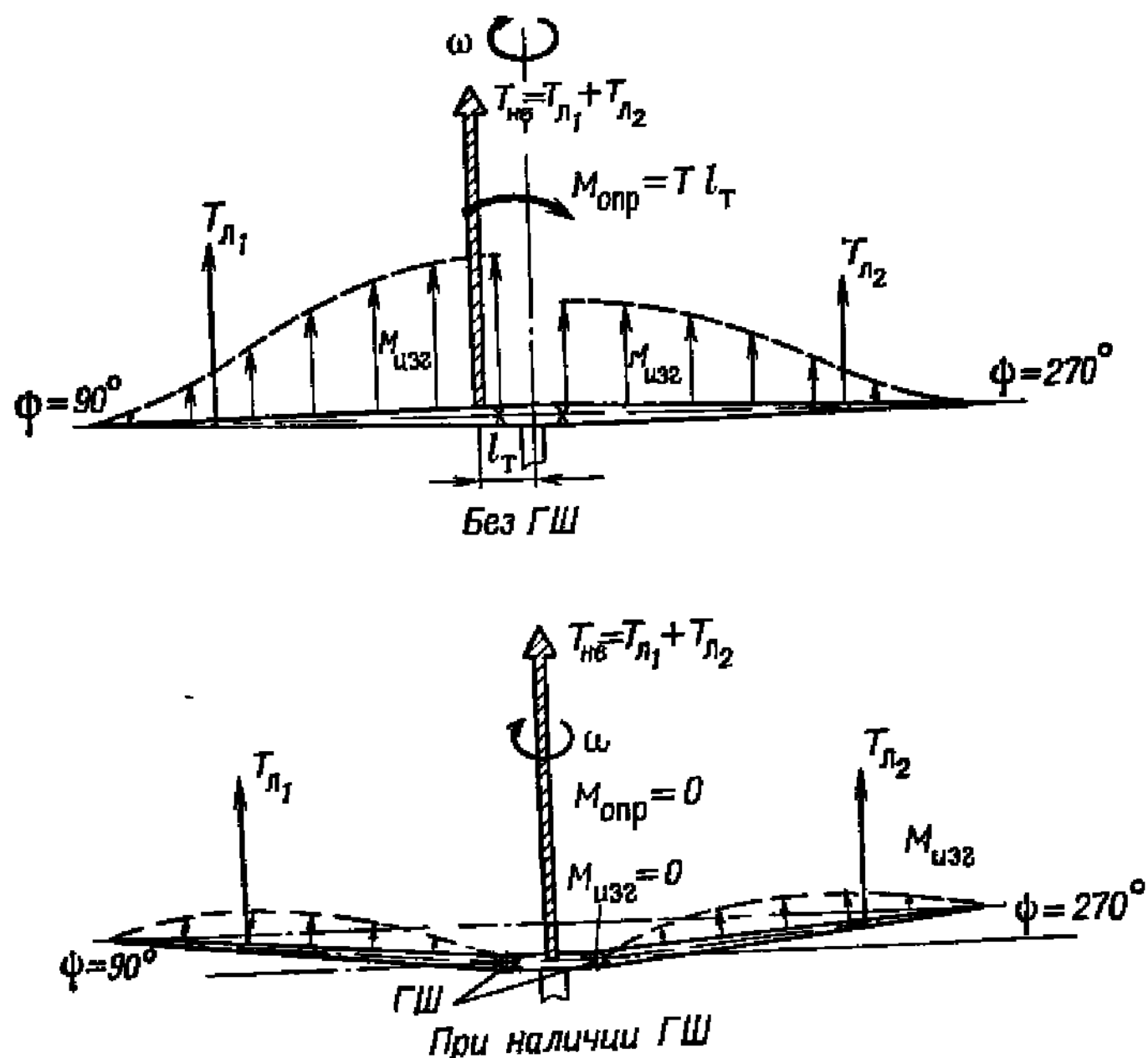


Рис. 1.19. Влияние ГШ на опрокидывающий момент НВ и изгибающие моменты у корня лопасти при косом обтекании НВ (вид по полету):

T_{L1} и T_{L2} — силы тяги левой и правой лопастей; $M_{\text{изг}}$ — изгибающий момент в данном сечении лопасти; $M_{\text{опр}}$ — опрокидывающий момент НВ без ГШ ($M_{\text{опр}} = T_{\text{НВ}} l_T$)

кориолисова сила инерции, направленная по вращению. У отстающих лопастей, уменьшающих свой угол взмаха, кориолисовы силы инерции направлены против вращения НВ.

Постановка ВШ усиливает нестационарность обтекания лопастей НВ вследствие их колебаний в ВШ, возникающих под действием знакопеременных кориолисовых сил и изменяющихся по азимуту сил сопротивления воздуха.

Применение ВШ приводит также к возможности появления колебаний типа «земной резонанс» при нарушении эксплуатационных характеристик демпферов ВШ и амортизации шасси. Причина «земного» резонанса заключается в том, что ВШ допускают колебания лопастей в плоскости вращения. Это приводит к смещению центра масс несущего винта с оси вала и, следовательно, к появлению неуравновешенной центробежной силы НВ, к появлению неуравновешенной центробежной силы НВ,

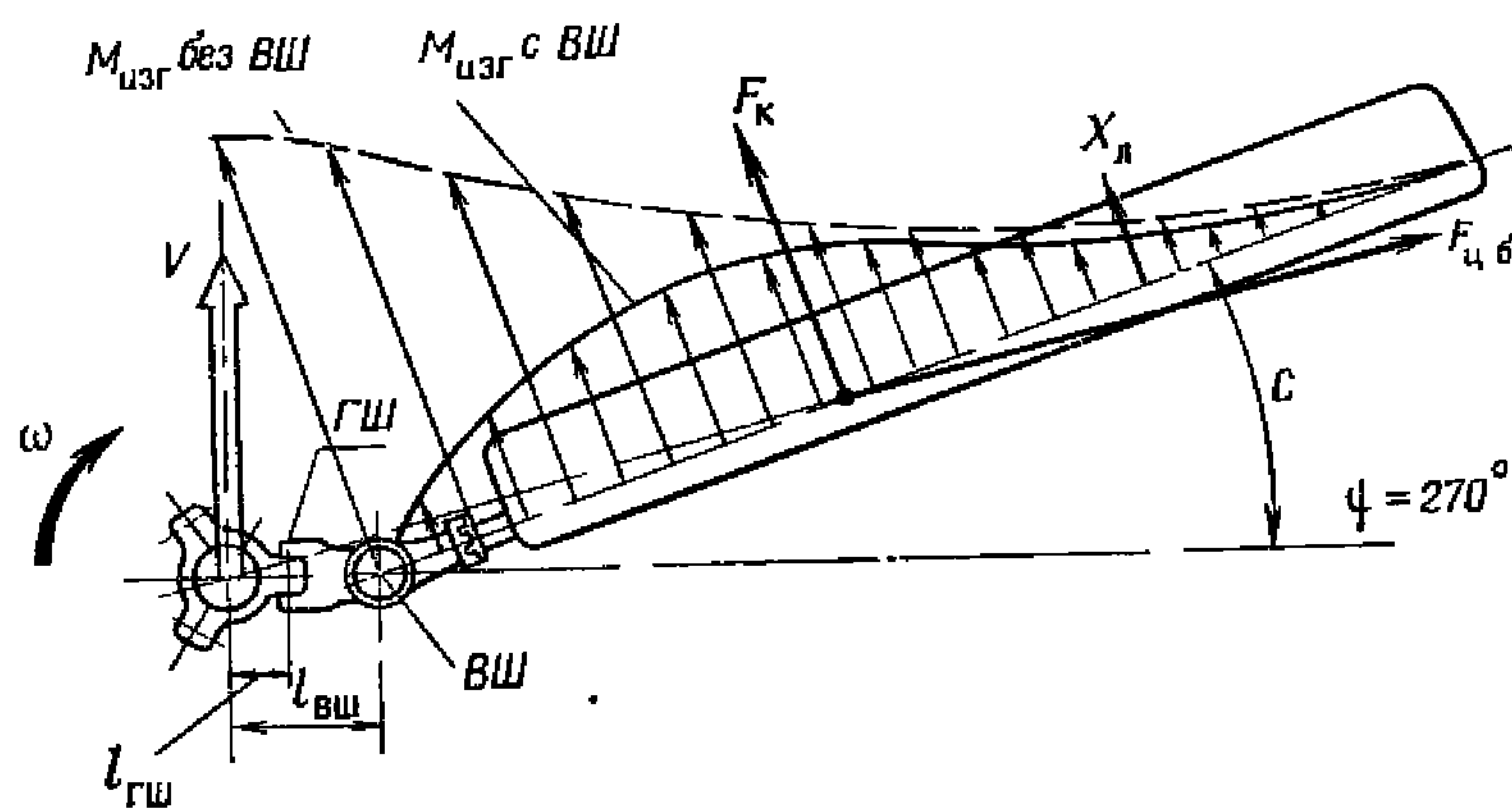


Рис. 1.20. Условия нагружения лопасти в плоскости вращения (влияние ВШ):

$l_{ГШ}$ — расстояние между осями вала НВ и ГШ; $l_{ВШ}$ — расстояние между осями вала НВ и ВШ, F_K — кориолисова сила инерции; $F_{ц.б}$ — центробежная сила лопасти НВ; X_L — суммарная сила сопротивления лопасти НВ

раскачивающей вертолет и вызывающей «земной резонанс», если частота ее действия совпадает с частотой собственных колебаний вертолета на шасси.

Маховое движение лопастей

При полете вперед тяга каждой лопасти НВ при неизменном значении шага зависит от ее азимутального положения, так как от азимута ψ зависит воздушная скорость каждого элемента лопасти. Величина воздушной скорости элемента лопасти W_x в плоскости вращения НВ (рис. 1.17) определяется по формуле

$$W_x = \omega r + V \cos A \sin \psi. \quad (1.7)$$

Соответственно тяга произвольного элемента лопасти T_z (рис. 1.21) может быть определена по формуле

$$T_z \approx Y_z = \frac{1}{2} C_y b \rho W_x^2 \Delta r. \quad (1.8)$$

На рис. 1.22, а показаны зависимости скорости W_x и тяги элемента лопасти T_z от его азимутального положения ψ . Изменение по азимуту тяги лопасти в целом

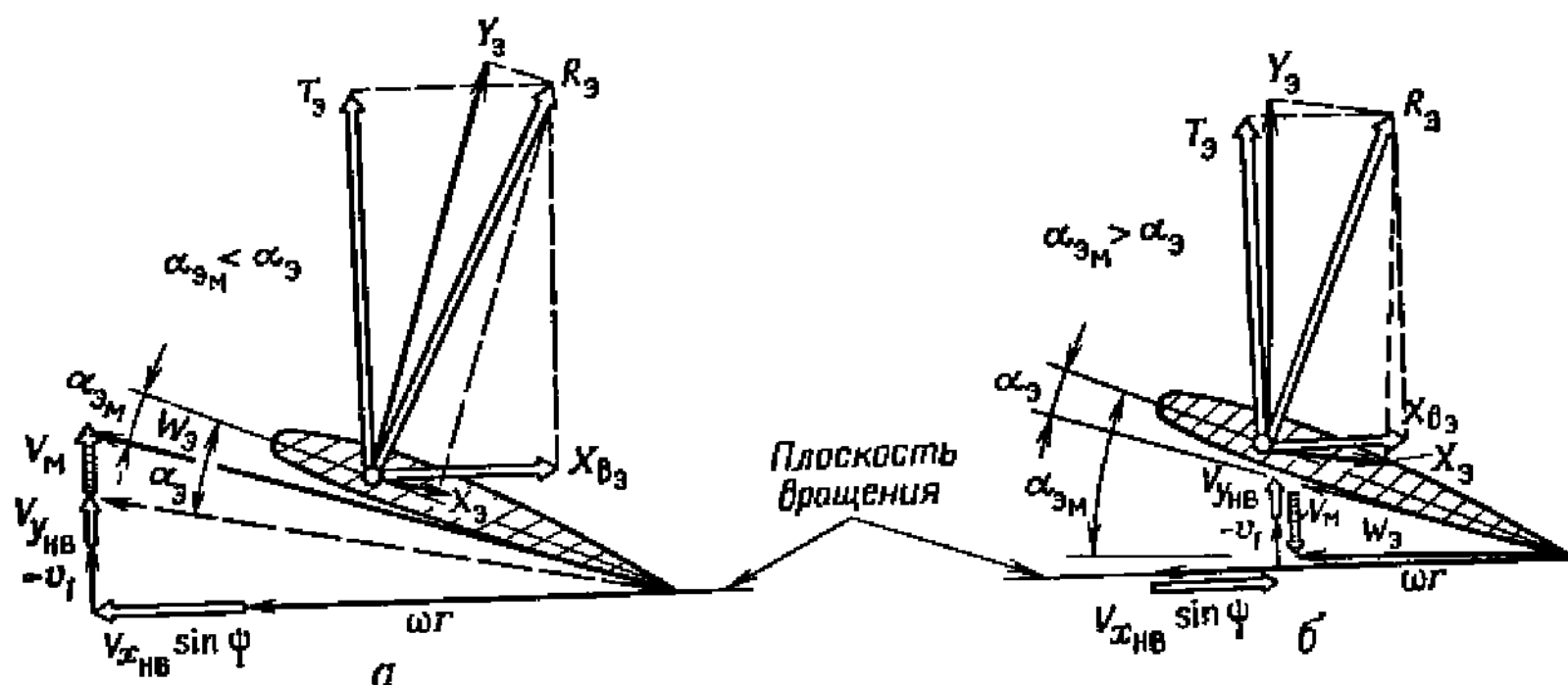


Рис. 1.21. Воздушная скорость W_z и углы атаки α_z элементов наступающей (а) и отступающей (б) лопастей (в районах азимутов 90 и 270°) без учета и с учетом махового движения; аэродинамические силы на элементах лопастей:

R_z , Y_z и X_z — аэродинамические силы элемента лопасти (соответственно результирующая, подъемная и сила лобового сопротивления); T_z и X_{zb} — силы тяги и сопротивления вращению элемента лопасти

имеет такой же характер (рис. 1.22, б). Так как подъемная сила и тяга элемента лопасти пропорциональны квадрату воздушной скорости, то вполне очевидно, что увеличивающаяся тяга наступающей лопасти при наличии ГШ будет стремиться увеличить угол взмаха по мере увеличения азимута. При уменьшении тяги у отступающей лопасти угол взмаха будет уменьшаться.

Так, изменение тяги приводит к маховому движению лопастей, т. е. к изменению по азимуту угла взмаха лопасти.

На рис. 1.22, в штриховой линией показана типичная зависимость угла взмаха лопасти β от ее азимутального положения при нейтральном положении автомата перекося (АП). Угол взмаха начинает увеличиваться у наступающей лопасти с азимута 20—30° и увеличива-

ется до азимутов $200\text{--}210^\circ$, т. е. с заходом в другую («отступающую») половину диска НВ. После этого отступающие лопасти начинают уменьшать угол взмаха.

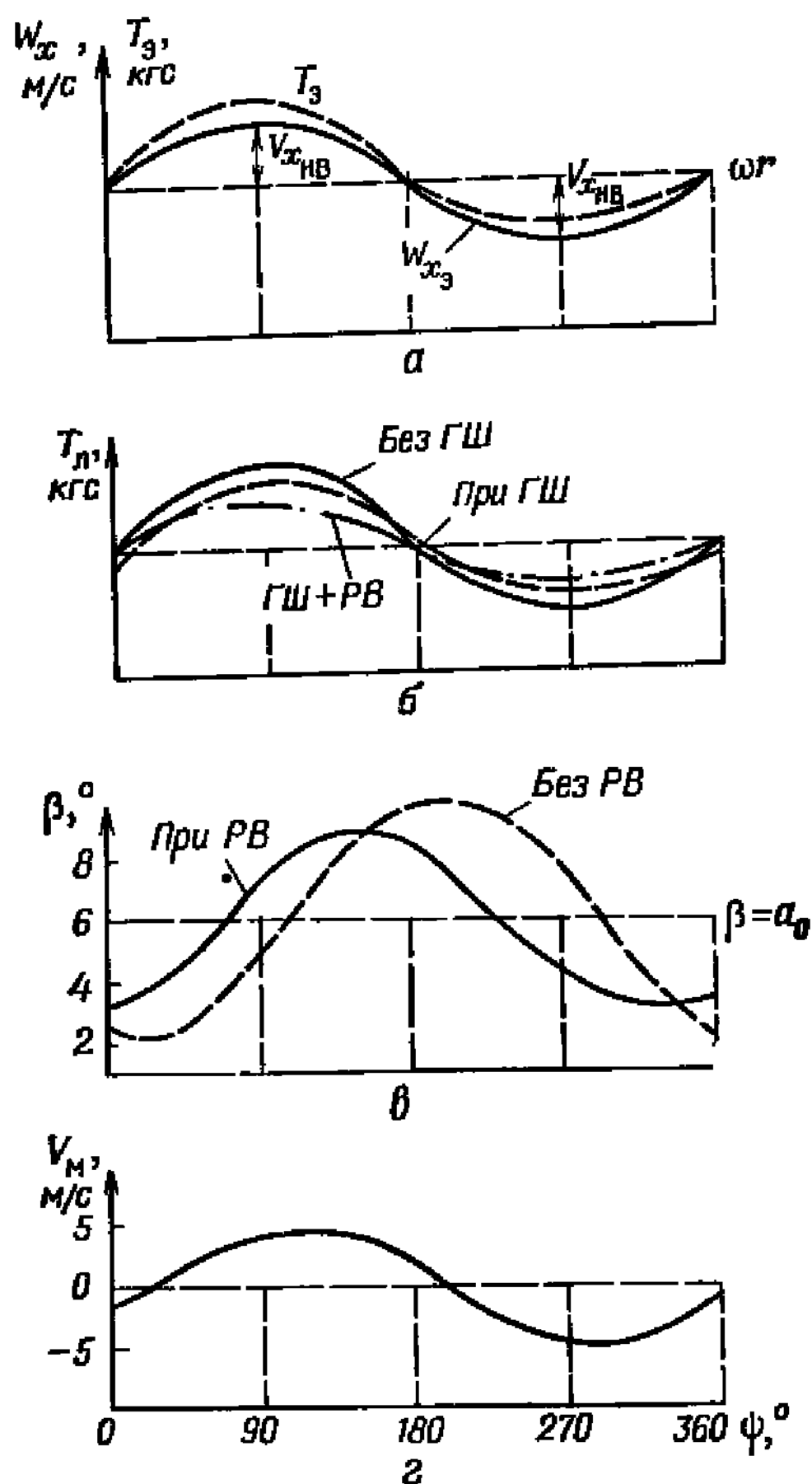


Рис. 1.22. Типовые зависимости, характеризующие условия работы лопасти при косом обтекании НВ (РВ — регулирующая втулка)

Очевидно, что скорость махового движения V_m (скорость изменения угла взмаха) также зависит от азимута. Эта зависимость показана на рис. 1.22, г. Скорость махового движения на увеличение угла взмаха достигает макси-

мума в азимуте $80-110^\circ$, на уменьшение — в азимуте $260-290^\circ$.

Наличие махового движения приводит к изменению условий обтекания лопастей и соответственно сил тяги и сопротивления. Углы атаки элементов наступающей лопасти вследствие влияния скорости взмаха V_m уменьшаются, а углы атаки элементов отступающей лопасти увеличиваются, как показано на рис. 1.21. Поэтому тяга наступающей лопасти при наличии махового движения уменьшается по сравнению с тягой жестко закрепленной лопасти (без ГШ), а тяга отступающей лопасти увеличивается (рис. 1.22, б). Следовательно, маховое движение приводит к некоторому выравниванию тяги лопасти по азимуту. Однако при этом наблюдается неблагоприятный эффект увеличения углов атаки концевых элементов отступающих лопастей. Углы атаки достигают максимальных значений в концевых сечениях лопастей при прохождении азимутов $270-300^\circ$. Этот эффект усиливается при увеличении скорости полета вертолета, так как при этом возрастают амплитуда и скорость махового движения лопастей. Вот почему именно в этой области диска НВ прежде всего возникают срывные явления при значительном увеличении шага НВ или скорости полета.

Завал конуса вращения НВ

При наличии ГШ лопасти работающего несущего винта выходят из плоскости вращения и образуют коническую поверхность — конус вращения. При работе винта на месте в штиль (при осевом обтекании) угол взмаха лопасти не изменяется при ее вращении, так как не изменяется тяга лопасти. При этом лопасти НВ образуют правильный конус, основание которого параллельно плоскости вращения, а ось совпадает с осью вала винта.

Косое обтекание приводит к тому, что углы взмаха лопастей в передней части диска, в районе азимута 180° , значительно больше, чем в задней части, в районе азимута 0 (рис. 1.22, в). Кроме того, величины углов взмаха располагаются несимметрично относительно направления скорости полета. Следовательно, основание конуса уже не параллельно плоскости вращения, а ось его отклоняется от оси вала НВ. Это отклонение называется **завалом конуса НВ**. Показанная на рис. 1.22, в закономерность изменения угла взмаха по ази-

муту при косом обтекании НВ характеризует так называемый естественный завал конуса — ось конуса вращения лопастей отклоняется назад (против движения) и вбок. Соответственно отклоняется и результирующая аэродинамических сил НВ, которая направлена практически по оси конуса вращения.

Проекция угла естественного завала на продольную плоскость вертолета (рис. 1.23) обозначается α_1 (угол завала назад), а проекция на поперечную плоскость — b_1 (угол завала вбок). Поскольку завал конуса возникает

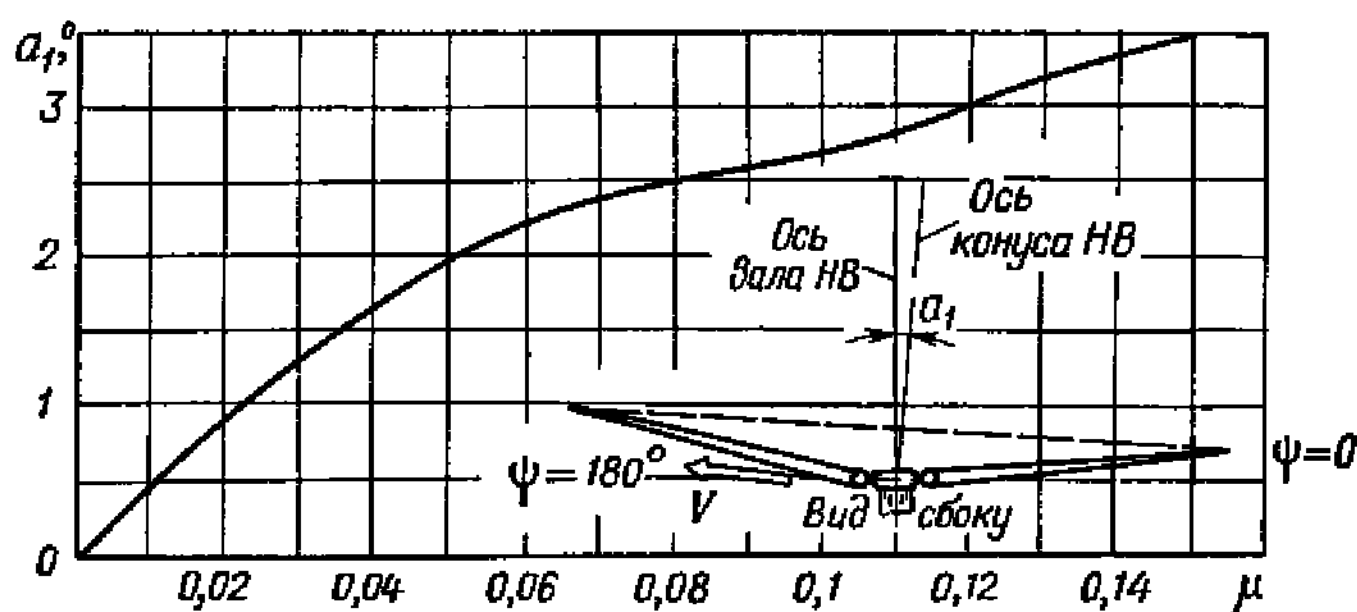


Рис. 1.23. Осредненная зависимость коэффициента махового движения α_1 от μ вертолетов Ми-1, Ми-4 и Ми-6

при переходе НВ к режиму косого обтекания, следует ожидать его увеличения при росте скорости полета вертолета. На рис. 1.23 показана зависимость угла α_1 от скорости полета. Как видно, завал конуса (и результирующей силы $R_{НВ}$) назад непрерывно увеличивается с увеличением скорости полета. Это объясняется увеличением разницы в тягах наступающих и отступающих лопастей по мере возрастания скорости полета. Так возникает завал конуса при неизменном по азимуту шаге лопастей. Нетрудно сделать вывод, что при изменении шага лопастей в зависимости от их азимутального положения величины тяг лопастей будут изменяться иначе, чем при неизменном шаге. Это вызовет изменение закона махового движения, угла завала конуса вращения НВ и, следовательно, направления его результирующей аэродинамической силы. В этом и заключается принцип действия автомата перекоса (АП), с помощью которого летчик осуществляет необходимое изменение шага лопастей по азимуту при управлении вертолетом.

Регулятор взмаха

Маховое движение приводит к росту динамических нагрузок на конструкцию лопасти и неблагоприятному изменению углов атаки элементов лопастей по диску НВ. Поэтому принимаются меры к ограничению махового движения. В настоящее время уменьшение амплитуды махового движения достигается с помощью регулятора взмаха. Регулятором взмаха является кинематическая связь между осевым шарниром и вращающимся кольцом

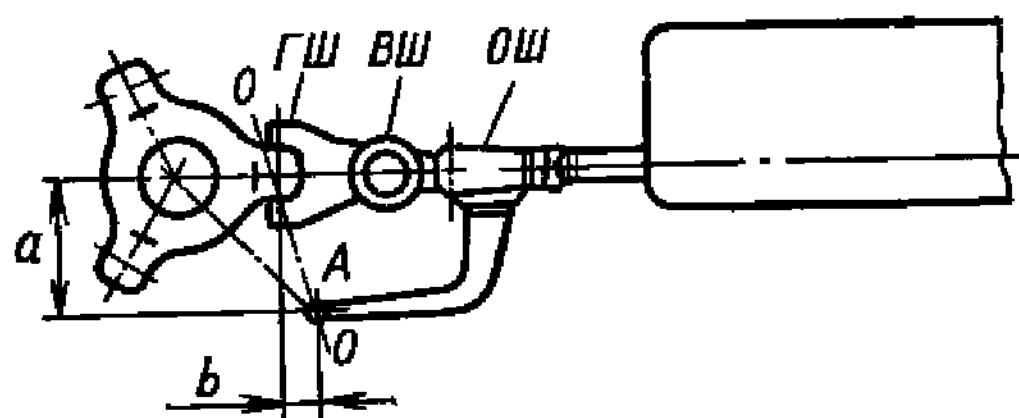


Рис. 1.24. Принципиальная схема регулятора взмаха (О — О — ось поворота лопасти при маховом движении):

a — расстояние от точки А до оси ОШ; b — расстояние от точки А до оси ГШ

автомата перекоса, обеспечивающая уменьшение углов установки лопастей при увеличении угла взмаха и, наоборот, увеличение угла установки при уменьшении угла взмаха. Эта связь заключается в смещении точки крепления тяги от АП к поводку осевого шарнира (точка А) с оси горизонтального шарнира (рис. 1.24).

Такая кинематика позволяет уменьшить разницу в тягах наступающих и отступающих лопастей и, следовательно, амплитуду махового движения. При этом изменяются также и значения азимутов, где углы взмаха лопастей достигают максимальных (и минимальных) значений. Соответственно изменяется и угол естественного завала конуса НВ. Показанная на рис. 1.22, в сплошной линией зависимость $\beta = f(\psi)$ характерна для НВ с регулятором взмаха. Регулятор взмаха позволяет изменить направление естественного бокового завала оси конуса НВ с левого на правое. Как видно из рис. 1.22, в, угол взмаха лопасти достигает максимального значения на азимутах $160-170^\circ$ и минимального соответственно на азимутах $340-350^\circ$, т. е. при нейтральном положении АП ось конуса НВ при косом обтекании отклоня-

ется назад и в сторону отступающих лопастей (вправо при принятом направлении вращения НВ у отечественных вертолетов). Следовательно, результирующая сила НВ, направленная по оси конуса, дает боковую составляющую, направленную вправо, против направления тяги хвостового винта, что улучшает условия боковой балансировки вертолета. В этом заключается еще одно положительное свойство работы регулятора взмаха.

Конструктивно возможны и другие варианты выполнения регулятора взмаха, например при расположении оси ГШ под косым углом к радиусу НВ. При этом также соблюдается основной принцип — движение взмаха приводит к соответствующему изменению угла установки лопасти.

§ 1.3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОСНОВНЫХ ЧАСТЕЙ ВЕРТОЛЕТА

Фюзеляж

Фюзеляж служит для размещения экипажа, основного оборудования, топлива, различных агрегатов, систем управления и грузов. В фюзеляже обычно размещается и силовая установка, а также шасси, если оно убирающееся. На фюзеляже крепятся все основные части вертолета: несущий винт (винты), рулевой винт, крыло, оперение, шасси и т. д. Поэтому фюзеляж воспринимает как массовые нагрузки от различных элементов конструкции, так и возникающие от них в полете аэродинамические силы и моменты.

При обеспечении необходимого внутреннего объема, удобства эксплуатации (в первую очередь для работы экипажа), достаточной прочности и жесткости конструкции фюзеляж должен иметь минимальное лобовое сопротивление. Это достигается рациональным выбором внешних форм и герметизацией фюзеляжа. Однако форма фюзеляжа существенно зависит от аэродинамической компоновки вертолета. Наилучшие условия для удовлетворения предъявляемых к фюзеляжам требований создаются у вертолетов продольной и особенно поперечной схем, когда можно выполнить фюзеляж в виде удобообтекаемого тела почти как у современных самолетов или даже использовать чисто самолетный фюзеляж (как у вертолета Ми-12).

Худшие условия создаются у вертолетов одновинтовой схемы. Из-за хвостовой и концевой (килевой) балок фюзеляж в целом получается довольно далеким от отработанных для летательных аппаратов удобообтекаемых форм. Однако и в этом случае стараются по возможности выполнить фюзеляж наиболее обтекаемым, что имеет большое значение при полете на максимальных скоростях. Обводы фюзеляжа плавно сопрягаются с хвостовой балкой, образуя единое, достаточно обтекаемое тело, в которое вписываются и мотогондолы. Остекление носовой части фюзеляжа обеспечивает сохранение обтекаемой аэродинамической формы и необходимый обзор экипажу из кабины.

Фюзеляжи некоторых вертолетов одновинтовой схемы (Ми-10) скомпонованы так, что ось вала НВ по отношению к оси Oy_1 , перпендикулярной к полу кабины экипажа и грузопассажирского отсека, повернута вокруг продольной оси вправо на угол $2,5^\circ$, если смотреть по полету сзади. Благодаря этому исключается или существенно уменьшается балансировочный угол правого крена вертолета на висении (и в полете на малых скоростях), присущий вертолетам одновинтовой схемы. При полете на режиме самовращения НВ у вертолетов с правым направлением вращения НВ наблюдается небольшой левый крен. Летчик, выдерживая угол крена по кабине близким к нулю, осуществляет полет с углами скольжения, меньшими, чем при отсутствии поворота оси вала НВ. Такое конструктивное решение не только создает удобства экипажу для пилотирования вертолета, но и разгружает втулку НВ и автомат перекоса. Вместе с тем при повороте оси вала НВ вбок вправо по отношению к полу кабины приземление вертолета происходит одновременно на оба основных колеса шасси, а вертикальный взлет — с одновременным отрывом от земли обоих колес. У вертолетов же, не имеющих такого наклона вала НВ вправо, при отрыве от земли сначала отделяется левое колесо, вертолет взлетает и висит с правым креном. Вертикальная посадка происходит также сначала на одно (правое) колесо.

Аэродинамические характеристики фюзеляжа

В зависимости от угла атаки фюзеляжа α_f результирующая аэродинамических сил фюзеляжа представляет

собой либо только силу сопротивления X_ϕ , т. е. направлена против воздушной скорости, либо может давать и вторую составляющую — подъемную силу Y_ϕ . При наличии скольжения на фюзеляже появляется боковая сила Z_ϕ .

Силы, действующие на фюзеляж, определяются по следующим формулам:

— подъемная сила

$$Y_\phi = \bar{C}_{y\phi} F \frac{\rho V^2}{2}; \quad (1.9)$$

— сила лобового сопротивления

$$X_\phi = \bar{C}_{x\phi} F \frac{\rho V^2}{2}; \quad (1.10)$$

— боковая сила

$$Z_\phi = \bar{C}_{z\phi} F \frac{\rho V^2}{2}. \quad (1.11)$$

Черта над коэффициентами аэродинамических сил означает, что эти коэффициенты, как и коэффициенты тяги C_T , для удобства расчетов отнесены к ометаемой площади F , а не к площади миделя фюзеляжа.

На рис. 1.25 и 1.26 показана зависимость коэффициентов $\bar{C}_{y\phi}$ и $\bar{C}_{x\phi}$ от угла атаки фюзеляжа α_ϕ , а на рис. 1.27 — зависимость $\bar{C}_{z\phi}$ от угла скольжения β . Приведенные зависимости показывают, что подъемная сила фюзеляжа изменяется линейно, т. е. плавность обтекания сохраняется в довольно широком диапазоне углов атаки фюзеляжа (до $16-20^\circ$). При дальнейшем увеличении угла атаки развиваются срывные явления, что приводит к уменьшению прироста $\bar{C}_{y\phi}$ и более резкому увеличению $\bar{C}_{x\phi}$, т. е. вредного сопротивления.

Как видно из графиков, фюзеляж вертолета создает практически только сопротивление. Величины подъемной и боковой сил малы и при расчетах траекторий движения обычно не учитываются. Однако моменты этих сил относительно центра тяжести вертолета необходимо учитывать при детальном анализе продольного и поперечного равновесия и устойчивости вертолета.

Коэффициент сопротивления зависит главным образом от формы фюзеляжа. Для многих вертолетов одновинтовой схемы эти коэффициенты примерно одинаковы.

Кроме того, коэффициент сопротивления зависит от количества и формы надстроек и внешних подвесок. Поэтому у вертолетов с убранными шасси коэффициенты $\bar{C}_{x\phi}$ значительно меньше, чем у других одновинтовых вертолетов. Влияние различных форм надстроек приведено

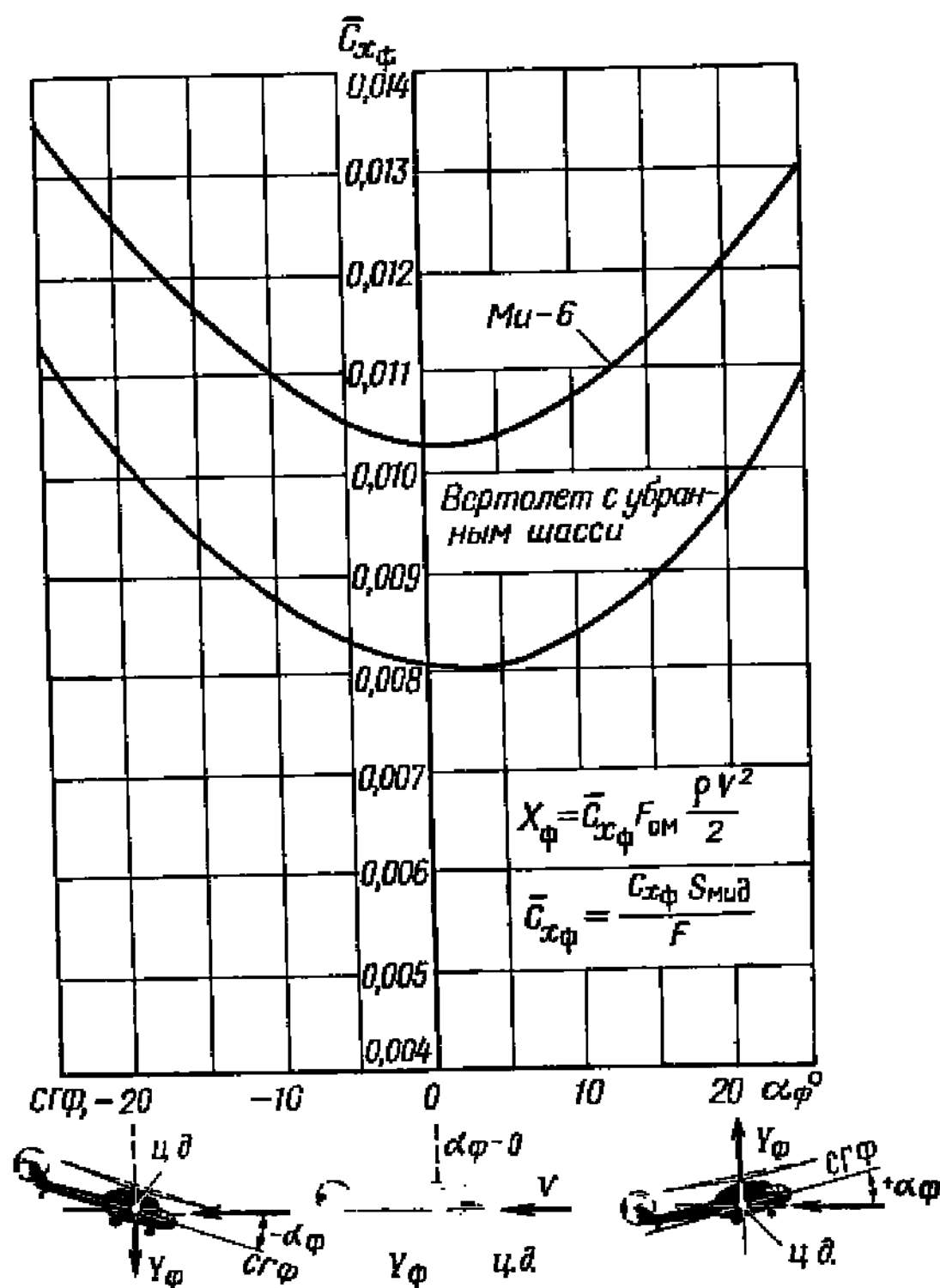


Рис. 1.25. Зависимость коэффициента сопротивления фюзеляжа от его угла атаки:
ц. д — центр давления фюзеляжа; СГФ — строительная ось фюзеляжа

на рис. 1.28, где показаны зависимости $\bar{C}_{x\phi}$ от угла атаки для различных вариантов вертолета Ка-26.

У одновинтовых вертолетов увеличение $\bar{C}_{x\phi}$ на отрицательных углах атаки происходит несколько более интенсивно, чем на положительных. Это объясняется попаданием части хвостовой балки в зону торможения («аэродинамическую тень») от фюзеляжа на положительных углах атаки.

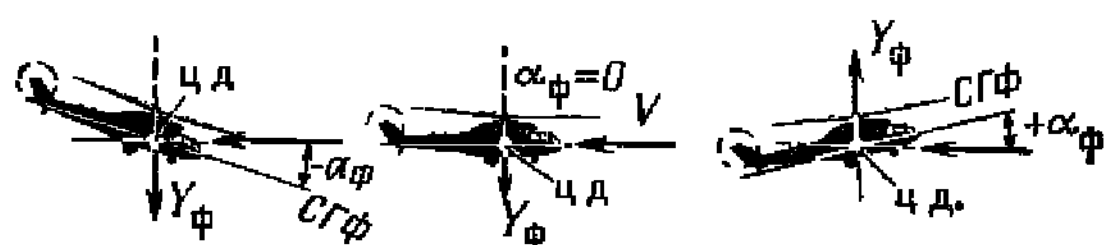
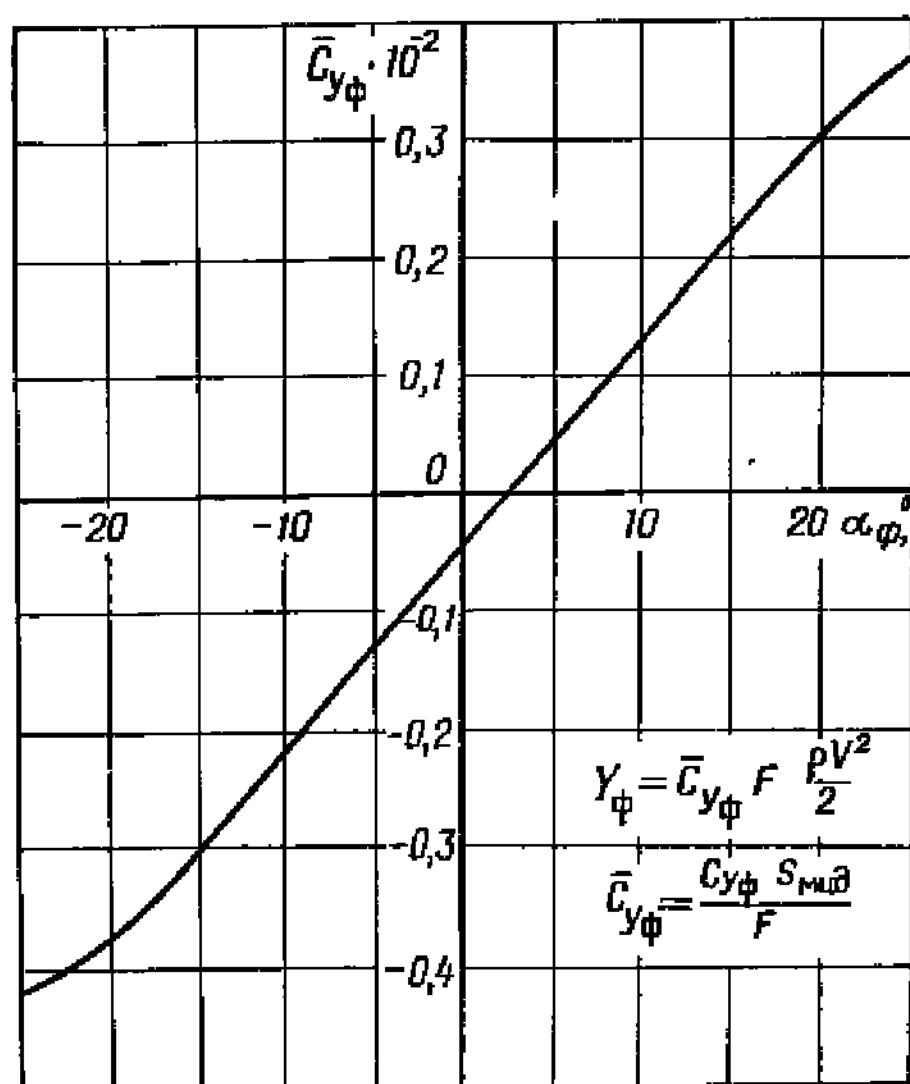


Рис. 1.26. Зависимость коэффициента подъемной силы фюзеляжа от его угла атаки

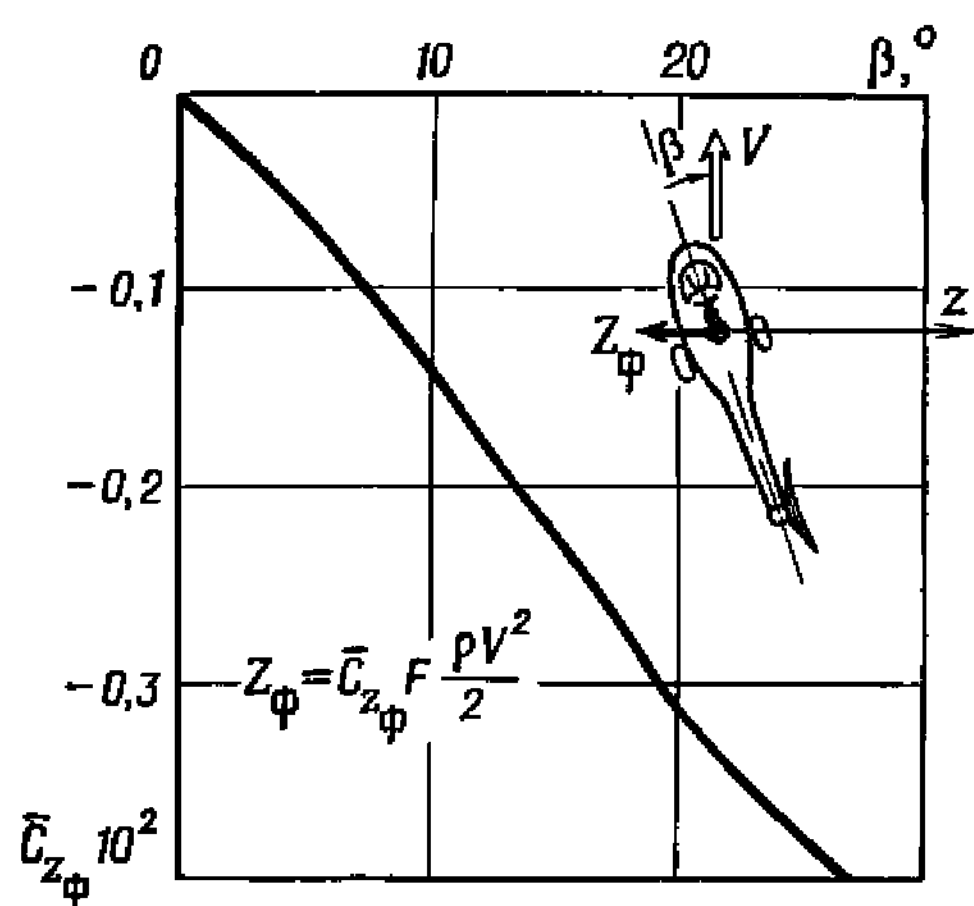


Рис. 1.27. Зависимость коэффициента боковой силы фюзеляжа от угла скольжения

За фюзеляжем наблюдается не только торможение, но и снос потока. Последний возникает и увеличивается с увеличением угла атаки фюзеляжа до тех пор, пока сохраняется плавное, струйное обтекание фюзеляжа (до $\alpha_{\text{ф}} = 15 \div 20^\circ$), соответствующее его продольным обводам. При дальнейшем возрастании угла атаки фюзеляжа линии тока стремятся следовать по поперечным обводам и углы сноса потока за фюзеляжем

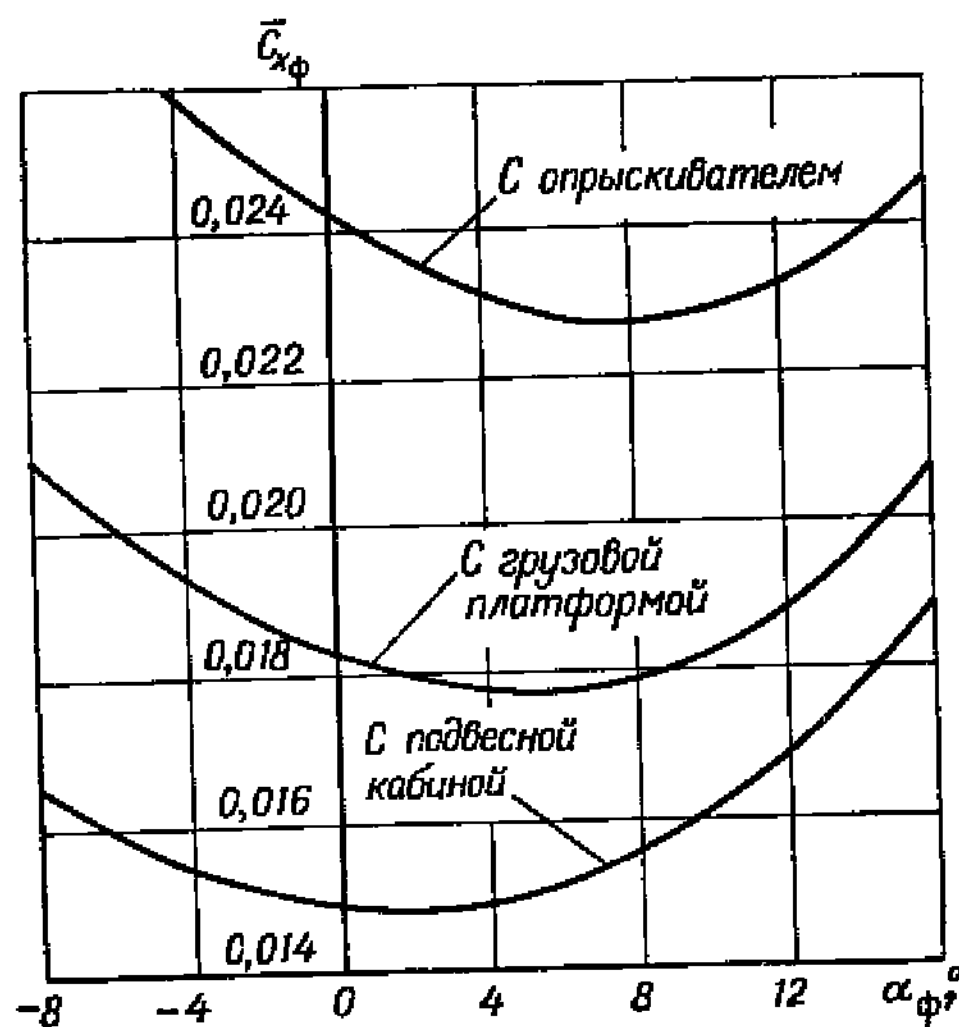


Рис. 1.28. Зависимость $\bar{C}_{x\text{ф}}$ от $\alpha_{\text{ф}}$ для вертолета Ка-26

уменьшаются. При наличии скольжения за фюзеляжем возникает боковой снос потока.

Скосы потока за фюзеляжем, зависящие от углов атаки и скольжения, влияют на условия работы стабилизатора, киля и рулевого винта. Эти особенности необходимо учитывать при анализе поведения вертолета и условий его балансировки на различных режимах полета.

Крыло

Крыло—чисто самолетный элемент на вертолете. Принцип полета вертолета не требует наличия крыла. Более того, на режиме висения крыло является лишним. На вертолеты первых поколений, летавшие со скоростью

ми до 200 км/ч, крылья не устанавливались. Для дальнейшего увеличения скоростей полета вертолетов не стало хватать тяговых возможностей НВ, и на помощь пришло крыло. Крылья устанавливаются на наших вертолетах Ми-6, Ми-12 и других, а также на ряде иностранных. Крыло вертолета имеет обычно трапецевидную форму в плане. Помимо основного назначения оно используется также для подвески различного оборудования и вооружения.

Аэродинамические характеристики крыла

Крыло вертолета предназначено для создания подъемной силы $Y_{кр}$. Но при этом имеется и другая составляющая результирующей аэродинамической силы крыла — сила сопротивления $X_{кр}$. Эти силы определяются по известным формулам:

$$Y_{кр} = C_{y_{кр}} S_{кр} \frac{\rho V^2}{2} \text{ и } X_{кр} = C_{x_{кр}} S_{кр} \frac{\rho V^2}{2}. \quad (1.12)$$

В пределах скоростей полета вертолетов (и чисел M) коэффициенты $C_{y_{кр}}$ и $C_{x_{кр}}$ от скорости полета не зависят. Зависимость коэффициентов подъемной силы и сопротивления от угла атаки крыла для вертолетов Ми-6 и легкого вертолета с крылом показаны на рис. 1.29. Максимальное значение коэффициента подъемной силы для крыльев этих вертолетов достигает 1,1—1,15, что соответствует критическому углу атаки крыла 18—20°. Коэффициент силы сопротивления крыла на докритических углах атаки значительно меньше коэффициента $C_{y_{кр}}$, поскольку крыло является совершенной несущей поверхностью с высоким аэродинамическим качеством. Однако диапазон изменения углов атаки крыла очень широк.

При работе на месте и на малых скоростях полета вертолета крыло находится в струе от НВ, т. е. обтекается индуктивным потоком от несущего винта сверху. Угол атаки крыла отрицательный и равен примерно -90° . Возникающая при этом на крыле (а также и на фюзеляже) сила сопротивления направлена вниз, противоположно тяге НВ. Для вертолета Ми-6, например, на режиме висения она составляет 2—2,5% силы тяжести вертолета, т. е. около 1000 кгс. У вертолета Ми-12 для уменьшения этой отрицательной силы крыло выполнено с обратным сужением типа («бабочка») — хорда у фюзеля-

жа меньше, чем у мотогондол, чтобы уменьшить поверхность крыла, обдуваемую потоком с максимальными индуктивными скоростями. С увеличением скорости полета вертолета вперед увеличивается угол отбоя струи НВ назад, при этом крыло постепенно выходит из струи НВ. При некотором значении скорости полета угол атаки крыла становится положительным. При этом

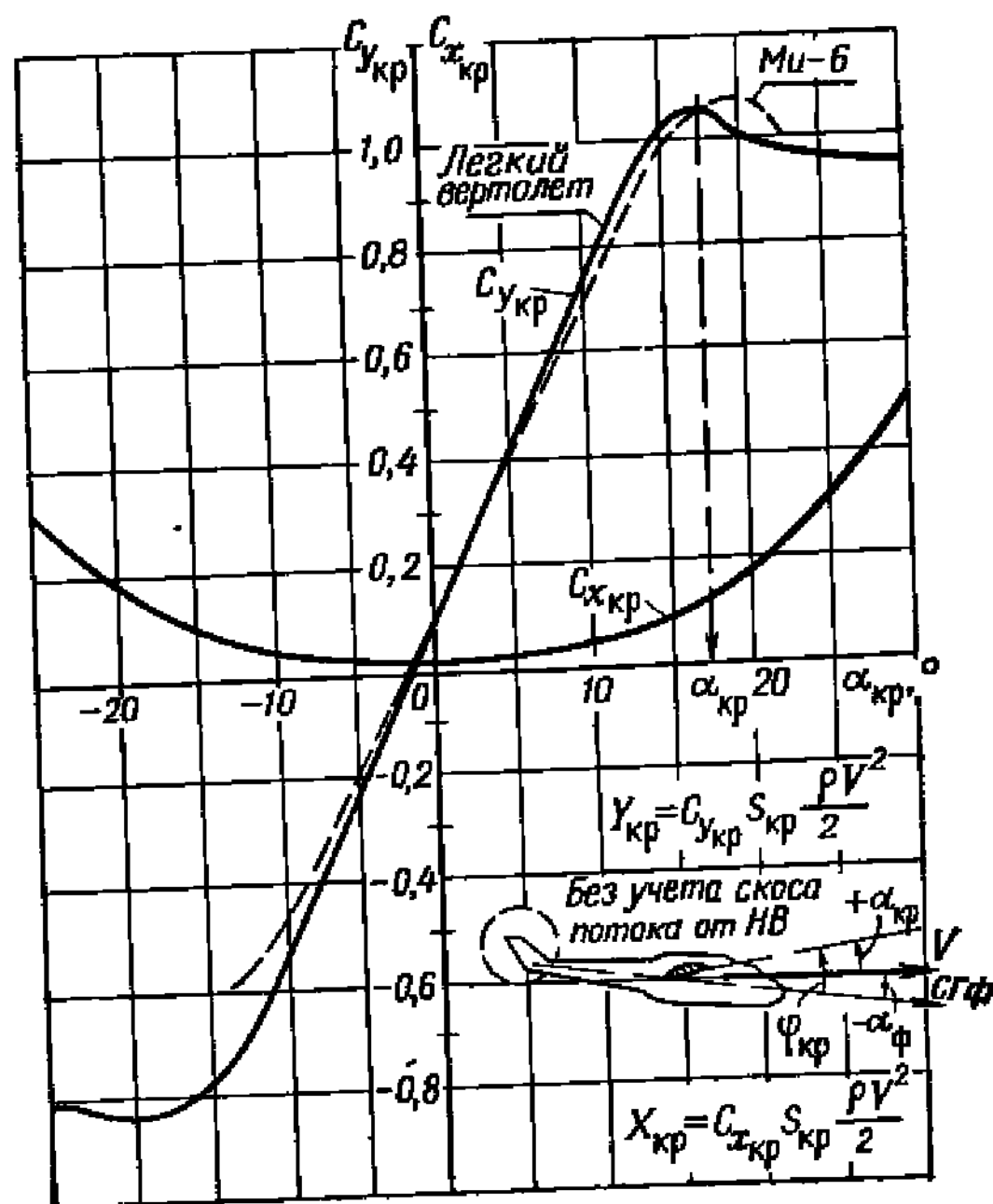


Рис. 1.29. Зависимости $C_{y_{кр}}$ и $C_{x_{кр}}$ от угла атаки крыла

подъемная сила также положительна и растет пропорционально скоростному напору $\frac{\rho V^2}{2}$ (если не учитывать уменьшения угла атаки крыла из-за увеличения угла наклона вертолета вперед). Таким образом, в полете угол атаки крыла изменяется вследствие изменения скоса потока, обусловленного НВ, а также изменения угла тангажа фюзеляжа. На рис. 1.30 показан характер изменения подъемной силы крыла $Y_{кр}$ в процентах от подъемной силы (тяги T_0) НВ для вертолета Ми-6 в зависимости от скорости полета. Как видно, при больших скорос-

тях полета крыло существенно разгружает несущий винт, давая до 20—25% его тяги. Это позволяет держать НВ при таких скоростях на меньшем шаге, т. е. уменьшить срывные явления, а значит, и понизить уровень вибраций, которые присущи почти всем вертолетам при полете на максимальных скоростях. В результате может быть увеличено значение максимальной скорости полета.

Кроме того, постановка крыла существенно влияет и на другие характеристики вертолета. Например, расположение крыла позади центра тяжести вертолета об-

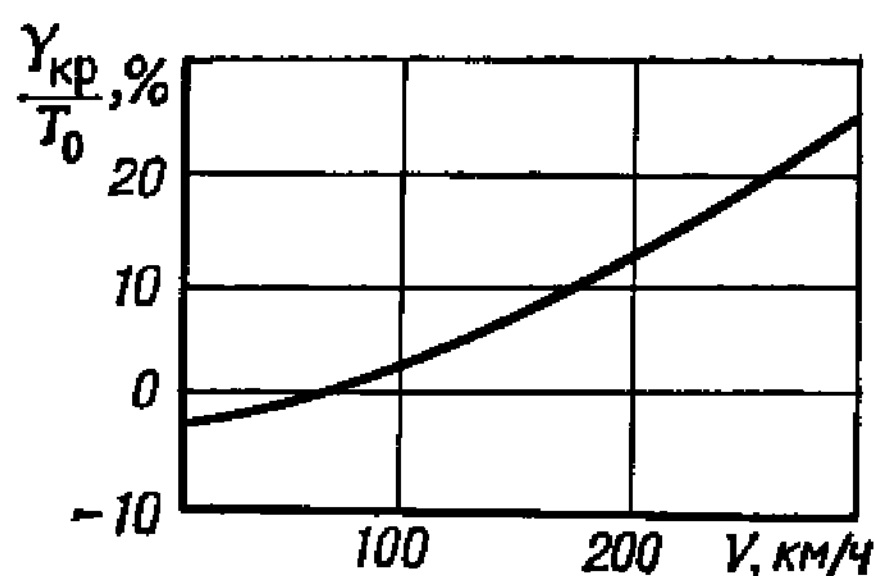


Рис. 1.30. Разгрузка НВ крылом на вертолете Ми-6

легчает его балансировку на больших скоростях полета, когда прирост подъемной силы на крыле значительный, что приводит к увеличению статической устойчивости по углу атаки и уменьшению статической устойчивости по скорости. Верхнее расположение крыла на фюзеляже значительно повышает поперечную статическую устойчивость вертолета, которая становится даже чрезмерной, что вынуждает вводить отрицательное поперечное «V» крыла.

Крыло может оказаться полезным и в другом отношении. Установка консолей под разными углами помогает компенсировать неблагоприятный кренящий момент M_x , возникающий вследствие разноса горизонтальных шарниров при завале конуса НВ. Так, на вертолете Ми-6 установочный угол правой консоли крыла на $1,5^\circ$ больше, чем левой. На малых скоростях полета компенсация кренящего вправо M_x происходит также за счет того, что левая консоль обтекается более мощным индуктивным потоком, чем правая.

При увеличении угла атаки крыла более критического коэффициент подъемной силы падает, а коэффициент сопротивления растет все более интенсивно. Поэтому важно, чтобы углы установки крыла обеспечивали на эксплуатационных режимах получение углов атаки не выше 20° , чтобы исключить срывные явления на крыле. Однако на режимах снижения с большой вертикальной скоростью при малой скорости по траектории углы атаки крыла все же становятся закритическими. Возникающий неравномерный срыв потока на консолях приводит к резкой разбалансировке вертолета в поперечном отношении, что вызывает такие явления, как броски по крену и т. п.

Стабилизатор

Стабилизатор предназначен для улучшения характеристик продольной устойчивости вертолета. У одновинтовых вертолетов стабилизаторы большей частью управляемые, т. е. в полете возможно изменение их угла установки, что создает лучшие условия для продольной балансировки вертолета.

Чем больше площадь стабилизатора, тем выше его демпфирующие и управляющие свойства. Влияние стабилизатора на статическую устойчивость по углу атаки и скорости увеличивается также с ростом величины расстояния (плеча) от центра масс вертолета до оси вращения стабилизатора. Наличие хвостовой балки у одновинтовых вертолетов обеспечивает возможность значительного удаления стабилизатора от центра масс вертолета. Иногда стабилизатор даже выносится за площадь, ометаемую НВ. Вынос стабилизатора на современных вертолетах на большее плечо (по сравнению с вертолетами Ми-1 и Ми-2) и увеличение его площади позволили значительно повысить статическую устойчивость вертолетов по углу атаки (перегрузке), особенно при передних центровках. Поэтому относительные размеры стабилизаторов у одновинтовых вертолетов сравнительно невелики. Компоновка соосных вертолетов не позволяет осуществить достаточный вынос стабилизатора. Поэтому его размеры получаются относительно больше.

Управление стабилизатором заблокировано с управлением общим шагом НВ, т. е. положение его относительно строительной горизонтали фюзеляжа (угол установки $\varphi_{ст}$) меняется в зависимости от величины общего

шага НВ по принципу «носик стабилизатора ходит за рычагом общего шага». При увеличении общего шага увеличивается и установочный угол стабилизатора. Типичный закон изменения углов установки стабилизатора в зависимости от положения общего шага НВ для вертолетов показан на рис. 1.31. В результате такого измене-

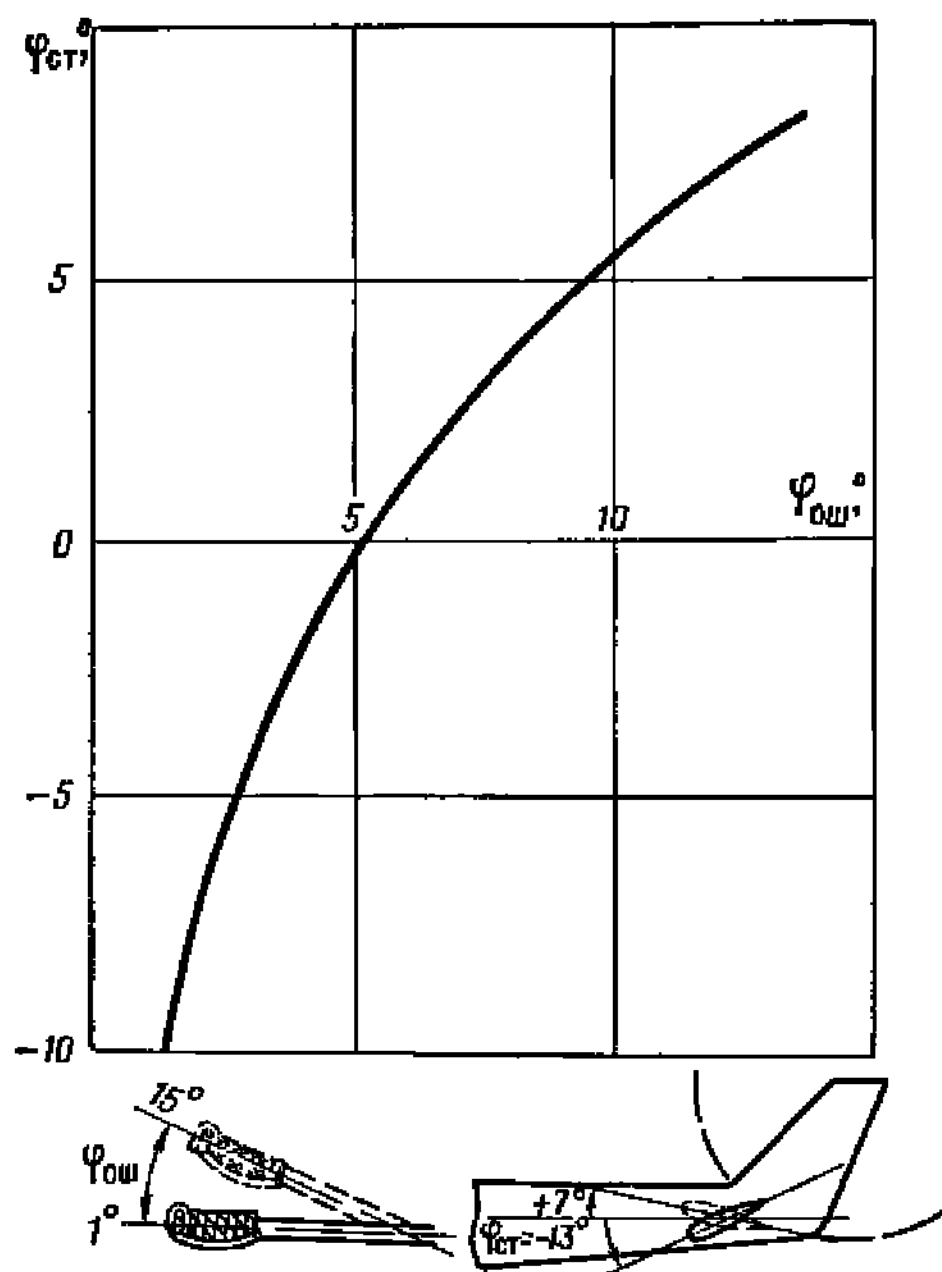


Рис. 1.31. Зависимость угла установки стабилизатора $\phi_{ст}$ от величины общего шага НВ $\phi_{ош}$

ния улучшаются условия продольной балансировки и обеспечивается необходимый запас продольного управления на всех эксплуатационных режимах полета вертолета. Окончательно зависимость $\phi_{ст} = f(\phi_{ош})$ получают обычно в ходе летных испытаний вертолета.

Аэродинамические характеристики стабилизатора

Аэродинамические характеристики стабилизатора в принципе такие же, как и крыла. Стабилизатор в полете

создает подъемную силу $Y_{ст}$ и силу сопротивления $X_{ст}$, которые рассчитываются по формулам:

$$Y_{ст} = k_{ст} C_{y_{ст}} S_{ст} \frac{\rho V^2}{2} \text{ и } X_{ст} = k_{ст} C_{x_{ст}} S_{ст} \frac{\rho V^2}{2}, \quad (1.13)$$

где $k_{ст}$ — коэффициент, учитывающий торможение скорости у стабилизатора;

$C_{y_{ст}}$ — коэффициент подъемной силы стабилизатора;

$C_{x_{ст}}$ — коэффициент силы сопротивления стабилизатора;

$S_{ст}$ — площадь стабилизатора.

Вследствие относительно малых размеров стабилизаторов силы $Y_{ст}$ и $X_{ст}$ малы и практически не изменяют баланс сил, действующих на вертолет. Поэтому при определении значений составляющих результирующей аэродинамической силы вертолета по осям Ox и Oy величинами $Y_{ст}$ и $X_{ст}$ в практической аэродинамике пренебрегают. Однако вследствие большого удаления (плеча) от центра тяжести подъемная сила стабилизатора играет важную роль в уравнивании продольных моментов. А при очень больших углах атаки стабилизатора на вертикальных режимах и висении значительный продольный момент создается от силы сопротивления.

Входящий в формулу подъемной силы коэффициент $C_{y_{ст}}$ характеризует несущую способность стабилизатора и в основном зависит от его угла атаки. Эта зависимость показана на рис. 1.32. Стабилизаторы вертолетов работают как на положительных, так и на отрицательных углах атаки. Поэтому обычно на стабилизаторах применяется симметричный профиль и при нулевом значении угла атаки подъемная сила стабилизатора равна нулю. Линейная зависимость прироста подъемной силы от угла атаки сохраняется до углов $\sim 15^\circ$, затем в связи с образованием срыва потока со стабилизатора прирост подъемной силы уменьшается, но при этом резко возрастает сопротивление. При малых удлинениях стабилизаторов сказывается эффект пространственного обтекания и подъемная сила продолжает возрастать до больших $\alpha_{ст}$. Критический угол атаки у используемых стабилизаторов находится в пределах $26-30^\circ$. В полете углы атаки стабилизатора почти на всех режимах отрицательны и подъемная сила направлена вниз (по отношению к вертолету). Поэтому при увеличении подъемной силы стабилизатора возрастает кабрирующий момент. Однако

кинематическая связь угла установки стабилизатора с общим шагом НВ приводит к тому, что продольный момент, создаваемый стабилизатором, изменяется в сторону пикирования при увеличении общего шага. Это компенсирует приращение кабрирующего момента несущего винта при увеличении общего шага и скорости полета из-за роста естественного завала конуса.

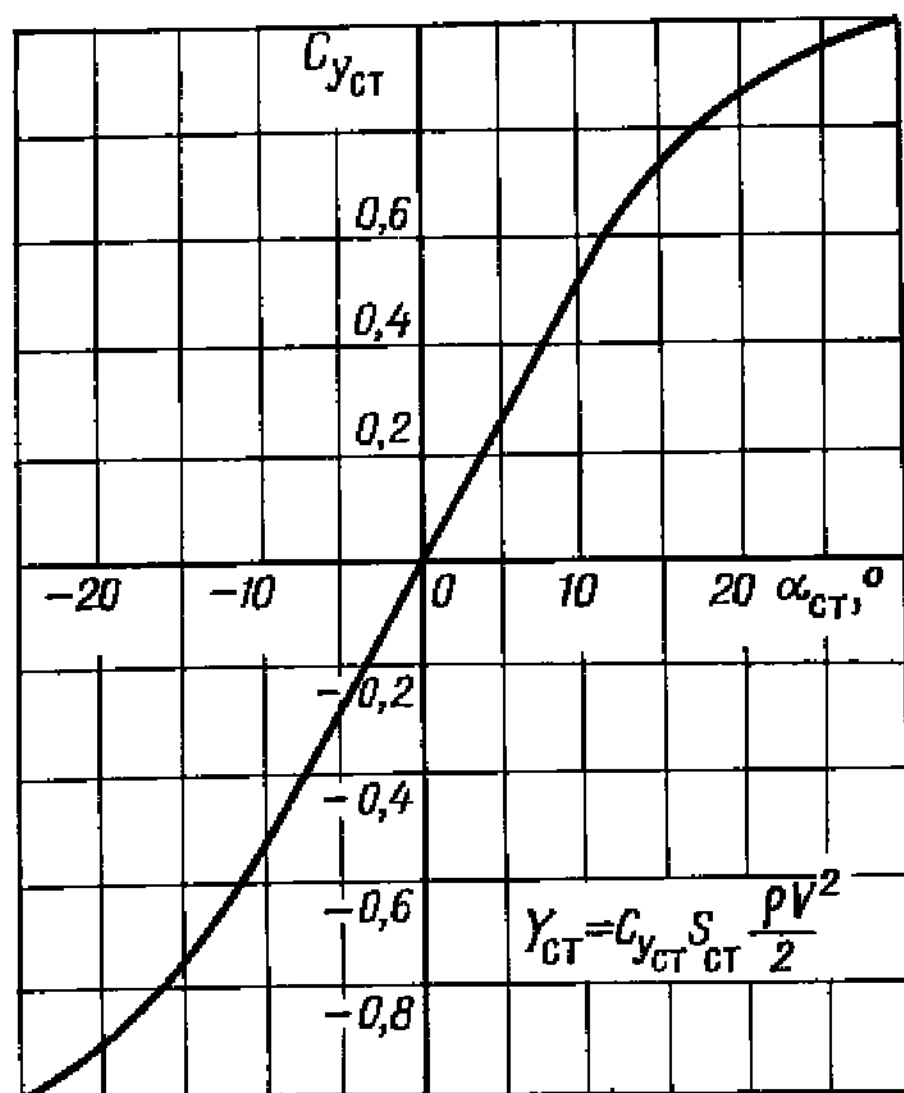


Рис. 1.32. Зависимость коэффициента подъемной силы стабилизатора $C_{y_{ст}}$ от его угла атаки $\alpha_{ст}$

На малых скоростях полета и особенно при висении в штиль аэродинамические силы и моменты стабилизатора возникают от действия индуктивного потока, т. е. струи воздуха, отбрасываемого НВ. Стабилизатор создает значительный кабрирующий момент, затрудняющий балансировку вертолета, особенно при задней центровке. Величина этого момента заметно изменяется при изменении скорости полета или встречного ветра на висении. Это объясняется существенной зависимостью от скорости полета индуктивных скоростей в струе НВ на малых скоростях полета (рис. 1.33). Направленная вниз вертикальная сила, возникающая на стабилизаторе,

пропорциональна квадрату индуктивной скорости:

$$Y_{1\text{ст}} = C_n S_{\text{ст}} \frac{\rho v_1^2}{2}, \quad (1.14)$$

где C_n — коэффициент нормальной силы стабилизатора.

При больших отрицательных углах атаки, что наблюдается на висении, величина C_n достигает больших

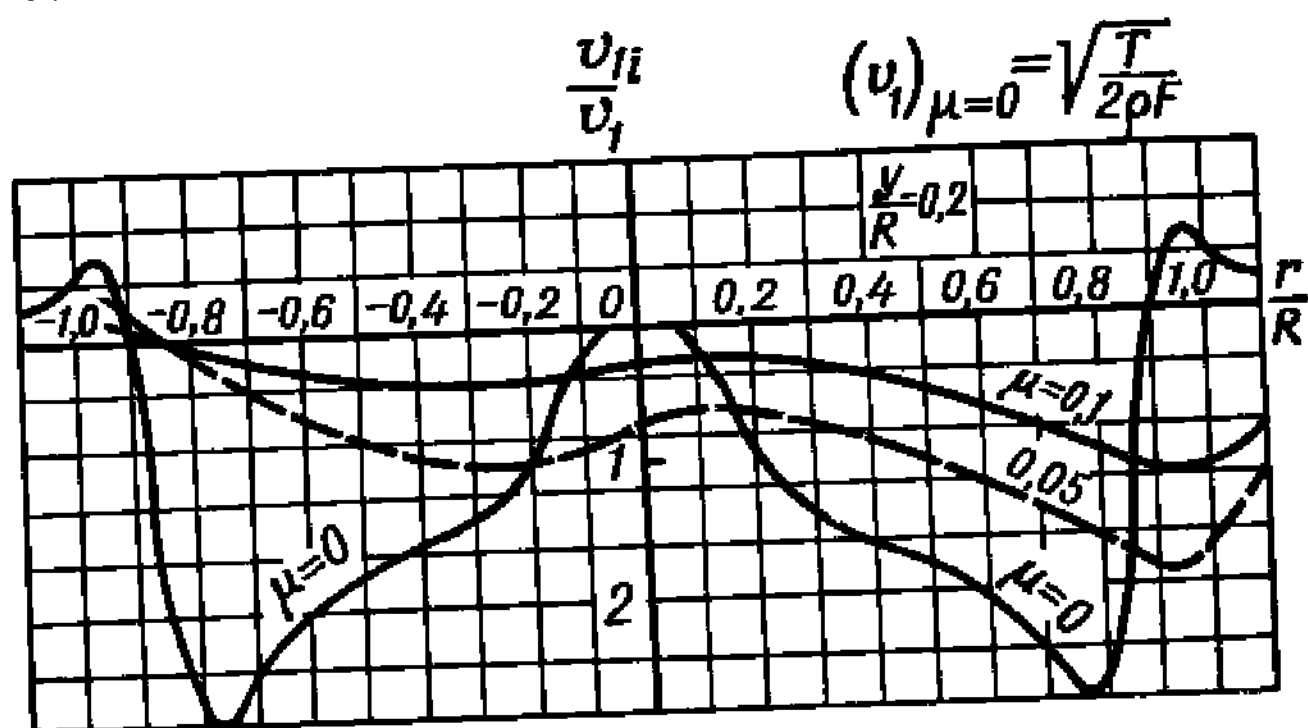


Рис. 1.33. Приближенная зависимость элюр распределения вертикальной индуктивной скорости от НВ в плоскости его продольного диаметрального сечения от скорости полета вперед (v_{1i} — фактическая индуктивная скорость в данном i -м сечении)

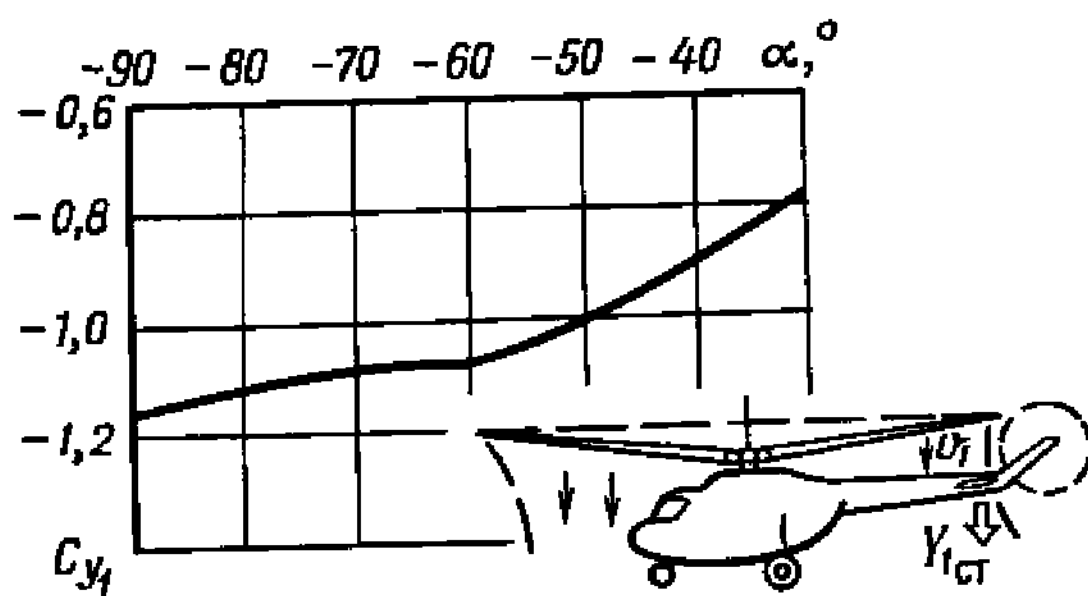


Рис. 1.34. Зависимость коэффициента нормальной силы стабилизатора (крыла) от его угла атаки (при больших α)

значений (рис. 1.34). Чтобы уменьшить ее и тем самым кабрирующий момент, стабилизатор стараются вынести за пределы струи НВ. Но при движении вперед или

при порыве ветра стабилизатор оказывается все-таки в поле значительных, хотя и уменьшенных индуктивных скоростей. Эти особенности следует иметь в виду при рассмотрении условий выполнения висения и обоснования техники пилотирования.

Киль

Киль как элемент вертикального оперения предназначен для повышения путевой устойчивости летательного аппарата.

Одновинтовые вертолеты имеют достаточно высокие характеристики путевой устойчивости благодаря наличию хвостового винта. Поэтому не все такие вертолеты снабжаются килем. Однако необходимость выполнения концевой балки предоставляет одновременно конструктору благоприятную возможность превращения ее в киль. Это оказывается полезным как для повышения характеристик путевой устойчивости вертолета, так и для разгрузки рулевого винта на крейсерских и максимальных скоростях полета. При этом киль разгружает рулевой винт подобно тому, как крыло разгружает НВ. С этой целью киль повернут влево относительно плоскости симметрии фюзеляжа на угол $5-6^\circ$. Такой угол установки обеспечивает при полете вперед получение аэродинамической силы, направленной влево. Иногда поэтому для килей применяют несимметричный профиль. На больших скоростях полета эта сила значительно возрастает и, складываясь с тягой РВ, помогает в уравнивании реактивного момента НВ, уменьшая тем самым мощность, отбираемую на рулевой винт. Кили (килевые балки) установлены на одновинтовых вертолетах Ми-6, Ми-8 и других.

В случае применения рулевого винта вентиляторного типа киль получается значительно больших размеров, поскольку в нем размещается хвостовой винт. Такие кили выполнены, например, на вертолете «Газель» (рис. 5) и других.

У вертолетов соосной схемы киль является единственным средством обеспечения путевой устойчивости. А удаление килей от оси вала НВ у соосных вертолетов меньше, чем у одновинтовых. Поэтому на вертолетах такой схемы устанавливается более мощное вертикальное оперение. На вертолете Ка-26, например, имеется двухкилевое оперение.

Аэродинамические характеристики килей

При полете вперед киль создает силу сопротивления и боковую силу. Ввиду малого значения силы сопротивления килей (килевой балки) этой силой в практической аэродинамике, как правило, пренебрегают. Боковая же сила, создание которой является основной целью постановки килей, может достигать значительных величин.

Величина боковой силы Z_k определяется по формуле

$$Z_k = k' C_{z_k} S_k \frac{\rho V^2}{2}, \quad (1.15)$$

где k' — коэффициент, учитывающий влияние угла атаки на C_{z_k} ;

C_{z_k} — коэффициент боковой силы;

S_k — площадь килей.

Входящий в формулу (1.15) коэффициент боковой силы C_{z_k} характеризует несущую способность килей и зависит от угла скольжения вертолета β . Кроме того, боковая сила килей зависит также от угла атаки вертолета (фюзеляжа). При положительных углах атаки киль попадает в зону затенения, т. е. в зону заторможенного фюзеляжем потока, в результате чего боковая сила при том же угле скольжения уменьшается. При отрицательных же углах атаки фюзеляжа киль, наоборот, выходит из зоны затенения и его боковая сила увеличивается. Влияние угла атаки на C_{z_k} хорошо видно по рис. 1.35.

Для приближенного учета этого влияния в формулу (1.15) введен коэффициент k' , который изменяется от 1,0 до 0,8 при изменении угла атаки фюзеляжа от -30° до $+30^\circ$. Такая зависимость означает, что при отрицательных углах атаки киль оказывает большее влияние на улучшение путевой устойчивости и характеристик демфирования рыскания.

При более полном анализе надо учесть боковой скос потока от НВ, направленный у наших вертолетов влево и уменьшающий эффективность работы килей при правом скольжении. Этот скос постепенно уменьшается до нуля при возрастании левого скольжения. Поэтому путевая статическая устойчивость одновинтового вертолета при левом скольжении выше.

Анализ приведенной на рис. 1.35 зависимости C_{z_k} от угла скольжения показывает, что линейная зависимость боковой силы от угла скольжения сохраняется в диапазоне от -20° до $+10^\circ$. Дальнейшее увеличение угла

скольжения приводит к снижению прироста боковой силы вследствие возникновения и развития срыва потока с киля. Влияние угла атаки на боковую силу заметно проявляется в полете при выполнении маневров, связанных с энергичным изменением угла атаки вертолета. Вследствие изменения при этом боковой силы киля на-

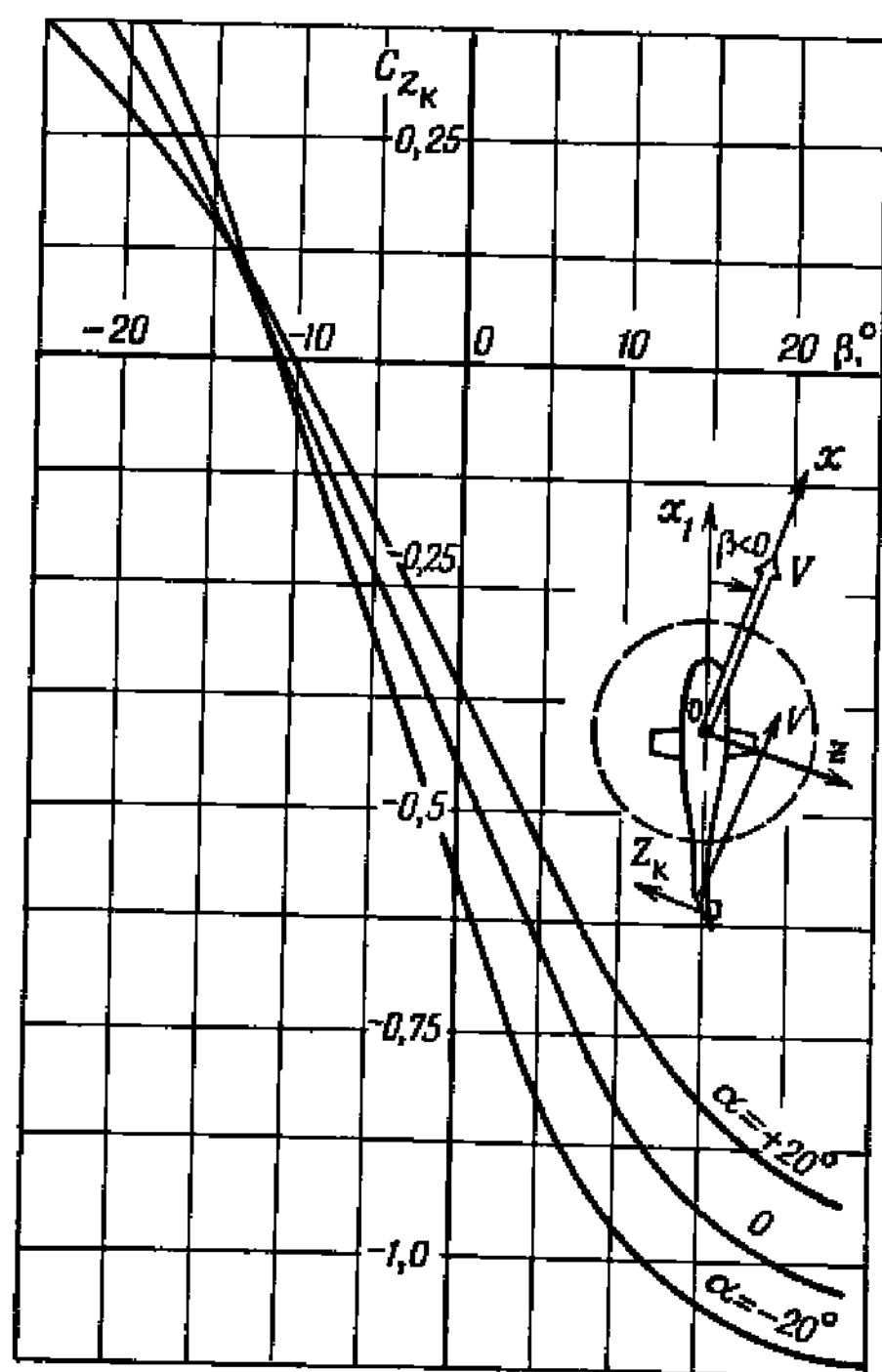


Рис. 1.35. Зависимость коэффициента боковой силы C_{z_k} киля от угла скольжения β при различных углах атаки фюзеляжа α

рушается равновесие путевых моментов, однако оно в большинстве случаев легко восстанавливается соответствующей дачей правой или левой педали.

При разворотах на висении киль оказывает существенное демпфирующее влияние и помогает в ряде случаев избежать развития самопроизвольного разворота вертолета.

Рулевой винт

В настоящее время рулевые винты устанавливаются только на одновинтовых вертолетах с механическим приводом НВ, где они совершенно необходимы. Рулевой винт предназначен для уравнивания реактивного момента НВ и путевого управления вертолетом. В моторном полете реактивный момент НВ уравнивается моментом, создаваемым тягой рулевого винта относительно оси вала НВ, а на режиме самовращения НВ момент от тяги рулевого винта уравнивает момент вращения НВ, передающийся по трансмиссии и увлекающий вертолет по направлению вращения НВ.

Путевое управление вертолетом обеспечивается в результате изменения летчиком шага рулевого винта для изменения его тяги в целях нарушения или восстановления равновесия путевых моментов (M_p и $M_{p. в}$).

В связи с тем что рулевой винт устанавливается на хвосте вертолета, иногда его также называют хвостовым винтом (ХВ).

РВ может быть такого же типа, как и НВ, т. е. с небольшим числом лопастей, или принципиально другого типа — вентиляторного.

Наиболее распространенными являются рулевые винты, имеющие от двух до четырех лопастей. Лопасти имеют осевые, горизонтальные, а иногда и вертикальные шарниры различной конструкции.

В последнее время на некоторых вертолетах (например, «Газель») иногда устанавливают многолопастные РВ вентиляторного типа (фенестрон). Эти винты имеют значительно большее число лопастей (до 20), но в два-три раза меньший диаметр, чем у обычных РВ. При этом диаметр втулки составляет до 25—40% диаметра самого фенестрона. Винт размещен в кольце — коротком тоннеле, вырезанном в килевой балке, которая имеет существенно большие размеры, чем у вертолетов с обычными РВ (рис. 5). Для уменьшения концевых потерь зазор между концами лопастей и кольцевой поверхностью тоннеля стараются сделать возможно меньше, в пределах 1—2 мм. Винты вентиляторного типа в некоторых отношениях имеют преимущества перед обычными РВ. В частности, в пять-шесть раз уменьшаются потери за счет перетекания воздуха на концах лопастей и комлевые потери. Упрощается конструкция и достигается выигрыш в массе. Повышается безопасность эксплуатации руле-

вого винта. Но у фенестронов имеются и недостатки, которые пока ограничивают их применение, особенно на тяжелых вертолетах.

Вращение рулевого винта осуществляется от главного редуктора с помощью трансмиссионных валов через промежуточный и хвостовой редукторы (у вентиляторных РВ можно обойтись без промежуточного редуктора). Таким образом, для привода рулевого винта производится отбор мощности силовой установки.

В дальнейшем будут рассмотрены характеристики обычных РВ как наиболее распространенных.

На висении в штиль РВ работает в режиме осевого обтекания, а при полете вперед — в режиме косо-го обтекания с присущими этому режиму особенностями, которые были рассмотрены в § 1.2 применительно к НВ.

Применение ГШ, как и у НВ, разгружает комлевые части лопастей РВ от изгибных напряжений, а втулку РВ — от момента на втулке, подобного опрокидывающему моменту НВ с жестким креплением лопастей.

Профиль лопастей РВ выбирается обычно симметричным. Это вызвано необходимостью их работы как при положительных, так и при отрицательных углах установки (и углах атаки), чтобы летчик мог изменять направление тяги РВ.

Аэродинамические характеристики рулевых винтов

Рулевой винт, как и несущий винт, при вращении создает результирующую аэродинамическую силу, которая при косом обтекании, например при полете вперед, отклонена от оси вала РВ. В практической аэродинамике принято учитывать только главную ее составляющую — силу тяги, направленную по оси вала РВ. Продольной и боковой силами вследствие их малости обычно пренебрегают. Сила тяги РВ $T_{р.в}$ определяется по тем же формулам, что и для НВ, и зависит от тех же параметров:

$$T_{р.в} = C_{т.р.в} F_{р.в} \frac{\rho (\omega_{р.в} R_{р.в})^2}{2}, \quad (1.16)$$

где $C_{т.р.в}$ — коэффициент тяги РВ;

$F_{р.в}$ — ометаемая площадь РВ.

Входящий в формулу (1.16) коэффициент тяги РВ $C_{т.р.в}$ характеризует аэродинамические свойства данного

винта. Как и у НВ, он зависит от коэффициента заполнения РВ, формы лопастей и их профиля и раскрывает зависимость тяги РВ от угла установки лопастей (шага) $\varphi_{р.в.}$. В зависимости от $C_{т.р.в.}$ (тяги РВ) изменяется и крутящий момент, а вместе с ним и мощность, потребная для

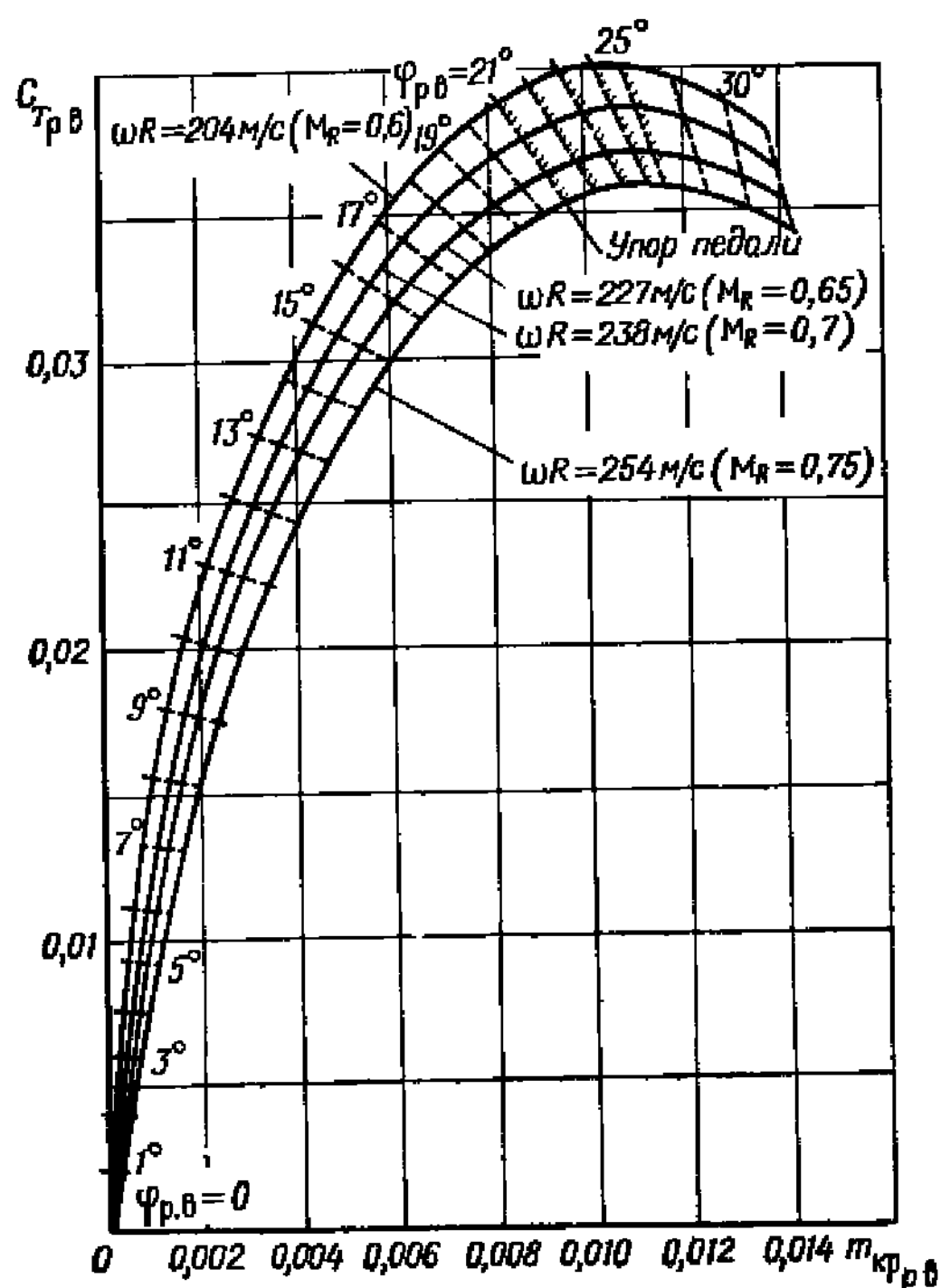


Рис. 1.36. Поляра рулевого винта при работе на месте

вращения РВ. Взаимосвязь между $C_{т.р.в.}$ и коэффициентом крутящего момента $m_{кр.р.в.}$, т. е. поляра рулевого винта при работе на месте, показана на рис. 1.36.

Зависимость коэффициента тяги РВ от его шага показана на рис. 1.37. Как видно, при увеличении угла установки $\varphi_{р.в.}$ от 0 до 15° коэффициент $C_{т.р.в.}$ (при постоянных оборотах) изменяется линейно с темпом 0,002 на 1° . При дальнейшем увеличении шага РВ эта линейность нарушается и прирост коэффициента тяги на единицу угла установки уменьшается, что объясняется увеличе-

нием концевых и комлевых потерь тяги вследствие возникновения и развития срывных явлений. При увеличении шага РВ свыше 25° зоны срыва потока на лопастях развиваются настолько, что $C_{T_{PВ}}$ начинает уменьшаться, тяга РВ падает, а необходимая для его вращения мощность резко увеличивается.

При перемещениях и вращении вертолета тяга РВ при прочих равных условиях (неизменном положении педалей) изменяется. Так, при кривой обдувке РВ, напри-

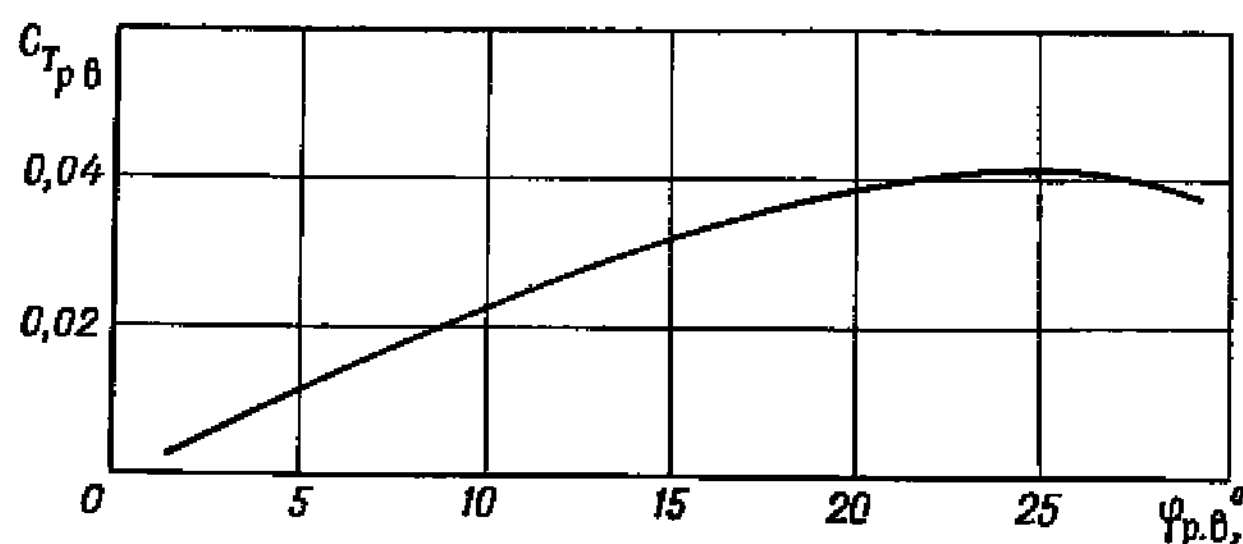


Рис. 1.37. Зависимость коэффициента тяги РВ от его шага

мер при полете вперед или висении со встречным ветром, тяга РВ при неизменном шаге увеличивается.

При изменении же условий осевого обтекания тяга РВ изменяется так же, как для НВ. Так, при постоянном шаге РВ движение его по направлению тяги или порыв ветра по направлению отбрасываемой винтом струи приводят к уменьшению углов атаки элементов лопастей и соответственно к уменьшению тяги РВ. Такие условия создаются на висении при развороте вправо или порыве ветра слева.

В то же время при развороте на висении влево или боковом ветре справа тяга РВ, работающего при достаточно большом шаге, также уменьшается вследствие выхода части сечений лопастей на закритические углы атаки и расширения срывных зон на лопастях. Такие условия создаются при висении вертолета с предельной массой и сильным порыве ветра справа, а также с увеличением высоты висения относительно уровня моря. Последнее объясняется необходимостью увеличения шага РВ для сохранения необходимой тяги при уменьшении плотности воздуха по мере увеличения высоты полета (висения).

При увеличении высоты висения будет уменьшаться запас путевого управления. На определенной высоте, которая тем меньше, чем сильнее ветер справа, правая педаль может достигнуть упора и, следовательно, управлять вертолетом в путевом отношении станет фактически невозможно. Может возникнуть неуправляемый (самопроизвольный) разворот влево, особенно при наличии бокового ветра справа. Для сохранения необходимых запасов путевого управления и повышения безопасности полета для некоторых вертолетов предусматриваются с подъемом на высоту более жесткие ограничения по до-

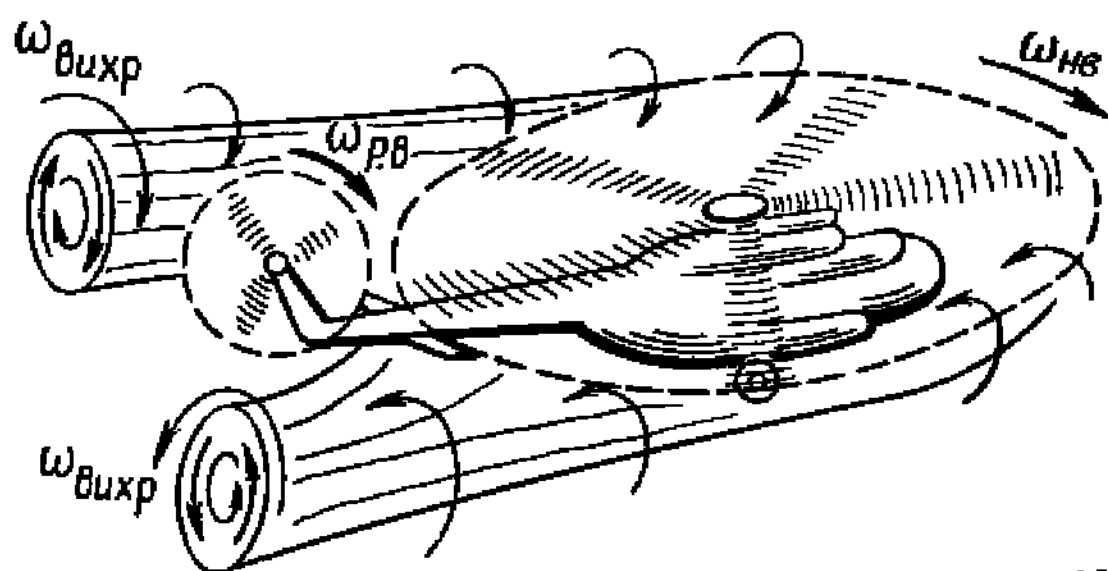


Рис. 1.38. Схема вихревой системы НВ в горизонтальном полете и при висении со встречным ветром

пустимой скорости бокового ветра или уменьшение предельной взлетной (посадочной) массы на величину, обеспечивающую сохранение необходимого запаса путевого управления.

На характере изменения тяги РВ в зависимости от изменения условий обтекания существенно сказывается взаимное влияние (интерференция) между несущим и рулевым винтами при наличии фюзеляжа и киля.

Тяга изолированного винта при прочих равных условиях не зависит от направления его вращения. Однако рулевой винт работает в непосредственной близости от вихревой струи НВ, а иногда и попадает в эту струю. Естественно, что при этом условия работы РВ и величина его тяги зависят от взаимного сочетания вращения вихрей от НВ и вращения рулевого винта.

Так, при наличии ветра на висении около 8—10 м/с и более вихревая система НВ сворачивается в четко выраженные вихревые шнуры (рис. 1.38).

При встречно-боковом ветре или развороте на висении рулевой винт попадает в область завихрения потока

от несущего винта. Если рулевой винт вращается так, что нижняя лопасть движется назад (как у вертолетов Ми-2, Ми-8 и других), то при попадании в вихревой шнур ее скорость вращения совпадает с направлением вращения вихрей от НВ. При обратном же направлении вращения РВ эти скорости противоположны, относительная скорость обтекания лопасти увеличивается и тяга РВ при прочих равных условиях увеличивается.

Таким образом, интерференция между рулевым и несущим винтами может как уменьшить, так и увеличить эффективность РВ. Это влияние интерференции учтено

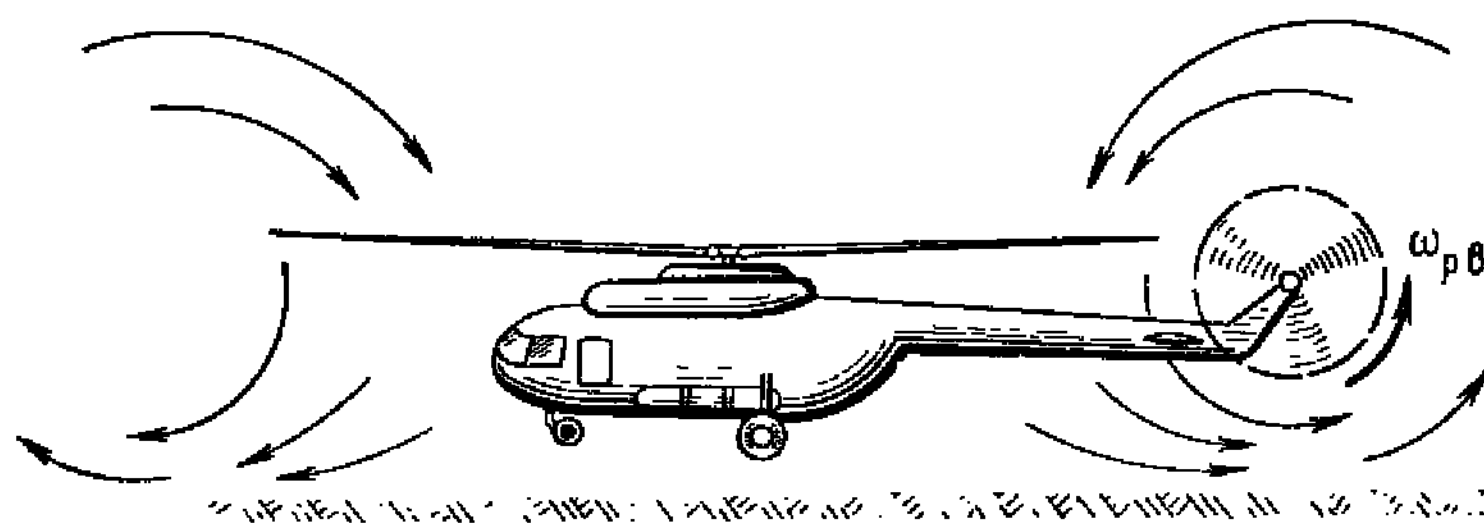


Рис. 1.39. Возникновение интерференции между РВ и отраженным от НВ потоком при висении вблизи земли

при создании современных вертолетов, у которых направление вращения РВ изменено на противоположное по сравнению с вертолетами Ми-2, Ми-4.

Взаимодействие между вихревыми системами НВ и РВ усиливается на малых высотах висения. При висении вблизи земли создается также интерференция между рулевым винтом и отраженным от земли (экранированным) индуктивным потоком НВ (рис. 1.39). Степень влияния указанной интерференции зависит от высоты висения. Если при этом дует ветер, образуется околосемный дугообразный вихрь. Взаимодействие усложняется, интерференция и ее влияние на тягу РВ резко изменяются с изменением направления, скорости ветра и высоты висения. Учет этого взаимного влияния обязателен при анализе условий балансировки вертолета для различных условий выполнения висения, особенно с предельной массой (гл. 4).

Взлетно-посадочные устройства (шасси) вертолетов

Само название говорит о том, что взлетно-посадочные устройства предназначены для обеспечения взлета и посадки вертолетов. Кроме того, шасси вертолетов служит для стоянки и передвижения вертолета по земле (по воде) при рулении или буксировке.

По конструкции шасси вертолетов могут быть очень разнообразными, но все они сводятся к трем типам: колесному, полозковому и поплавковому. Иногда на вертолет устанавливается комбинированное шасси, например колесное с надувными (при необходимости) баллонами.

Для восприятия нагрузок, действующих на вертолет при посадке и передвижении по земле (например, энергии удара при приземлении), шасси кроме колес снабжается амортизаторами. Амортизаторы поглощают кинетическую энергию движущегося вертолета, превращая ее в работу сил обжатия амортизационных стоек. Пневматики колес при их обжатии также (хотя и незначительно) поглощают энергию удара.

Основной схемой шасси на современных вертолетах является колесное шасси с передней носовой стойкой. Эта схема обеспечивает вертолету хорошую путевую устойчивость при разбеге и пробеге, а также наиболее простую и безопасную посадку в условиях плохой видимости и на неподготовленные площадки. При этом обычно устанавливается также хвостовая опора для предохранения рулевого винта от удара о землю в случае неправильной или грубой посадки. Иногда на вертолетах имеется не одна, а две носовые стойки, например на Ми-4 и Ми-10.

Основным преимуществом колесного шасси перед полозковым является обеспечение возможности движения вертолета по земле с достаточно большими скоростями (до 80 км/ч), что позволяет при необходимости выполнять взлет и посадку по-самолетному.

Полозковое шасси проще и имеет меньшую массу, чем колесное. Амортизация в нем осуществляется за счет изгиба самой конструкции шасси, выполняющей роль рессор. Для перемещения вертолета по земле на полозках устанавливаются небольшие колеса. С помощью кривошипа их можно опустить ниже уровня полоза, что позволяет передвигать вертолет по земле.

Поплавковое шасси обеспечивает посадку вертолета на воду (и на землю) и удержание его на плаву.

Ползковое и поплавковое шасси применяются в основном на некоторых легких вертолетах.

В полете неубирающиеся стойки и колеса (поплавки) шасси испытывают значительные силы сопротивления воздуха, особенно при полете на больших скоростях. Сопротивление неубирающегося шасси может составлять до 30—40% всей силы лобового сопротивления несущих частей вертолета.

Известно, что мощность, затрачиваемая на преодоление сил сопротивления воздуха, возрастает пропорционально скорости полета вертолета в третьей степени. Поэтому с увеличением скорости полета все более настоятельной становится задача уборки шасси в полете.

Убирающееся шасси получается тяжелее, чем неубирающееся. Поэтому уборка шасси в полете целесообразна в том случае, если мощность, затрачиваемая на преодоление сил аэродинамического сопротивления неубирающегося шасси, больше мощности, потребной для перевозки дополнительной массы системы уборки шасси. Такие условия создаются обычно при скоростях полета более 250 км/ч.

Поэтому на современных скоростных вертолетах применяются убирающиеся в полете шасси. Обычно колеса и стойки шасси убираются в специальные ниши фюзеляжа. Это обеспечивает существенное снижение лобового сопротивления вертолета, что облегчает получение заданных максимальных скоростей полета. Уборка и выпуск шасси в разрешенном диапазоне скоростей полета практически не влияют на поведение и балансировку вертолета.

§ 1.4. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТАМИ

Управление вертолетом в полете осуществляется путем изменения летчиком в нужную сторону величины и направления действующих на вертолет аэродинамических сил — результирующей силы несущего винта (винтов) и силы тяги рулевого винта. При этом изменяются как составляющие, так и моменты этих сил в трех главных плоскостях вертолета и тем самым выполняется продольное, поперечное и путевое управление.

Летчик управляет величиной силы $R_{НВ}$ ($T_{НВ}$) путем изменения общего шага НВ, т. е. одновременного изменения углов установки всех его лопастей на одинаковую

величину. Но при изменении, например увеличении, общего шага увеличивается как сила тяги НВ, так и момент $M_{\text{сопр}}$ от сил сопротивления воздуха вращению лопастей. Следовательно, чтобы не уменьшались обороты НВ при увеличении общего шага, необходимо увеличивать крутящий момент и мощность, подводимую к несущему винту. При уменьшении общего шага, наоборот, необходимо уменьшать подводимую к винту мощность, иначе обороты его будут увеличиваться и могут выйти за допустимый предел.

Еще в период развития вертолетов первого поколения в целях разгрузки летчика системы управления шагом НВ и мощностью (газом) двигательной установки вертолета были объединены в единую систему управления «шаг-газ». Эта система обеспечивает при изменении шага НВ одновременное (если не учитывать время приемистости) и соответствующее приросту $M_{\text{сопр}}$ изменение мощности двигательной установки. В настоящее время почти на всех вертолетах с ГТД применяются автоматические системы регулирования и управления, обеспечивающие согласование работы двигателей с НВ и стабилизацию частоты вращения винта на различных режимах полета вертолета.

Направление силы $R_{\text{нв}}$ изменяется с помощью автомата перекоса. Автомат перекоса (рис. 1.40) предназначен для обеспечения продольного и поперечного управления вертолетом путем соответствующего изменения направления результирующей аэродинамической силы НВ.

При нейтральном положении колец автомата перекоса шаг лопастей НВ при их вращении не изменяется. Результирующая аэродинамическая сила $R_{\text{нв}}$ в этом случае направлена по оси вала (при осевом обтекании) или отклонена на угол естественного завала конуса (при косом обтекании).

Отклонение невращающегося кольца 5 (рис. 1.40) автомата перекоса от нейтрального положения передается через вращающееся кольцо к лопастям и приводит к изменению (по синусоидальному закону) углов установки лопастей при их движении от азимута к азимуту. Шаг лопасти завершает цикл своего изменения по азимутам при каждом обороте НВ. Поэтому иногда говорят, что автомат перекоса управляет «циклическим шагом» несущего винта. При этом, как показано в § 1.2, изменяется закон махового движения лопастей и соответственно

угол завала оси конуса, а также направление силы $R_{НВ}$.

Изменение положения колец автомата перекоса вызывает последовательно новое изменение закона циклического шага, махового движения, положения конуса НВ и наклона силы $R_{НВ}$.

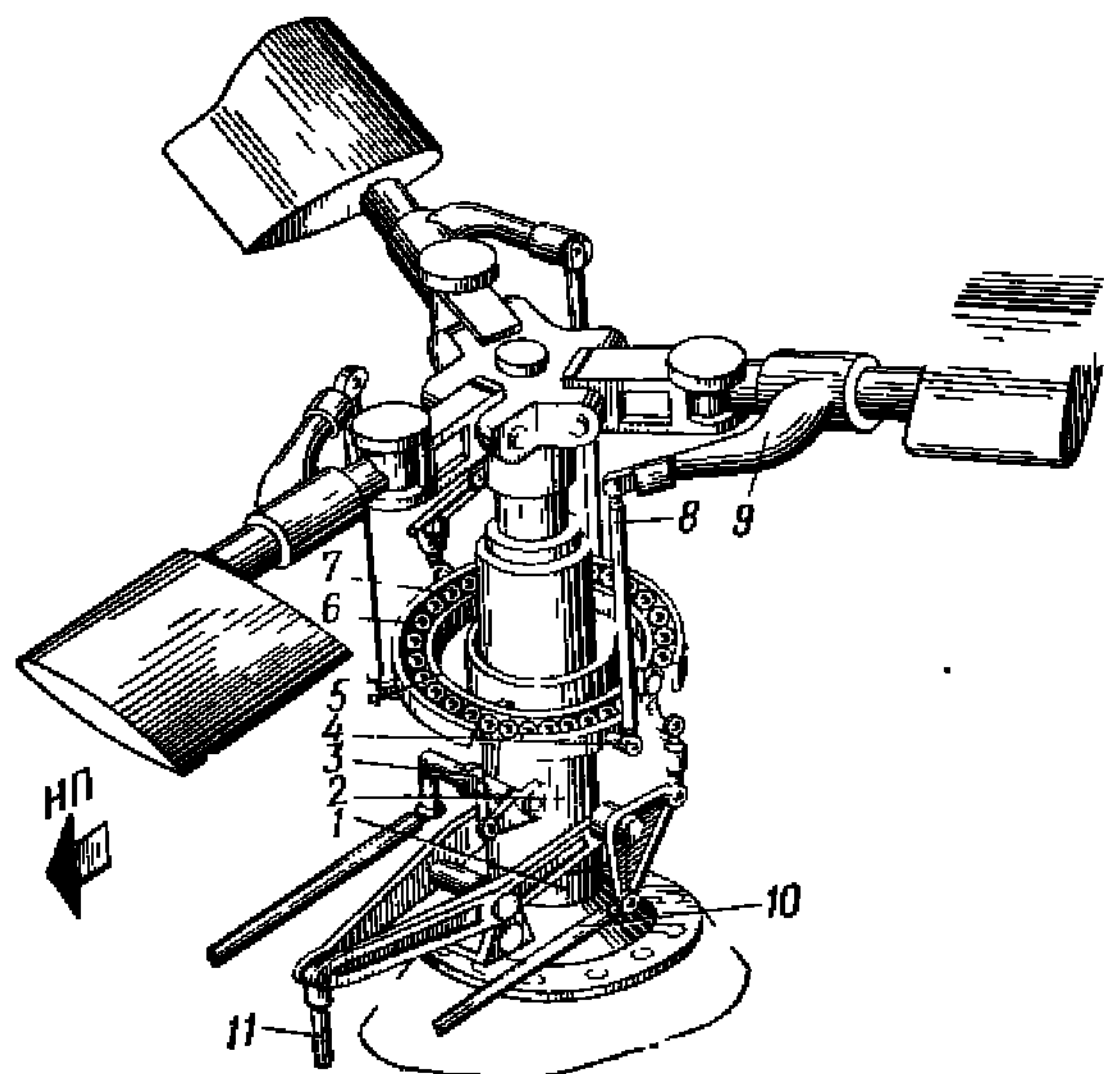


Рис. 1.40. Принципиальная схема автомата перекоса и втулки несущего винта:

1 — направляющая ползуна общего шага; 2 — ползун общего шага; 3 — точка (ось) подсоединения продольного управления к кольцу АП; 4 — точка (ось) подсоединения поперечного управления к кольцу АП; 5 — невращающееся кольцо АП; 6 — шариковый подшипник; 7 — вращающееся кольцо АП; 8 — тяги; 9 — поводки осевых шарниров; 10 — тяга поперечного управления; 11 — тяга управления общим шагом

Автомат перекоса обеспечивает изменение наклона силы $R_{НВ}$ в продольном и поперечном направлениях. Тем самым с помощью автомата перекоса летчик может так изменять величины продольного и поперечного моментов силы $R_{НВ}$ относительно центра масс, как это необходимо для управления вертолетом (для сохранения или изменения углов тангажа и крена, а затем и режима полета).

Чтобы отклонение силы $R_{НВ}$ соответствовало движению ручки управления, тяги 8, соединяющие

вращающееся кольцо автомата перекоса с поводками 9 осевых шарниров, вынесены вперед по направлению вращения НВ. Такое опережение изменения шага по азимуту вызвано наличием не только продольного, но и бокового завала оси конуса НВ. Кроме того, указанное опережение исключает взаимозависимость между продольным и поперечным управлением вертолета.

При отклонении ручки управления, например, вперед кинематика тяг управления обеспечивает отклонение автомата перекоса вперед и влево, углы установки лопастей становятся наименьшими в районе азимута $\psi \approx 90^\circ$, а сила $R_{НВ}$ получает отклонение вперед, образуя приращение продольного момента на пикирование.

Аналогично осуществляется и поперечное управление. При этом отклонение автомата перекоса и изменение циклического шага происходит таким образом, что сила $R_{НВ}$ наклоняется в поперечном направлении, изменяя свой момент относительно продольной оси и величину проекции на ось Oz .

Путевое управление вертолетом одновинтовой схемы осуществляется летчиком посредством изменения общего шага рулевого винта. При этом изменяются величина силы тяги РВ и ее момент относительно оси вала НВ. Если этот момент уравнивает реактивный момент несущего винта, вертолет не разворачивается по курсу. Если момент от тяги РВ больше реактивного момента, вертолет разворачивается вправо, если меньше, то под действием реактивного момента вертолет поворачивается влево (против направления вращения НВ).

Для управления необходимым образом шагом лопастей несущего и рулевого винтов и в конечном счете вертолетом летчик имеет командные рычаги управления: ручку, педали управления и рычаг «шаг-газ».

Движения командных рычагов передаются через систему тяг (тросов) на механизмы, непосредственно связанные с органами управления вертолетом — несущим и рулевым винтами. Эти механизмы, например автомат перекоса, воспринимают нагрузки, идущие от органов управления (шарнирные моменты лопастей, зависящие от величины шага, и т. п.).

Если нагрузки передаются на рычаги управления и воспринимаются (преодолеваются) летчиком, управление называют непосредственным ручным. Такое управление частично (например, в системе «шаг-газ») сохранилось только на легких вертолетах.

В настоящее время наиболее распространенными системами управления вертолетами являются такие, в которых все нагрузки от органов управления полностью воспринимаются гидроусилителями и не передаются в систему управления, «не доходят» до летчика, поэтому такие системы и получили название **н е о б р а т и м ы х**.

При таком управлении усилия на командных рычагах можно свести к силам, необходимым лишь для преодоления сил трения в системе тяг, качалок и в золотниковых распределительных устройствах гидроусилителей. Но при этом летчик не будет иметь возможности чувствовать изменение режима полета по усилиям на ручке управления. Например, по условиям пилотирования считается естественным, когда для увеличения скорости полета ручку управления надо перемещать вперед, а для уменьшения скорости — назад. При этом ощущения летчика также будут естественными, если ручка оказывает сопротивление перемещению, что как раз и наблюдается при непосредственном ручном управлении устойчивым летательным аппаратом. При перемещении ручки вперед (от себя) летчик должен чувствовать возрастание со стороны ручки давящих усилий, а при перемещении на себя — тянущих.

Необходимая зависимость усилий на рычагах управления от их перемещений в современных системах управления создается специальными механизмами загрузки. На рис. 1.41 показана принципиальная схема такой системы управления. Подвижная опора *б* обеспечивает возможность снятия (триммирования) усилий в установившемся режиме, которые при длительном полете утомляют летчика. При нажатии специального переключателя или кнопки ТРИММЕР на ручке управления срабатывает электромеханизм с реверсивным двигателем (или электромагнитная муфта), который перемещает точку *А* в положение, в котором отсутствует усилие загрузки ручки на данном режиме полета.

В последнее время в системах управления вертолетами широко применяются автопилоты и началось внедрение систем автоматического управления (САУ). Эти устройства облегчают работу летчика, обеспечивая автоматическое поддержание заданного режима полета (автопилот работает вместо летчика).

Не менее существенной является их роль в улучшении динамических характеристик вертолета. Пилотирование вертолета с включенным автопилотом (или САУ)

воспринимается летчиком, как управление устойчивым летательным аппаратом (автопилот работает «вместе» с летчиком, гл. 3).

Принципиальная схема системы управления современными вертолетами показана на рис. 1.42. Для простоты на этом рисунке показана одинарная система управления, хотя на большинстве вертолетов управление двойное: ручки управления, рычаги общего шага НВ и педали имеются как у командира экипажа, так и у лет-

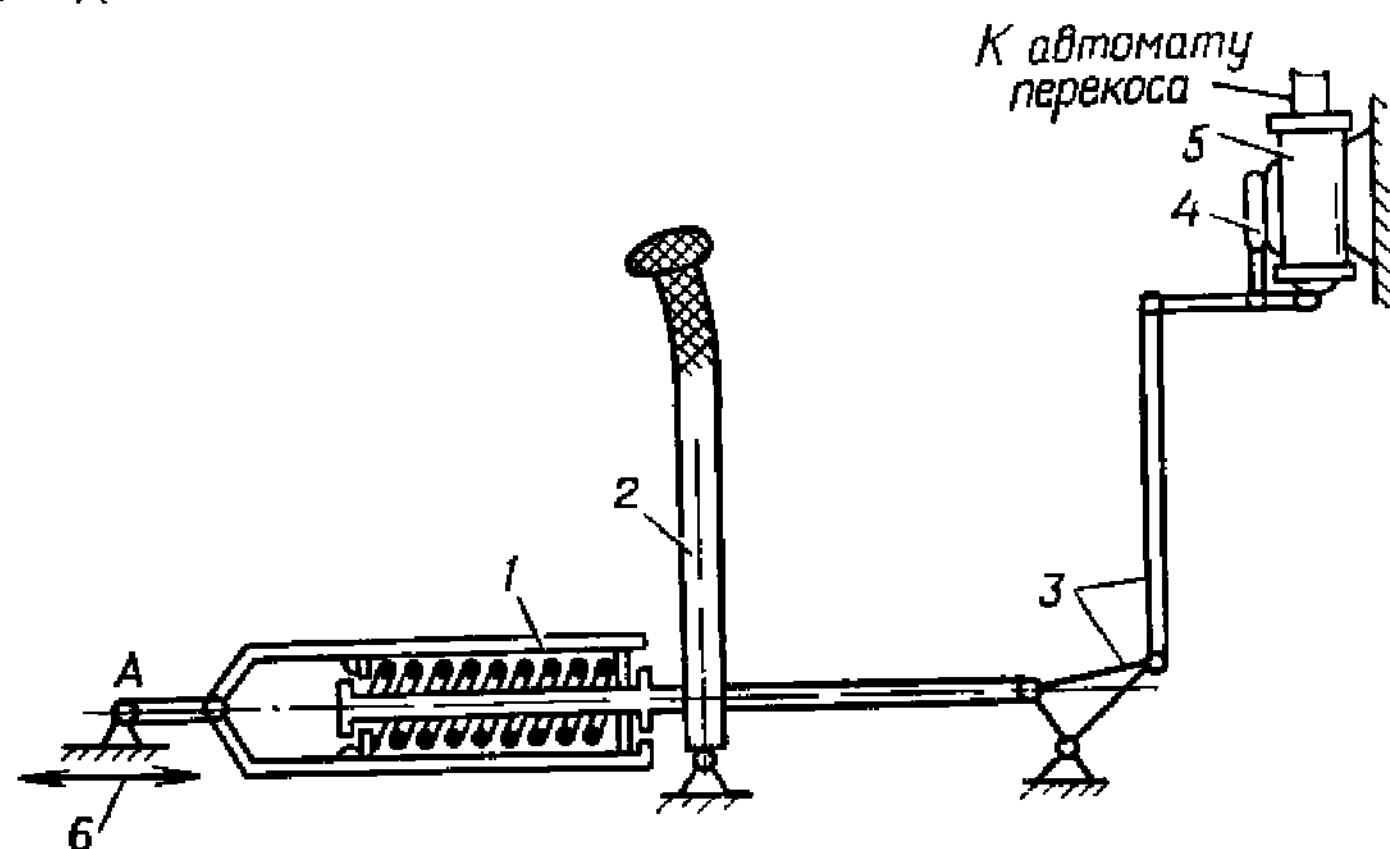


Рис. 1.41. Принципиальная схема системы необратимого бустерного управления:

1 — механизм загрузки; 2 — ручка управления; 3 — тяга управления; 4 — золотник; 5 — гидроусилитель; 6 — подвижная опора

чика-штурмана (оператора). Сиденья командира и летчика-штурмана (второго пилота) располагаются обычно рядом, а иногда одно за другим.

Продольное и поперечное управление летчик осуществляет ручкой управления 1, кинематически связанной через проводку и два гидроусилителя 5 и 9 или комбинированные агрегаты управления (КАУ) с автоматом перекоса.

Путевое управление производится педалями 2, которые кинематически связаны через проводку и гидроусилитель 7 с механизмом 8 изменения углов установки лопастей (шага) рулевого винта.

Объединенное управление шагом НВ и мощностью двигательной установки осуществляется рычагом общего шага 3 с рукояткой коррекции. На рис. 1.43 показана более подробно принципиальная схема системы

«шаг-газ». Рычаг общего шага 7 через проводку и гидроусилитель 3 (или КАУ) связан с ползуном 2 общего шага на втулке НВ и со стабилизатором, а также с регулятором оборотов роторов двигателей.

Рукоятка коррекции 8 проводкой управления связана с рычагами управления работой насосов-регуляторов 4 и газотурбинных двигателей 1.

Помимо объединенного управления рычагом «шаг-газ» в кабине экипажа установлено отдельное управ-

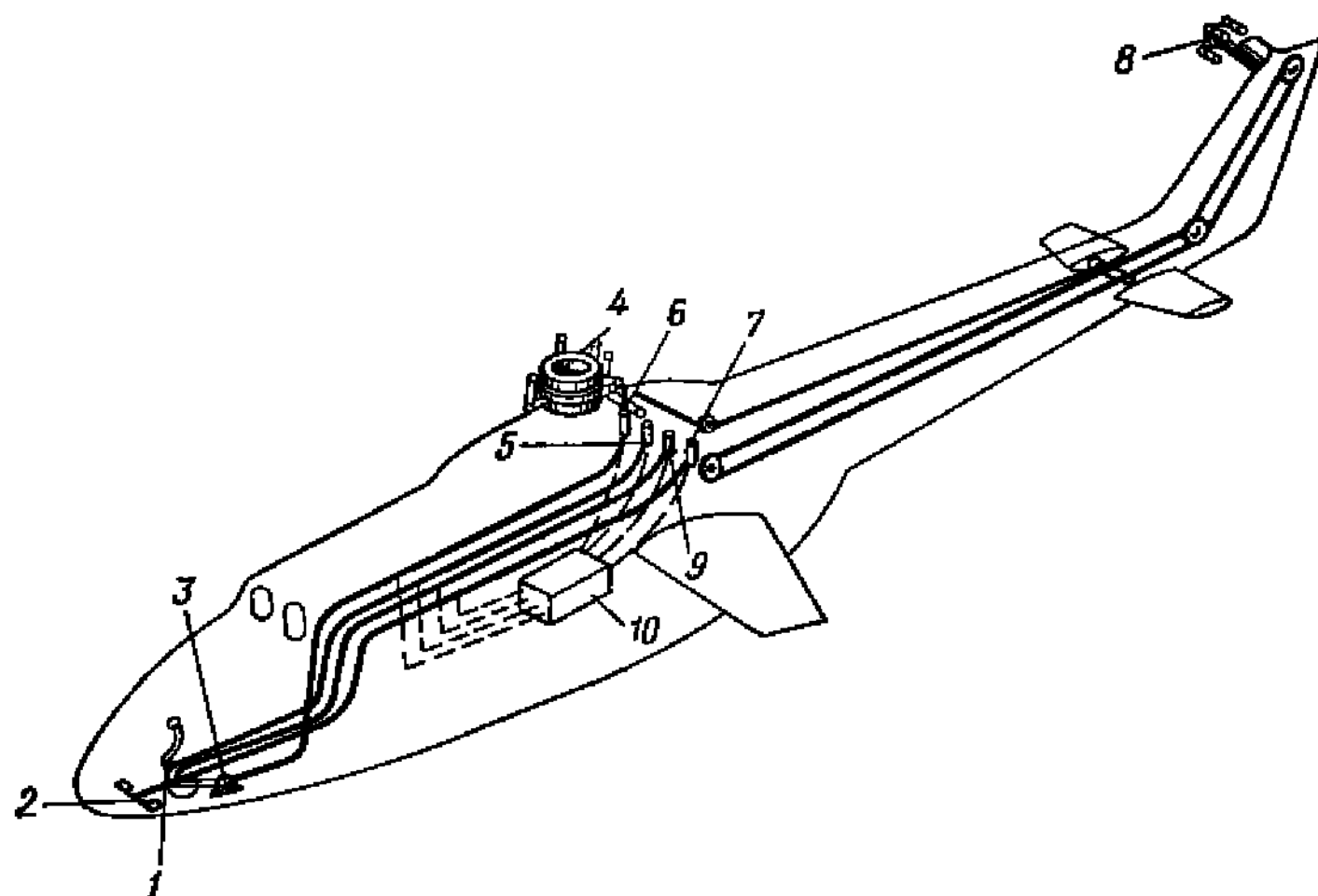


Рис. 1.42. Принципиальная схема системы управления современными вертолетами:

1 — ручка управления; 2 — педали; 3 — рычаг общего шага («шаг-газ»); 4 — автомат перекося (АП); 5, 6, 7, 9 — гидроусилители; 8 — механизм управления шагом РВ; 10 — автопилот (АПЛ)

ление двигателями, имеющее два рычага 6, кинематически связанных с рычагами топливных насосов-регуляторов, и управление остановом двигателей, имеющее две ручки 5, также кинематически связанные с рычагами топливных насосов. На некоторых вертолетах, кроме того, имеется переключатель перенастройки оборотов несущего винта, с помощью которого осуществляется перенастройка насоса-регулятора.

Торможение вращения несущего винта после выключения двигателей производится с помощью ручки тормоза, расположенной на полу кабины экипажа.

Автопилот 10 (рис. 1.42) обеспечивает стабилизацию углового положения вертолета (по крену, тангажу

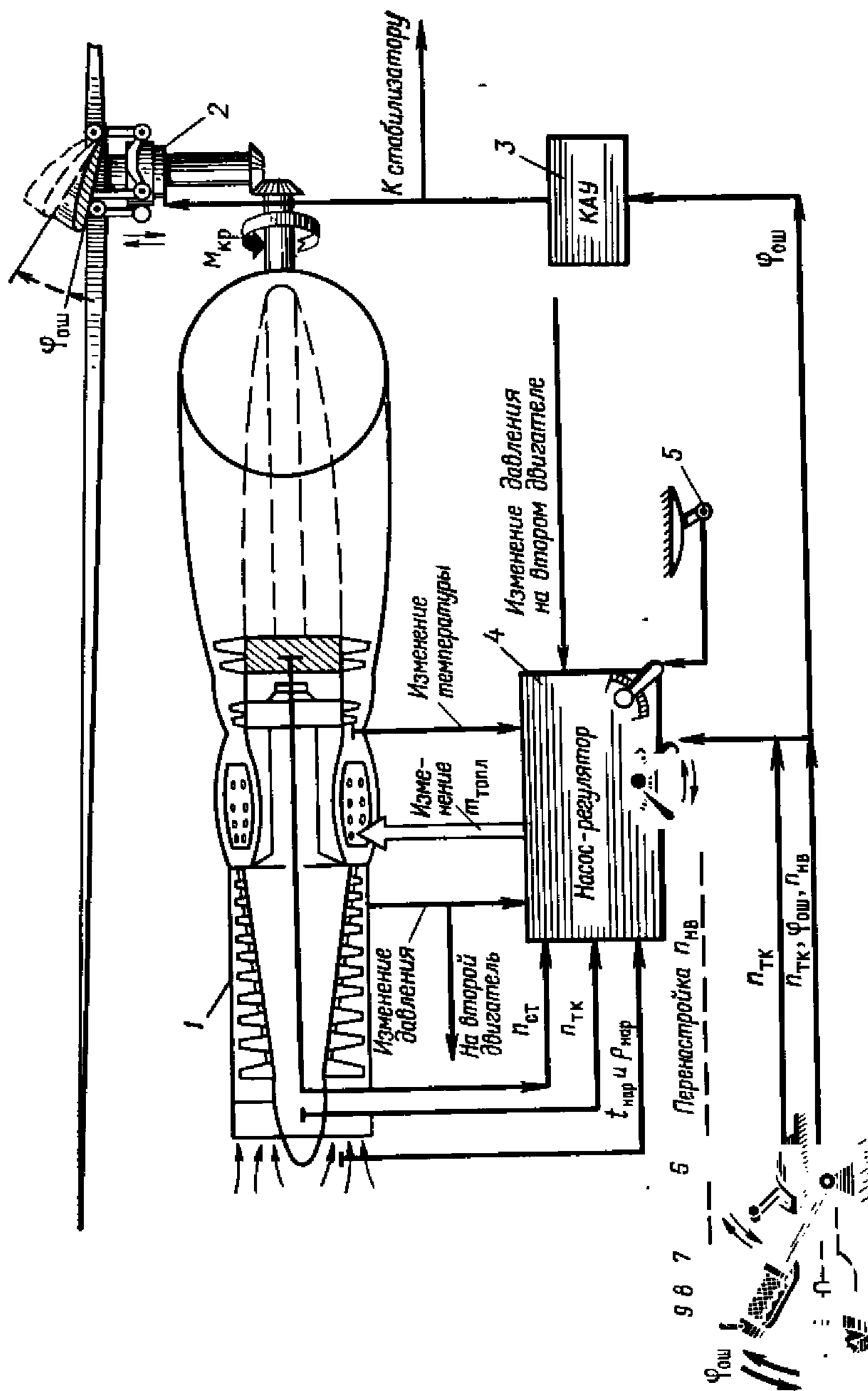


Рис. 1.43. Принципиальная схема системы «шаг-газ»:

1 — газотурбинный двигатель; 2 — комбинированный агрегат управления (КАУ); 4 — насос-регулятор; 5 — ползун общего шага НВ; 6 — ползун раздельного управления двигателями; 7 — рычаг «шаг-газ»; 8 — рычаг коррекции; 9 — рычаг перенастройки

и курсу), барометрической высоты полета и воздушной скорости полета.

Принципиальная схема автопилота и связь его с рычагами управления вертолетом показана на рис. 1.44. В блоке датчиков фиксируются фактические значения регулируемых величин (тангажа, крена, высоты и т. п.) и сравниваются с заданными их значениями, установленными в соответствии с положением или движением командных рычагов управления. Сигнал рассогласования, т. е. разность между фактическим и заданным значениями того или иного параметра полета, и скорость его изменения выдаются в вычислительное, а затем в усиливающее устройство. Эти устройства формируют командный сигнал для исполнительных элементов — рулевых машин автопилота, которые отклоняют в нужном направлении и с необходимой скоростью механизм соответствующего органа управления (автомат перекоса и т. д.).

Гидроусилители (КАУ), установленные в системе командных рычагов управления, одновременно являются рулевыми машинами автопилотов. Такая система управления, построенная по необратимой схеме, полностью воспринимает все нагрузки органов управления с их пульсациями (вибрациями) и исключает передачу их на рычаги управления. Управление пружинными механизмами загрузки (их еще называют механизмами градиента усилий) осуществляется с помощью четырехпозиционного нажимного переключателя, расположенного на ручке управления, или кнопки «мгновенного» снятия усилий.

Для предотвращения чрезмерно быстрой перекладки педалей на некоторых вертолетах предусмотрен специальный гидродемпфер.

Проводка системы управления в основном жесткой конструкции. Тросы применяются только в управлении стабилизатором, тормозом несущего винта и частично в управлении рулевым винтом.

Характеристики управления

Х а р а к т е р и с т и к а м и у п р а в л е н и я называют зависимости усилий на рычагах и углов отклонения органов управления от перемещения командных рычагов. Примерные характеристики управления для некоторых вертолетов приведены на рис. 1.45.

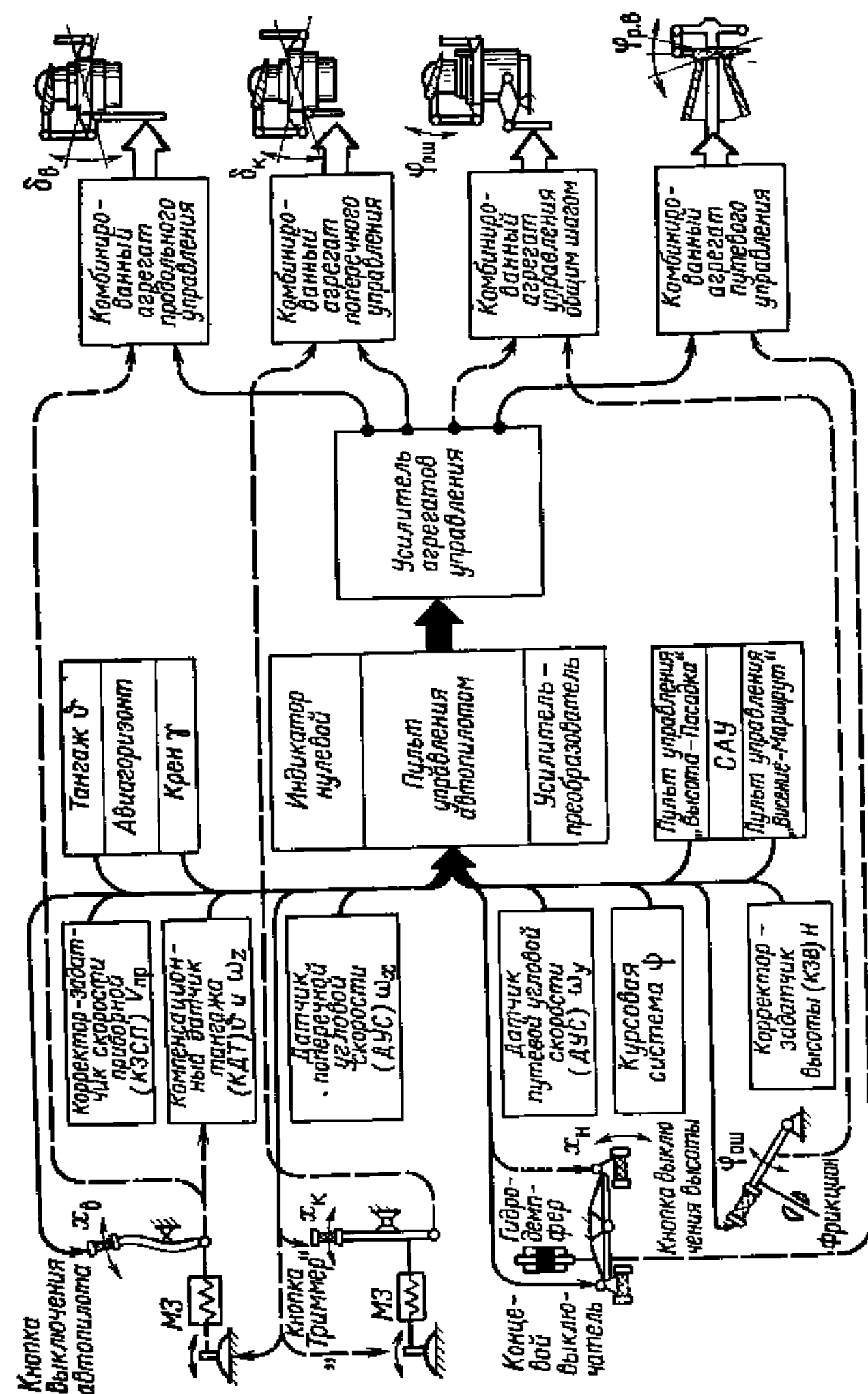


Рис. 1.44. Принципиальная схема автопилота:
 x_v — продольное перемещение ручки управления; x_k — поперечное перемещение ручки управления; δ_k — поперечное отклонение педали; δ_v — продольное отклонение автомата перекоса; $\phi_{ш}$ — изменение общего шага НВ; $\phi_{р.в}$ — изменение шага РВ

Усилия, испытываемые летчиком на рычагах управления при их перемещениях, позволяют ему ощущать направление перемещения и наиболее полно «чувство-

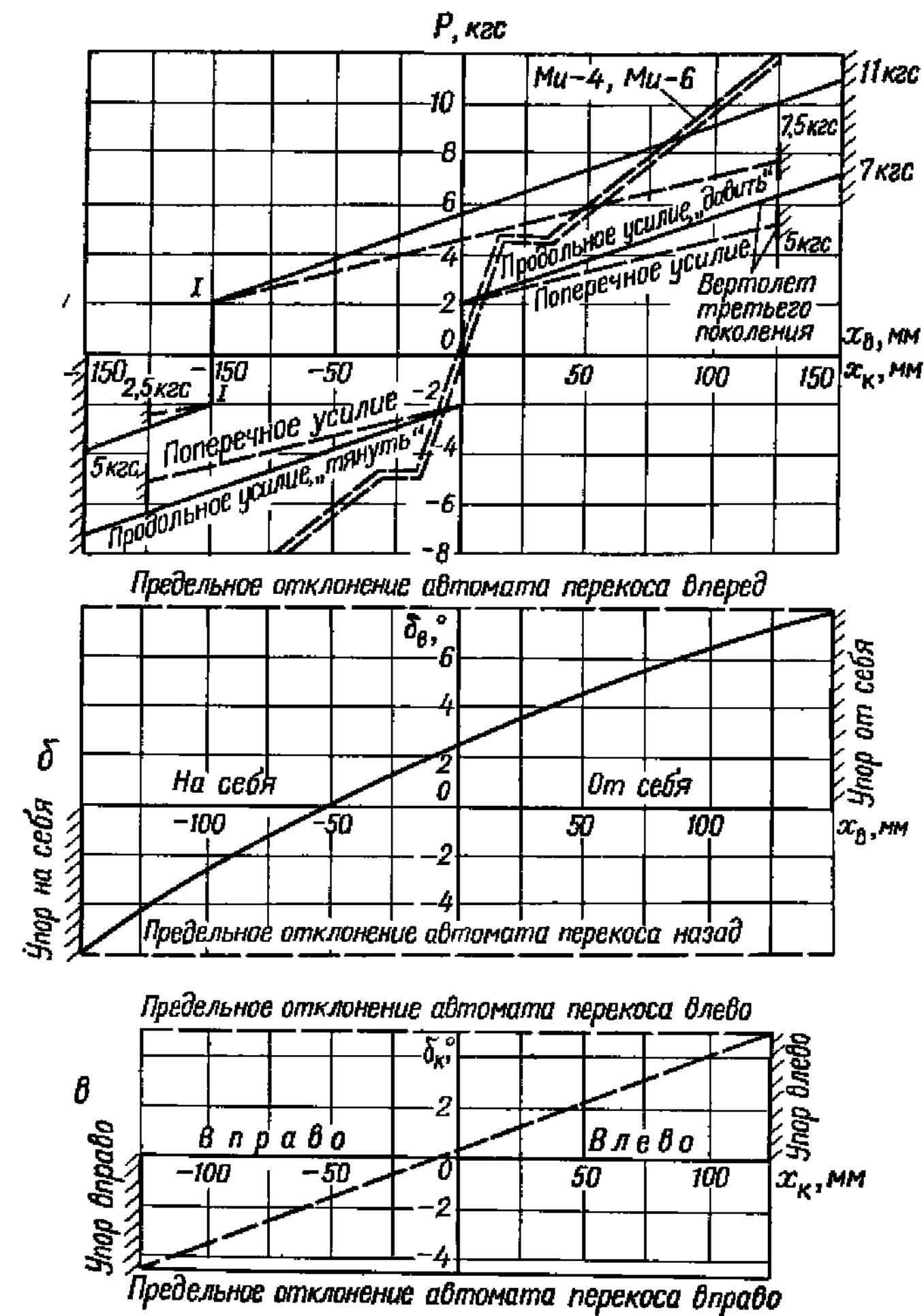


Рис. 1.45. Некоторые характеристики системы управления

вать» вертолет. Так, например, летчик управляет вертолетом в поперечном и продольном направлениях не по величине отклонения ручки управления, а по ощутимым нагрузкам на ней и поведению вертолета.

Центрирующее усилие при нейтральном положении ручки (или снятой триммером нагрузке) составляет примерно 2 кгс. Это обеспечивается предварительной затяжкой загрузочных пружин. Усилие на ручке управления ощущается только с началом ее перемещения и увеличивается с 2 кгс, в каком бы направлении затем ручка ни перемещалась. Такое изменение усилий необходимо для обеспечения правильной работы рулевых машин автопилота при освобожденной («брошенной») ручке управления. Обычно усилие предварительной затяжки пружин выбирается всегда несколько большее, чем усилие трения в тягах, качалках и в золотнике гидроусилителя, чтобы исключить случайное отклонение золотника при работе рулевых машин автопилота.

При нажатии кнопки ТРИММЕР электромеханизмы триммирования почти мгновенно снимают усилия с ручки, смещая закономерность их изменения в новое балансирующее положение ручки (например, положение $I-I$ на рис. 1.45, а). Таким способом можно снять усилия в любом положении ручки управления. При этом возрастают максимальные усилия при перемещении ручки до упора в одну из сторон от этого «оттриммированного» положения. Если, например, взять ручку управления на себя до упора и в этом положении снять усилия, то при отклонении ее полностью от себя летчик будет преодолевать усилие, равное ~ 14 кгс.

Как показала практика летной эксплуатации вертолетов, большинство летчиков предпочитает иметь небольшие усилия на ручке управления. Поэтому на современных вертолетах они снижены по сравнению с усилиями на вертолетах Ми-4, Ми-6 (рис. 1.45, а). Особенностью новых автоматических систем управления, устанавливаемых на некоторых вертолетах, является возможность пилотировать вертолет с постоянно нажатой кнопкой ТРИММЕР. В этом случае летчик ощущает минимальные усилия (2 кгс), что создает впечатление легкости управления вертолетом.

Усилия с рычага общего шага также полностью сняты гидроусилителем. Для того чтобы летчик мог зафиксировать рычаг «шаг-газ» в нужном положении, на нем установлен фрикцион. Управление фрикционом осуществляется при нажатии на специальную кнопку на рукоятке рычага общего шага НВ.

Между перемещениями ручки управления и отклонениями кольца автомата перекоса имеется практически

линейная (пропорциональная) зависимость, как это видно из рис. 1.45, б и в. Аналогичные зависимости характерны и для путевого управления, а также управления общим шагом НВ.

Подобные характеристики системы управления позволяют оценить кинематическую связь механизмов и органов управления при перемещении рычагов, определить их положение и запасы управления при балансировке вертолета на различных эксплуатационных режимах.

Глава 2

СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЕТОВ

§ 2.1. НАЗНАЧЕНИЕ И УСТРОЙСТВО СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Полет летательного аппарата тяжелее воздуха требует затрат энергии. Назначение силовой установки (СУ) вертолета — преобразование энергии топлива в механическую работу вращения НВ и РВ, привода различных агрегатов и аппаратуры. Основная часть мощности силовой установки (до 85—95 %) расходуется на привод несущего винта (винтов).

Привод НВ может быть механическим или реактивным. Работа и характеристики силовых установок, предназначенных для реактивного привода НВ, в данной книге не рассматриваются в связи с тем, что такой привод по причинам, указанным в § 1.1, не нашел пока еще широкого применения.

При механическом приводе вращение от двигателя к НВ и другим элементам передается с помощью механической трансмиссии. При этом в качестве силовых установок используются авиационные поршневые или газотурбинные двигатели. Поршневые двигатели (ПД) устанавливались на вертолетах первого поколения, когда ГТД для вертолетов не было или они находились в начале своего развития. В дальнейшем по ряду характеристик, в первую очередь по удельной массе, а также по величине мощности в одном агрегате, газотурбинные двигатели значительно превосходили поршневые. В настоящее время ПД сохранились на вертолетах старых типов, а подавляющее большинство современных вертолетов имеют силовые установки на базе ГТД. Поэтому в дальнейшем будут рассматриваться в основном характеристики СУ вертолетов с ГТД.

Газотурбинные двигатели обеспечивают:

- увеличение массовой отдачи вертолетов;
- рост крейсерских скоростей полета;
- повышение мощности силовой установки и создание вертолетов с взлетной массой вплоть до 110 тс (Ми-12) и более;
- упрощение эксплуатации, повышение надежности, например надежный запуск при низких температурах

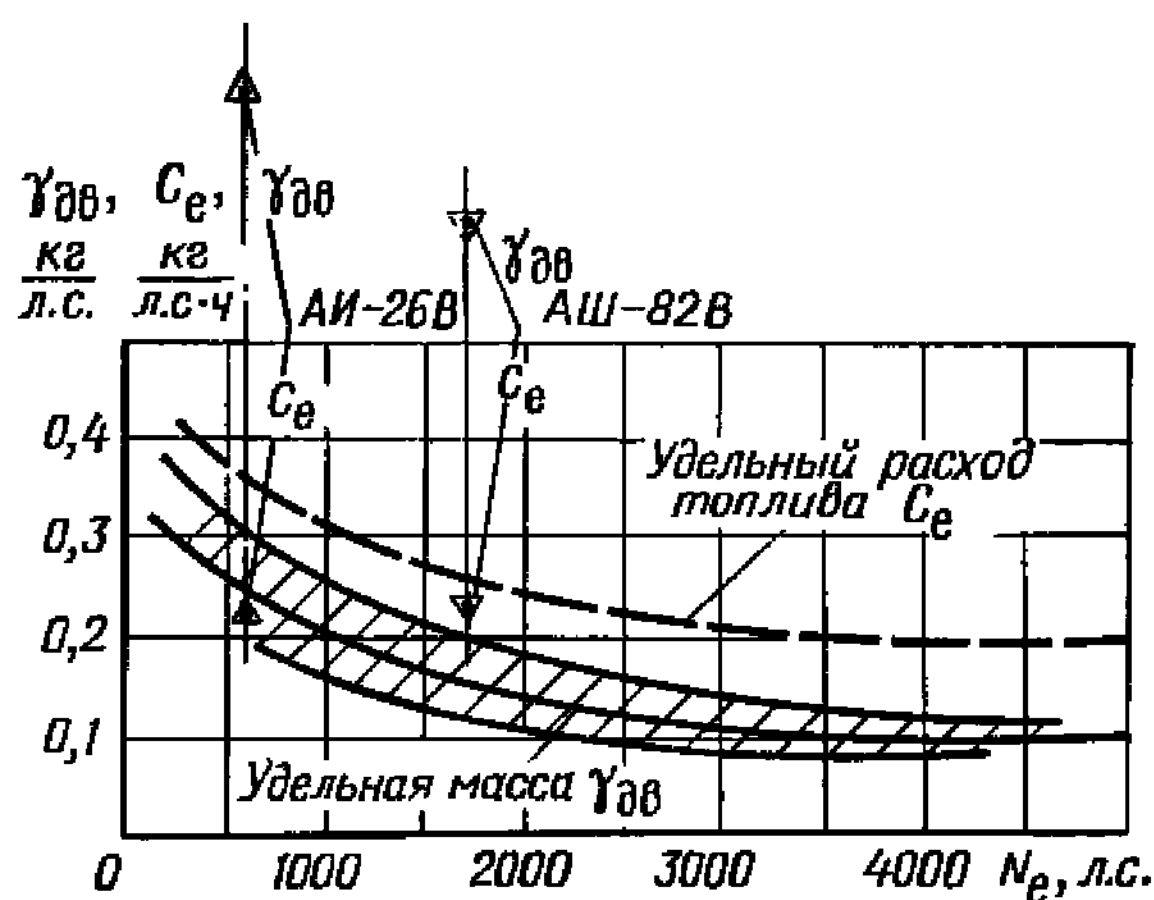


Рис. 2.1. Осредненные характеристики двигателей в зависимости от их мощности

окружающего воздуха, и другие эксплуатационные преимущества;

- облегчение установки двух двигателей и повышение тем самым безопасности полета.

Применение ГТД, по существу, явилось решающим фактором в обеспечении создания вертолетов с максимальными скоростями полета (более 300 км/ч).

Первые вертолеты с ГТД несколько уступали вертолетам с ПД в дальности и продолжительности полета из-за больших расходов топлива ГТД. Однако экономичность современных, а тем более перспективных ГТД достаточно большой мощности значительно выше, чем ПД. Поэтому и характеристики дальности и продолжительности полета современных вертолетов с ГТД значительно улучшились.

На рис. 2.1 показаны типичные зависимости удельных масс $\gamma_{дв}$ и расходов топлива C_e ГТД от их мощности

N_e . Там же для сравнения показаны соответствующие характеристики двигателей АИ-26В и АШ-82В, устанавливаемых на вертолеты Ми-1 и Ми-4.

Силовая установка вертолета включает входные и выходные устройства, трансмиссию и двигатели. Схема силовой установки одновинтового вертолета показана на рис. 2.2.

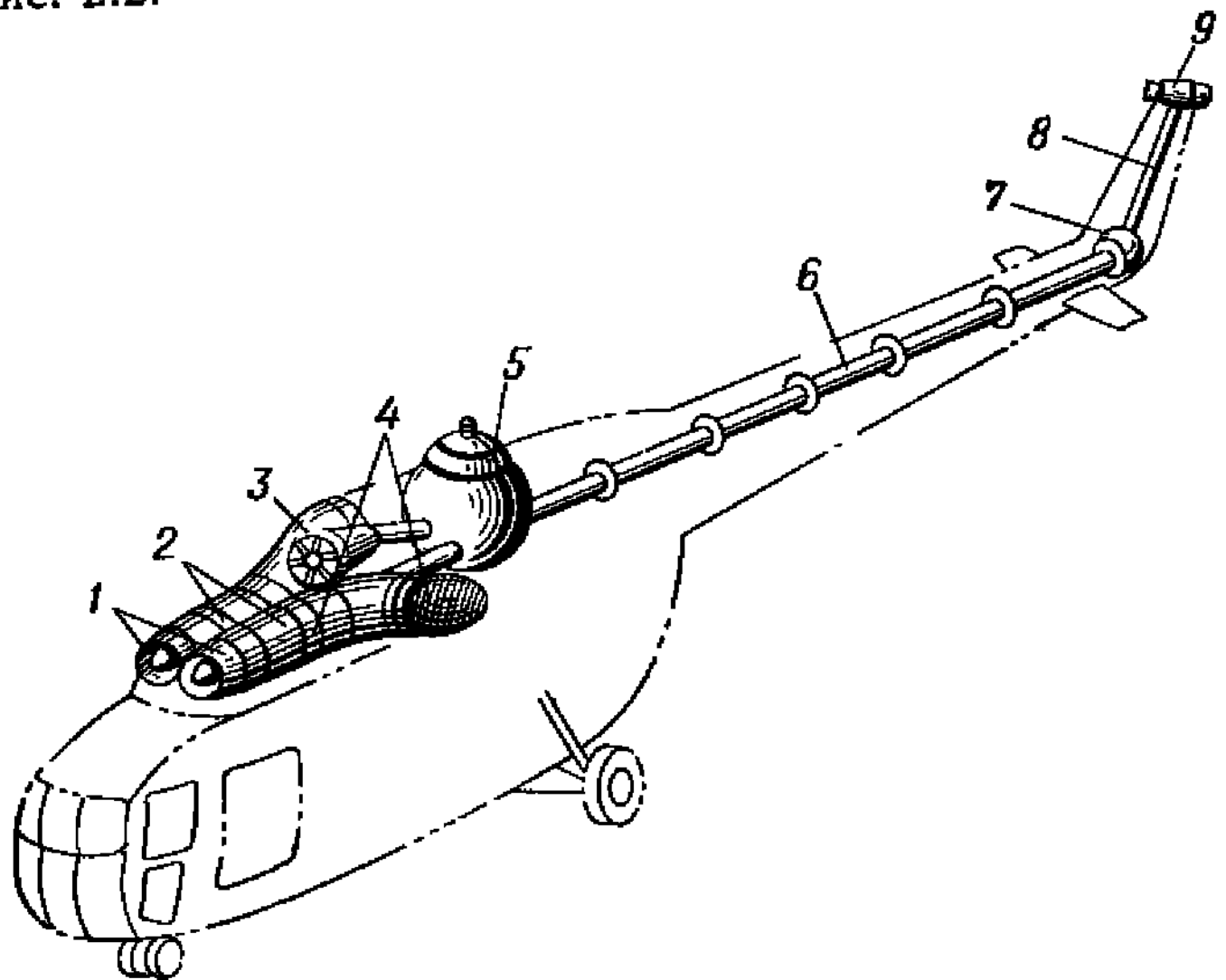


Рис. 2.2. Силовая установка и трансмиссия вертолета одновинтовой схемы:

1 — входные устройства; 2 — двигатели; 3 — вентилятор; 4 — выходные устройства; 5 — главный редуктор; 6 — хвостовой вал трансмиссии; 7 — промежуточный редуктор; 8 — концевой вал; 9 — хвостовой редуктор

Входные устройства (воздухозаборники) 1 служат для подвода атмосферного воздуха и создания равномерного поля скоростей на входе в двигатель на различных режимах полета вертолета. Они выполняются так, чтобы потери полного давления на входе в двигатель были минимальными, т. е. отношение полного давления за воздухозаборником (на входе в двигатель) к полному давлению воздуха в набегающем потоке было как можно ближе к единице.

Сравнительно небольшие скорости полета вертолетов не предъявляют к входным устройствам каких-либо жестких требований по использованию скоростного напора, поскольку он невелик. Однако воздухозаборники

СУ вертолетов в отличие от самолетных должны обеспечить работу двигателей в очень широком диапазоне углов атаки и скольжения. Воздушный поток на входе в воздухозаборник сильно турбулентный (завихренный), поскольку входные устройства располагаются в отходящей от НВ струе.

Значительную часть времени вертолеты работают на режиме висения и выполняют полеты на малых скоростях вблизи земли. В засушливых южных районах такие полеты осуществляются в условиях сильно запыленной атмосферы, что приводит к быстрому ухудшению характеристик двигателей — снижению их мощности и уменьшению ресурса. Это происходит главным образом из-за повышенного износа лопаток осевых компрессоров. Для сохранения ресурса в этих условиях воздухозаборники снабжаются специальными воздухоочистителями, в которых для отделения песчано-пылевых частиц используются центробежные силы, возникающие после закрутки входящего воздушного потока.

Кроме того, обязательна установка противообледенительных устройств, поскольку обледенение воздухозаборников приводит к нарушению работы и останову двигателей.

Выходные (выхлопные, выпускные) устройства 4 предназначены для отвода выходящих из двигателя газов за борт вертолета с минимальными гидравлическими потерями и в нужном направлении, исключая попадание их вновь на вход в двигатель. Поступление этих газов в воздухозаборник нарушает равномерность температурного (и скоростного) поля на входе в двигатель, что приводит к помпажу двигателя.

Выходные устройства используются и для повышения к. п. д силовой установки. Для этого выпускной канал выполняется диффузорным (расширяющимся), что позволяет увеличить перепад давления на свободной турбине, а следовательно, и мощность двигателя. Применение таких каналов является особенностью вертолетных ГТД по сравнению с самолетными двигателями, в которых выходное устройство выполняется в виде удлинительной трубы, заканчивающейся соплом, что обеспечивает прирост реактивной тяги, соответствующий 7—15% эквивалентной мощности. На вертолетах же использование реактивной тяги затруднительно и потому невыгодно.

Трансмиссия предназначена для передачи крутящего момента (мощности) от двигателей к несущим и рулевым

винтам. Трансмиссия одновинтового вертолета состоит из главного, промежуточного и хвостового редукторов и соединительных валов. У соосных вертолетов имеется только главный редуктор. У вертолетов продольной и поперечной схем трансмиссия сложнее. Здесь обычно необходимы длинные валы для передачи крутящего момента от двигательной установки к несущим винтам и синхронизации работы НВ. Усложняется также

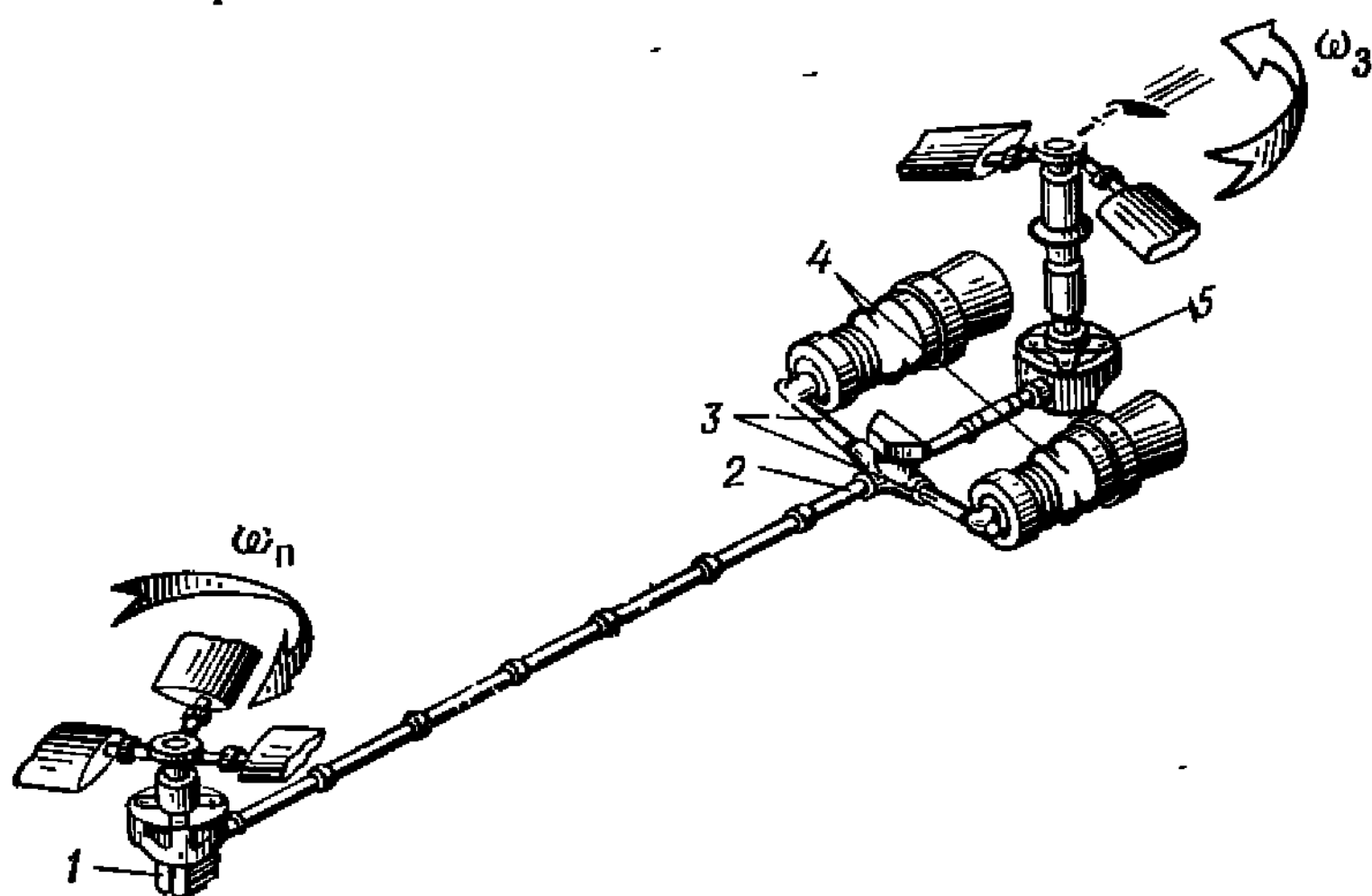


Рис. 2.3. Трансмиссия вертолета продольной схемы:

1 — редуктор переднего НВ; 2 — главный распределительный редуктор; 3 — приводы от двигателей; 4 — двигатели; 5 — редуктор заднего НВ

система редукторов. На рис. 2.3 показана схема трансмиссии вертолета «Чинук».

Газотурбинные двигатели, устанавливаемые в настоящее время на вертолетах, являются в подавляющем большинстве двухвальными, т. е. выполнены со свободной турбиной (турбиной винта), от которой и осуществляется привод НВ. Свободные турбины бывают одноступенчатыми или двухступенчатыми, в зависимости от снимаемой мощности. Двигатели со свободной турбиной обладают рядом преимуществ перед одновальными двигателями и наиболее полно отвечают современным требованиям, предъявляемым к вертолетным силовым установкам. Отсутствие в таких двигателях жесткой кинематической связи между турбокомпрессором и свободной турбиной облегчает запуск и раскрутку турбокомпрес-

сора и НВ, а также позволяет обойтись без муфты включения трансмиссии.

Обороты свободной турбины на режиме максимальной мощности могут изменяться в достаточно широком диа-

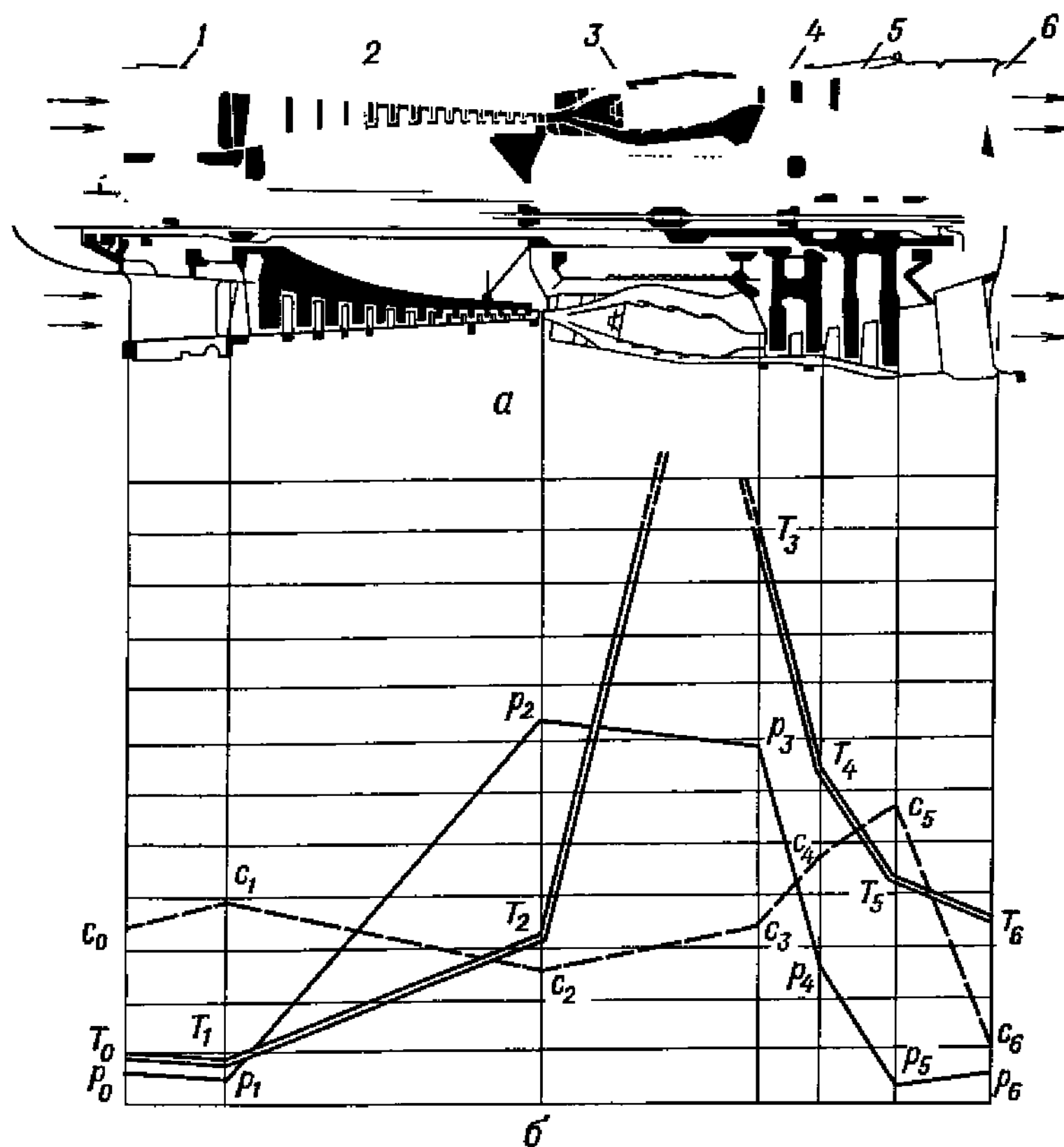


Рис. 2.4. Продольный разрез вертолетных газотурбинных двигателей большой мощности (а) и изменение параметров воздушно-газового потока по тракту двигателя (б):

1 — входной канал; 2 — компрессор; 3 — камера сгорания; 4 — турбина компрессора; 5 — турбина винта; 6 — выходной канал; T — температура; p — давление; c — осевая скорость потока

пазоне (до 10—15%), в то время как у одновального двигателя они должны быть постоянными. Это значит, что число оборотов НВ также может изменяться независимо от числа оборотов ротора турбокомпрессора. Таким образом, двигатели со свободной турбиной позволяют

осуществить более оптимальное согласование характеристик СУ и НВ на различных режимах полета и тем самым улучшить характеристики вертолета. Правда, это важное преимущество не всегда используется в полной мере из-за усложнения системы регулирования двигателя.

Принципиальные схемы вертолетных ГТД довольно хорошо отработаны. Мощные двигатели имеют многоступенчатый осевой компрессор, одно- или двухступен-

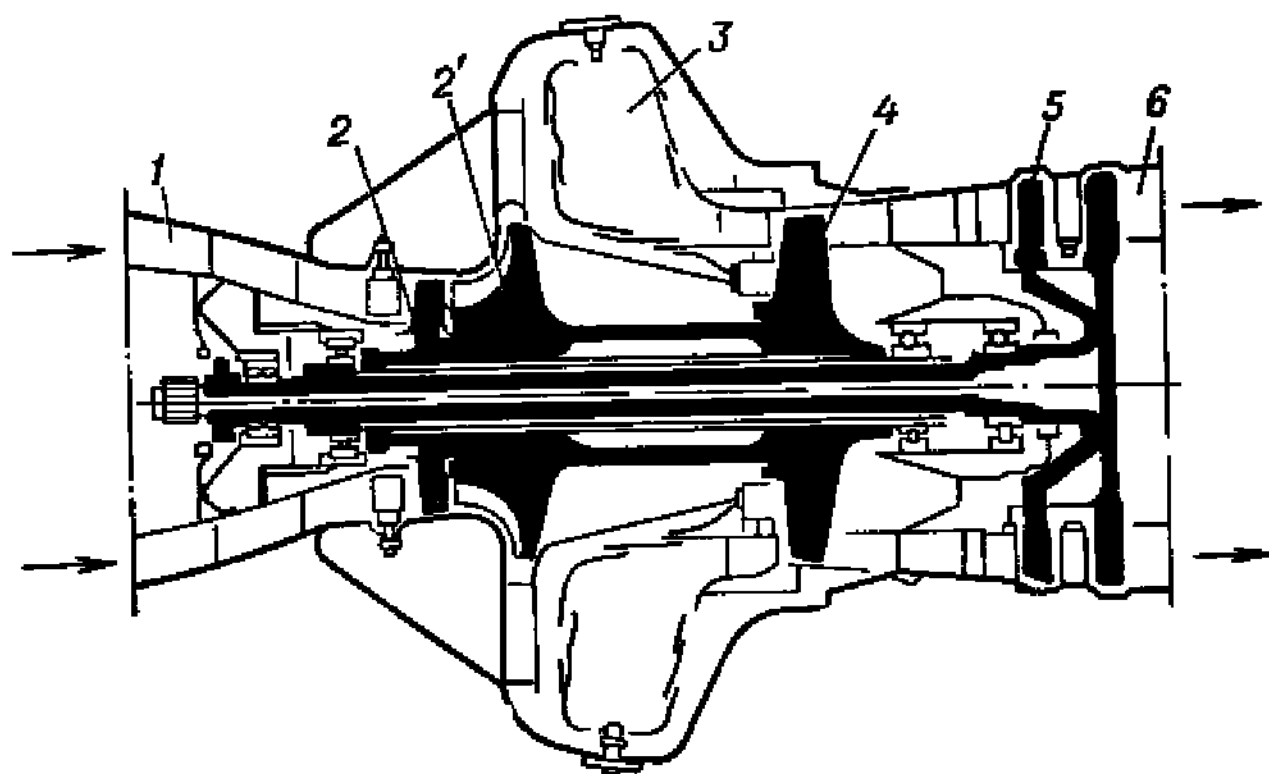


Рис. 2.5. Продольный разрез вертолетного газотурбинного двигателя малой мощности:

1 — входной канал; 2 — компрессор осевой; 2' — компрессор центробежный; 3 — камера сгорания; 4 — турбина компрессора; 5 — турбина винта («свободная»); 6 — выходной канал

чатую турбину и свободную турбину (рис. 2.4). У двигателя малой мощности наряду с осевыми применяют центробежные ступени компрессора (рис. 2.5). Это объясняется уменьшением к. п. д. высоконапорных осевых компрессоров малой мощности из-за слишком малой высоты лопаток последних ступеней. Применение центробежных ступеней в компрессоре приводит к увеличению относительной массы двигателей малой мощности, что видно из рис. 2.1.

Большинство СУ на базе ГТД имеют не один, а два двигателя. Это значительно повышает безопасность полета вертолета: при отказе одного из двигателей второй обеспечивает полет достаточной продолжительности и благополучную посадку. При наличии двух двигателей в системе их регулирования обязательно имеется устройство, обеспечивающее автоматическое уравнивание мощностей обоих двигателей. Рычаги раздельного

управления двигателями позволяют производить опробование каждого из них, а также дают возможность установить необходимый режим в случае полета на одном работающем двигателе.

В наиболее совершенных системах регулирования имеются устройства, автоматически увеличивающие мощность (режим работы) одного из двигателей при отказе другого, а также предохраняющие свободную турбину (турбину НВ) от раскрутки.

§ 2.2. РЕЖИМЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

В процессе эксплуатации газотурбинные двигатели работают на различных установившихся (расчетных) и переходных (промежуточных, нерасчетных) режимах. Рассмотрим кратко основные режимы работы ГТД, эксплуатируемых на вертолетах.

Взлетный (максимальный) режим. На взлетном режиме двигатель развивает максимальную мощность $N_{\text{взл}}$ при наибольшем крутящем моменте. Режим характеризуется максимально допустимыми оборотами ротора турбокомпрессора и значением температуры газа перед турбиной. На взлетном режиме непрерывная работа двигателя по условиям прочности деталей разрешается только кратковременно, обычно не более 6—15 мин. Общее время наработки на взлетном режиме иногда также ограничено 5—10% ресурса двигателя.

Взлетный режим используется при взлете и висении вертолета с максимальной или предельной массой, а также при повышенных температурах окружающего воздуха и в условиях высокогорья.

При работе двигателя на взлетном режиме шаг НВ близок к максимальному значению.

Номинальный режим — менее напряженный режим работы, чем взлетный. Он является основным расчетным режимом работы двигателей. На этом режиме двигатели развивают мощность, составляющую 85—90% $N_{\text{взл}}$. Разрешенное время непрерывной работы достигает 60 мин и более (например, для двигателей вертолета Ми-6 — 120 мин). Номинальный режим используется при взлете и висении с нормальной массой вертолета в стандартных атмосферных условиях у земли, а также при наборе высоты.

Летчик устанавливает режим по величине оборотов ротора турбокомпрессора или по указателю режимов. **Крейсерский режим (режимы)** соответствует наибольшей мощности при обеспечении непрерывной и надежной работы двигателя в течение всего установленного ресурса. Это наиболее характерный режим работы двигателей при полете вертолета. Мощность на крейсерском режиме $N_{кр}$ достигает 80—90% номинальной $N_{ном}$. Продолжительность непрерывной работы на этом режиме не ограничивается (т. е. ограничивается лишь гарантийным ресурсом). На крейсерском режиме обычно выполняются полеты на дальность, поскольку скорость горизонтального полета на этом режиме работы двигателей соответствует скорости наибольшей дальности (достигается минимальный километровый расход топлива). Некоторые двигатели, например Д-25В, имеют второй крейсерский режим, мощность на котором равна $0,66N_{ном}$. Этот режим используется для достижения наибольшей продолжительности полета. Летчик устанавливает крейсерский режим работы двигателя введением коррекции полностью вправо и перемещением рычага общего шага до установки соответствующего значения оборотов ротора турбокомпрессора (и общего шага НВ) или до совмещения индексов режима по указателю режимов.

Режим малого газа — это минимальный устойчивый режим работы двигателя. Он характеризуется минимальными устойчивыми оборотами ротора турбокомпрессора, которые составляют 55—65% оборотов ротора турбокомпрессора на взлетном режиме. Обороты ротора на малом газе изменяются автоматически в зависимости от температуры наружного воздуха. Продолжительность непрерывной работы составляет обычно около 20 мин.

Режим малого газа используется при работе на земле для прогрева двигателя после запуска и т. п., а также при планировании вертолета.

На режиме малого газа двигатели работают при крайнем нижнем положении рычага общего шага НВ и полностью выведенной влево рукоятке коррекции. Летчику в своей практической деятельности необходимо контролировать как соответствие оборотов ротора двигателя на малом газе, так и время работы на данном режиме.

§ 2.3. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ ГТД И ИХ ПРИЧИНЫ

Любой тип силовой установки имеет определенные ограничения по условиям эксплуатации, соблюдение которых гарантирует надежную ее работу в течение гарантийного ресурса. **Г а р а н т и й н ы й р е с у р с** — это продолжительность работы двигателя, в течение которой завод-изготовитель гарантирует безотказность его работы. Ресурс газотурбинных двигателей определяется главным образом усталостной прочностью лопаток турбокомпрессора, находящихся под действием знакопеременных температурных и вибрационных нагрузок. Ресурс ГТД значительно больше, чем у поршневых двигателей. Так, например, ресурс самолетных ГТД достигает нескольких тысяч часов, поршневых двигателей — 1000—1500 ч. Хотя ГТД, устанавливаемые на вертолетах, работают в более трудных условиях, чем на самолетах, их ресурс в настоящее время составляет более 1000 ч и постоянно увеличивается. Однако длительная надежная работа двигателей может быть достигнута лишь при строгом соблюдении требований инструкции по эксплуатации и эксплуатационных ограничений. Каковы же эти основные ограничения?

Общее время наработки на взлетном и номинальном режимах устанавливается для каждого двигателя с учетом его особенностей для обеспечения необходимой прочности узлов и агрегатов двигателя и исключения преждевременного выхода их из строя, т. е. ранее установленного ресурса.

Время непрерывной работы на различных режимах ограничено по следующим причинам:

- на режиме малого газа из-за тяжелых температурных условий работы подшипников роторов турбин вследствие недостаточного их охлаждения на этом режиме, кроме того, детали турбокомпрессора подвергаются повышенным вибрационным нагрузкам, а удельный расход топлива при малой частоте вращения роторов очень велик;

- на номинальном и взлетном режимах из-за возможности возникновения остаточных деформаций деталей роторов двигателей в результате длительного воздействия больших нагрузок при высоких температурах газов (на взлетном режиме — при максимальных температурах).

Минимальное время между повторными выходами двигателя на взлетный или номинальный режим (после непрерывно отработанного допустимого времени работы на этих режимах) — 5 мин, установлено для охлаждения турбин и снятия температурных напряжений.

Время приемистости двигателей при проверке на земле от режима малого газа до взлетного (и от крейсерского до взлетного) не должно быть более установленного в Инструкции экипажу. Приемистость тем лучше, чем меньше время выхода на взлетный режим. Время приемистости накладывает свои ограничения на технику пилотирования вертолета, в частности на темп перемещения рычага общего шага НВ и продольного перемещения ручки управления. Во избежание перетяжеления НВ и падения его оборотов темп взятия (увеличения) общего шага до максимального значения должен быть не менее времени приемистости. При плохой приемистости недопустимы резкие продольные перемещения ручки управления на себя на скоростях более 80—100 км/ч, так как при этом возникает раскрутка, а затем возможен провал оборотов НВ.

Заброс температуры газов перед турбиной T_3 при проверке приемистости должен быть не более допустимого по Инструкции экипажу (20—30°). Величина заброса температуры газов ограничена из-за возможного перегрева лопаток турбин двигателя. В то же время допустимое кратковременное увеличение температуры T_3 обеспечивает ускоренный выход двигателей на взлетный режим. Автомат приемистости при правильной его работе, увеличивая подачу топлива, обеспечивает минимальное время выхода турбокомпрессора на взлетный режим при нормальном забросе температуры газов. При большем же забросе возможен перегрев лопаток турбины, а при незначительном забросе температуры разгон ротора замедляется (увеличивается время приемистости). Все же длительная работа двигателя с резкими перемещениями рычага «шаг-газ» даже в пределах приемистости нежелательна, так как приводит к снижению его мощности и существенному ухудшению экономичности. Эти особенности необходимо учитывать при полетах строем (летчикам ведомых вертолетов не следует допускать частых и больших по ходу перемещений рычага «шаг-газ»).

Минимально допустимые обороты НВ на переходных режимах ограничены из-за возможности перегрева ло-

лопаток турбин и увеличения напряжений в редукторах и на валу свободной турбины. Понижение оборотов допускается в ограниченных пределах и на время не более 30 с. Кроме того, для ряда вертолетов понижение оборотов НВ менее минимально допустимых может привести к отключению некоторых пилотажно-навигационных приборов, питающихся от генератора переменного тока. Понижение оборотов нежелательно также и при снижении на режиме самовращения, так как это приводит к уменьшению тяги НВ и его кинетической энергии вращения, используемой при выполнении посадки.

Максимально допустимые обороты НВ на переходных режимах ограничиваются в соответствии с Инструкцией экипажу по условиям прочности главного редуктора и несущего винта. Время работы на максимальных оборотах допускается не более 10 с для всех вертолетов. Раскрутка НВ ведет к значительному увеличению нагрузок от центробежных и аэродинамических сил на лопасти и втулку. Увеличиваются усилия в тягах управления НВ и в редукторе. Кроме того, раскрутка НВ при больших скоростях полета и некоторых значениях общего шага может привести к уменьшению критической скорости флаттера и флаттерным явлениям, таким, как разрыв конуса вращения НВ, повышение уровня тряски вертолета и т. п. На некоторых вертолетах (например, Ми-8) при пониженных значениях общего шага НВ (менее 4°) превышение максимальных оборотов приводит к резкому уменьшению конусности НВ и опасному сближению лопастей с хвостовой балкой, особенно при взятии ручки на себя. Возможно также разрушение лопаток турбины винта.

Время выбега турбокомпрессора (т. е. время инерционного вращения роторов после выключения двигателя) с режима малого газа до полной остановки должно быть не менее указанного в инструкции, так как оно определяет исправность проточной части двигателя и привода связанных с ним агрегатов. Уменьшение времени выбега в процессе эксплуатации сигнализирует о неисправностях в турбокомпрессоре и агрегатах, получающих вращение от его вала (поломка зубьев шестерен приводов, вытяжка турбинных или компрессорных лопаток и касание их о стенки корпуса, нарушение смазки подшипников, попадание в двигатель посторонних предметов и т. п.).

Выбег турбины винта определяется косвенно по характеру останова несущего винта. Если НВ после выключения двигателей вращается еще в течение времени, определенного инструкцией ($\sim 20\text{—}30$ с в штиль), можно считать, что неисправностей нет, детали трансмиссии приработаны хорошо.

Во время проверки выбега прослушивается двигатель, при работе которого не должно быть посторонних шумов. Каждый тип двигателя имеет свое минимально допустимое время выбега, например, ГТД-350—25 с, ТВ2-117—50 с, а Д-25В—90 с. Экипаж должен хорошо знать это время и проверять его при остановке двигателей. Двигатель с выбегом меньше допустимого к эксплуатации не допускается. В случае уменьшения времени выбега необходимо принять меры к выявлению неисправностей.

§ 2.4. ОСНОВНЫЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТНЫХ ГТД

Наиболее важными эксплуатационными характеристиками любой силовой установки, в том числе и вертолетных ГТД, являются показатели их мощности и экономичности. Этими показателями являются эффективная мощность и удельный расход топлива.

Под **э ф ф е к т и в н о й м о щ н о с т ь ю** двигателя N_e понимают мощность на выходе из двигателя, т. е. мощность, которую выдает двигатель своим потребителям. У современных вертолетных ГТД эффективная мощность — это мощность, снимаемая с вала турбины винта (свободной турбины), у поршневых двигателей N_e — это мощность на носке коленчатого вала.

Под **у д е л ь н ы м р а с х о д о м** топлива понимают количество топлива, затрачиваемое на выработку единицы мощности (1 л. с.) в единицу времени (1 ч). Удельный расход топлива является важнейшим параметром, характеризующим совершенство силовой установки.

В ходе практических испытаний двигателя непосредственно определяется часовая расход топлива Q_t , т. е. количество топлива, расходуемое двигателем за час работы на данном режиме. При этом двигатель развивает мощность N_e . Следовательно, удельный расход опреде-

ляется как отношение часового расхода к эффективной мощности:

$$C_e = \frac{Q_r}{N_e}. \quad (2.1)$$

Эффективная мощность и удельный расход топлива изменяются в зависимости от режима работы двигателя и внешних условий. Эти зависимости представляются в виде различных характеристик двигателей.

Дроссельные характеристики

Дроссельными характеристиками двигателя называют зависимость эффективной мощности и удельного расхода топлива от оборотов ротора турбокомпрессора. Обычно эти характеристики строятся по результатам испытаний двигателя на стенде в стандартных атмосферных условиях у земли, т. е. при $H = 0$, $t_H = 15^\circ \text{C}$ ($T_H = 288 \text{ K}$), $p_H = 760 \text{ мм рт. ст.}$ ($1,01 \times 10^5 \text{ Н/м}^2$).

На рис. 2.6 показаны типичные дроссельные характеристики ГТД со свободной турбиной. Обороты ротора турбокомпрессора изменяются путем изменения подачи топлива от насоса-регулятора при перемещении рычага управления двигателем. При этом частота вращения турбины винта (свободной турбины) поддерживается неизменной путем изменения внешней нагрузки (шага НВ).

Как видно, эффективная мощность максимальна при максимальных оборотах ротора турбокомпрессора и резко уменьшается при падении оборотов. Приближенно можно считать, что эффективная мощность двигателя пропорциональна оборотам ротора турбокомпрессора $n_{\text{ТК}}$ в третьей степени:

$$N_e = k_n n_{\text{ТК}}^3, \quad (2.2)$$

где k_n — коэффициент пропорциональности.

Удельный расход топлива — наименьший на максимальном расчетном режиме работы двигателя, так как параметры турбокомпрессора выбираются из условия обеспечения максимального к. п. д. на этом режиме. При уменьшении $n_{\text{ТК}}$ степень повышения давления в нем уменьшается, температура газов перед турбиной снижается. Это приводит к уменьшению к. п. д. двигателя и соответственно к увеличению удельного расхода топлива. Такая зависимость C_e от $n_{\text{ТК}}$ является недостатком

ГТД, поскольку на крейсерских режимах работы (полета вертолета), когда особенно важна экономичность двигателя, удельный расход топлива заметно увеличивается.

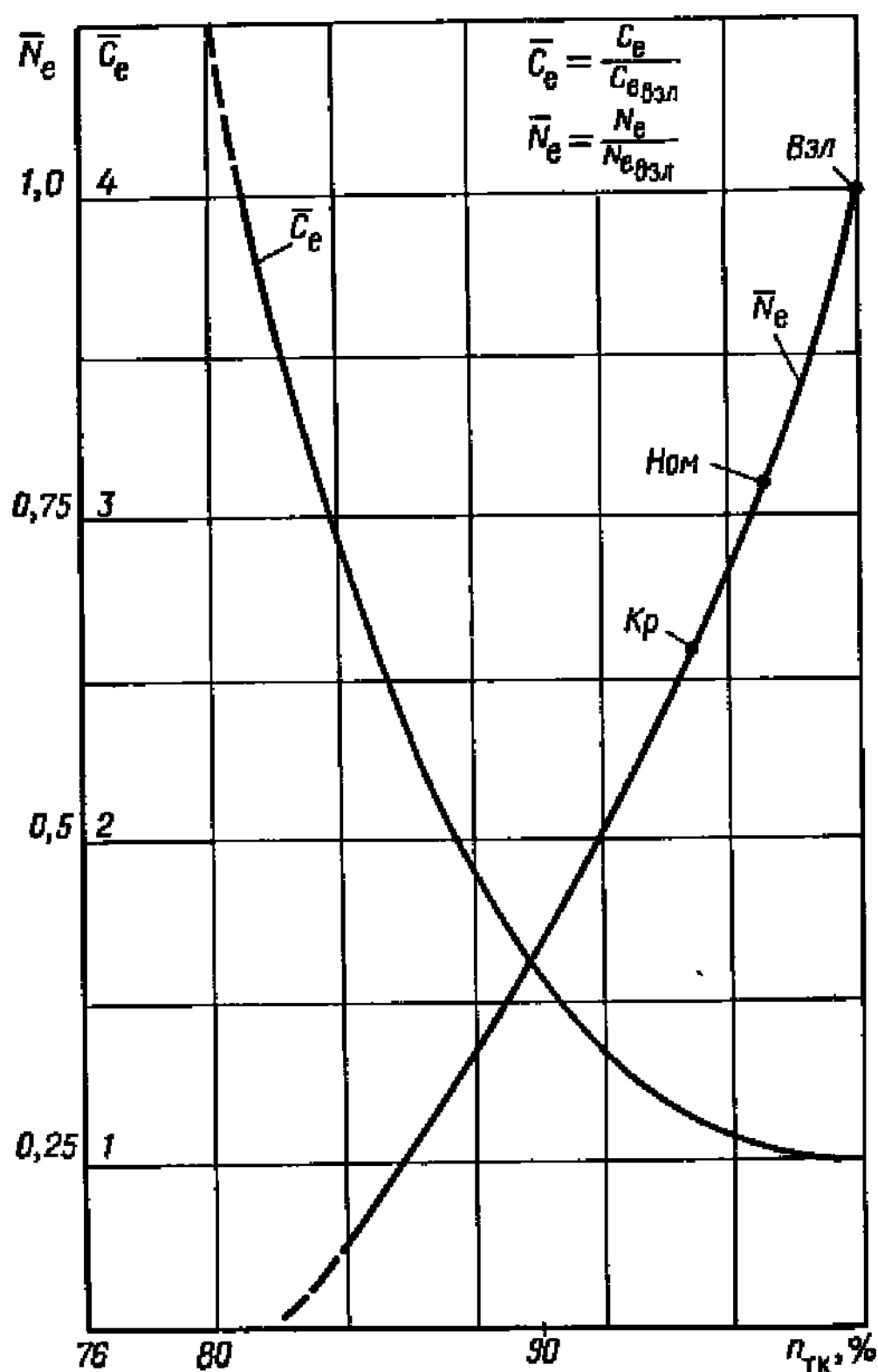


Рис. 2.6. Типичные дроссельные характеристики ГТД (Взл., Ном. и Кр.— соответственно взлетный, номинальный и крейсерский режимы работы двигателя)

Из приведенной дроссельной характеристики видно, что при уменьшении оборотов ротора турбокомпрессора по сравнению со взлетными на 10% мощность двигателей уменьшается примерно в два раза. Сброс оборотов в полете может произойти быстро (за 1,5—2,0 с). Чтобы их восстановить и выйти вновь на взлетную мощность, потребуется значительно большее время, например на

вертолетах Ми-6 и Ми-8 — не менее 6 с. Это обстоятельство необходимо особо учитывать при пилотировании вертолетов.

На дроссельной характеристике отмечаются основные режимы работы двигателя, как это показано на рис. 2.6.

Высотные характеристики

Высотные характеристики двигателя представляют собой зависимости эффективной мощности на различных режимах работы и удельного расхода топлива двигателя от высоты полета вертолета при заданной программе регулирования двигателя. По этим характеристикам можно определить мощность силовой установки на различных высотах полета и режимах работы двигателей, а также расход топлива.

С увеличением высоты уменьшаются температура, давление и массовая плотность воздуха. Понижение температуры наружного воздуха приводит к увеличению степени повышения давления в компрессоре, что вызывает увеличение эффективной мощности. Но уменьшение с подъемом на высоту давления и плотности воздуха приводит к уменьшению его расхода через двигатель, что вызывает уменьшение мощности. Уменьшение давления воздуха оказывает более сильное воздействие, чем обратное влияние понижения температуры. Поэтому, если не принять специальных мер, мощность газотурбинного двигателя по мере набора высоты будет непрерывно уменьшаться. Такие двигатели называются невысотными. На рис. 2.7 показаны их типичные высотные характеристики в виде зависимостей относительной мощности $\bar{N}_e$ и относительного удельного расхода $\bar{C}_e$ от высоты полета H . К таким двигателям относятся, например, ГТД-350, ТВ2-117 и др.

В большинстве случаев параметры ГТД выбираются такими, чтобы получать мощность, необходимую для обеспечения требуемых летных данных вертолета не у земли, а на заданной высоте, называемой расчетной H_p . Поскольку параметры ГТД подбираются для расчетной высоты, в стандартных атмосферных условиях у земли двигатель оказывается, как говорят, переразмеренным, т. е. его мощность становится излишне большой. Эта мощность не может быть использована без перегрузки трансмиссии вертолета (прежде всего

главного редуктора), НВ, да и по условиям прочности двигателя.

Поэтому мощность переразмеренного двигателя на высотах, меньших расчетной, с помощью регулирующей аппаратуры ограничивается и остается почти постоянной, примерно такой же, как на расчетной высоте. При увеличении высоты от земли до расчетной высотно-скоростной корректор насоса-регулятора обеспечивает

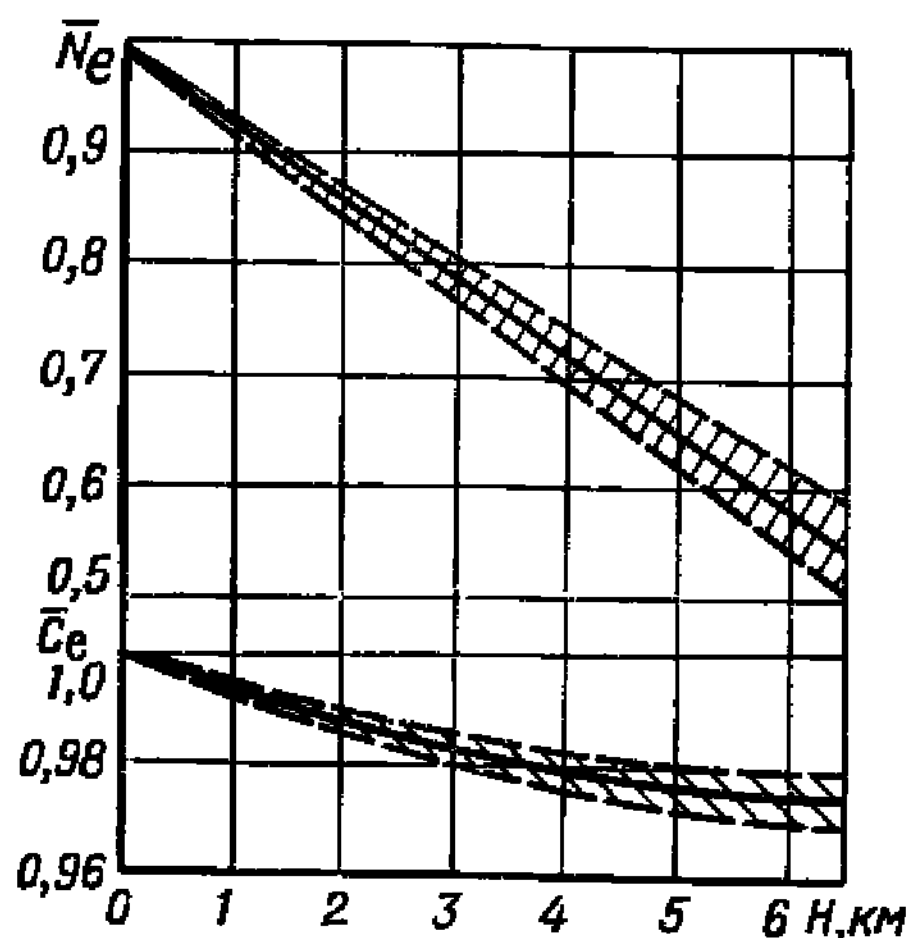


Рис. 2.7. Высотная характеристика не-высотного двигателя (заштрихованы области разброса данных конкретных двигателей)

автоматическое увеличение подачи топлива в двигатель и увеличение температуры газов перед турбиной. Получающийся из-за этого прирост мощности полностью компенсирует ее падение вследствие уменьшения расхода воздуха, и в целом эффективная мощность до расчетной высоты остается примерно постоянной. При достижении расчетной высоты температура газов перед турбиной и $n_{тк}$ становятся максимально допустимыми по условиям прочности его конструкции. При дальнейшем увеличении высоты полета проявляется действие указанных ранее факторов, и мощность двигателя начинает уменьшаться при сохранении постоянных оборотов ротора турбокомпрессора. Подача топлива в двигатель уменьшается, и температура газов перед турбиной оста-

ется постоянной или незначительно уменьшается вследствие уменьшения температуры наружного воздуха.

Для примера на рис. 2.8 показаны характеристики двигателя Д-25В, расчетная высота которого, как видно,

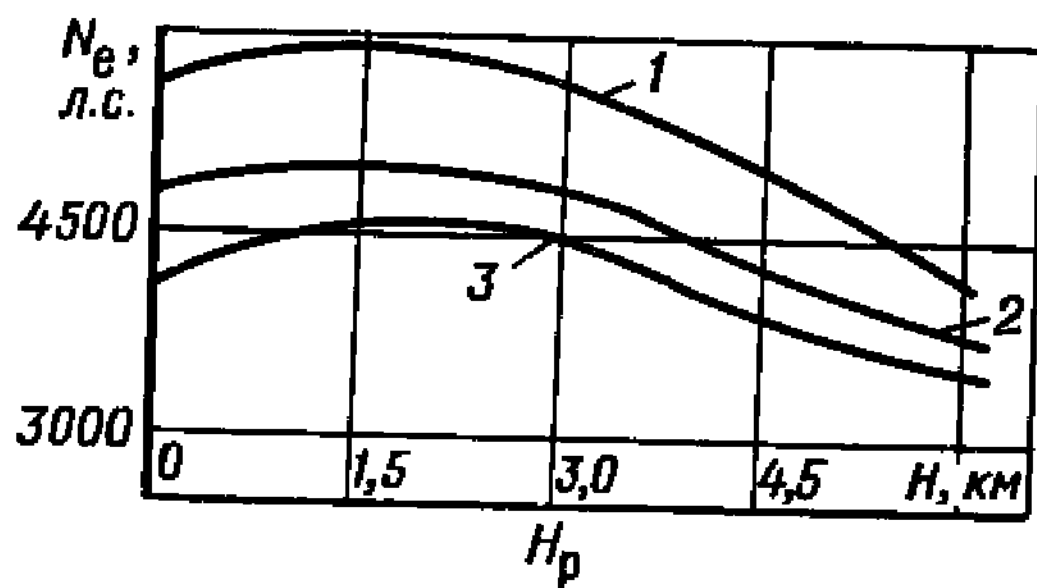


Рис. 2.8. Высотные характеристики двигателя Д-25В:

1 — взлетный режим; 2 — номинальный режим; 3 — крейсерский режим

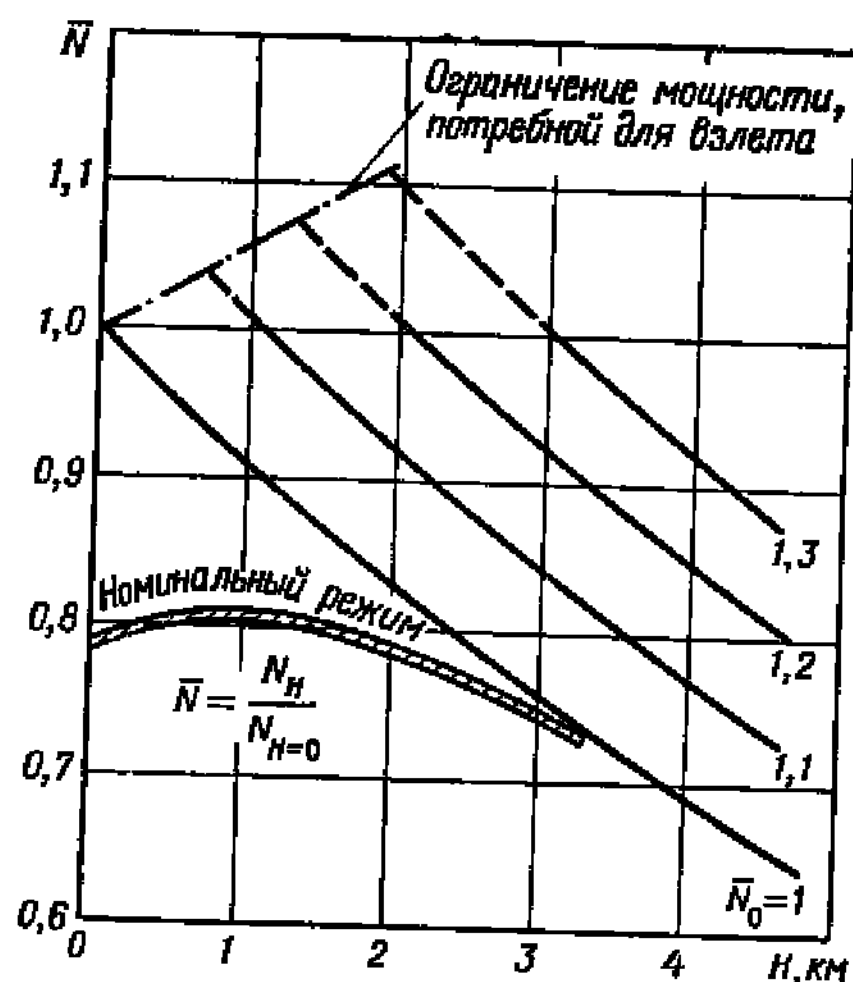


Рис. 2.9. Обобщенные высотные характеристики ГТД

равна 3000 м, а на рис. 2.9 — обобщенные высотные характеристики по мощности ГТД с $H_p \geq 0$ для разных степеней переразмеренности $\bar{N}_0$. Степень переразмеренности $\bar{N}_0$ — это отношение теоретически возможной (но прак-

тически недопустимой) мощности двигателя у земли к мощности на расчетной высоте.

Удельный расход топлива при увеличении высоты полета до расчетной заметно уменьшается в связи с увеличением степени повышения давления и приближением турбокомпрессора к расчетному режиму с максимальным к. п. д. Выше расчетной высоты, в зоне ограничения температуры газов, степень повышения давления в турбо-

компрессоре продолжает повышаться. Поэтому удельный расход топлива по мере дальнейшего роста высоты продолжает уменьшаться, хотя и менее существенно, чем ранее.

Высотность поршневых двигателей обеспечивается с помощью одно- или двухскоростных нагнетателей. Благодаря повышению давления воздуха («наддуву»), создаваемому нагнетателем на входе в двигатель, мощность ПД от земли до расчетной высоты даже несколько возрастает. При полете выше расчетной высоты нагнетатель уже не в состоянии поддерживать необходимое давление и эффективная мощность ПД снижается в соответствии с уменьшением давления и плотности окружающего воздуха.

Если нагнетатель двухскоростной, то на определенной высоте (высоте переключения) может быть включена его вторая скорость и за счет увеличения оборотов ротора нагнетателя мощность двигателя поддерживается еще в некотором диапазоне высот, до второй расчетной высоты. На рис. 2.10 показаны высотные характеристики вертолетных поршневых двигателей АИ-26В с односкоростным нагнетателем и АШ-82В — с двухскорост-

ным.

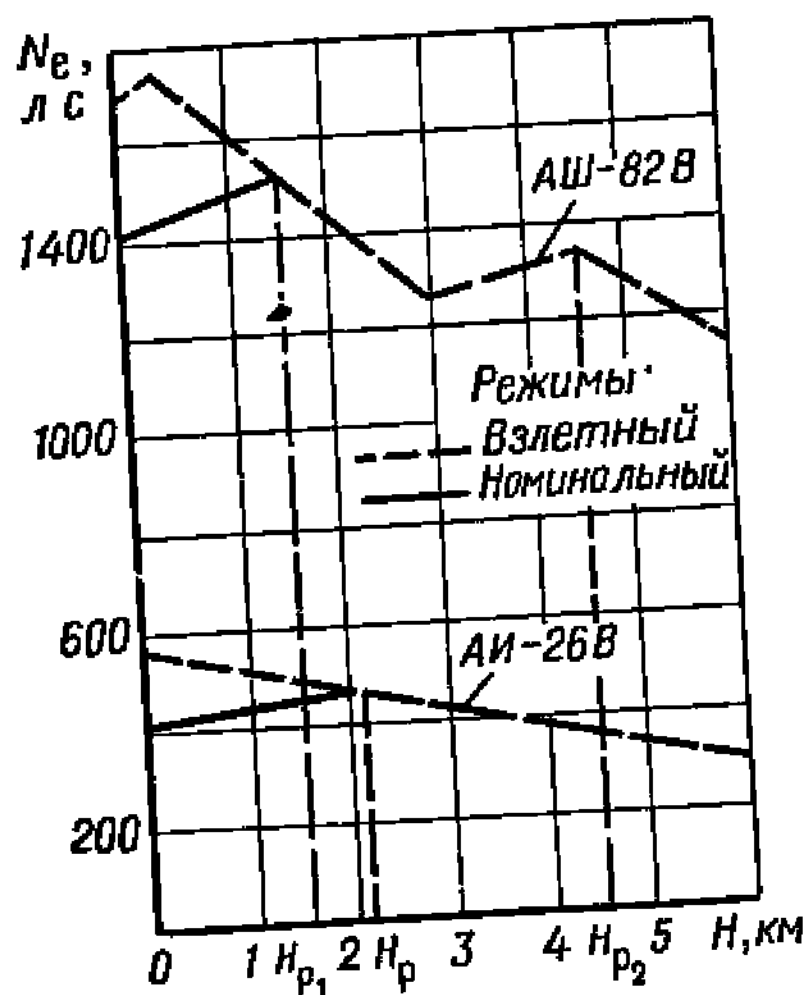


Рис. 2.10. Высотные характеристики двигателей АИ-26В и АШ-82В

Скоростные характеристики

Известно, что мощность турбореактивного двигателя в отличие от поршневого увеличивается с ростом скорости полета. Это объясняется тем, что за счет скоростного напора повышается давление воздуха на входе в компрессор. Поэтому степень повышения давления в компрессоре (по отношению к окружающему воздуху) увеличивается, что приводит к увеличению эффективной мощности и уменьшению удельного расхода топлива.

На рис. 2.11 показано относительное изменение мощности и удельного расхода топлива ГТД от скорости полета.

На вертолетах газотурбинные двигатели устанавливаются так, чтобы можно было использовать скоростной напор. Однако при скоростях полета большинства современных вертолетов, как видно на рис. 2.11, скоростной напор сравнительно мало ска-

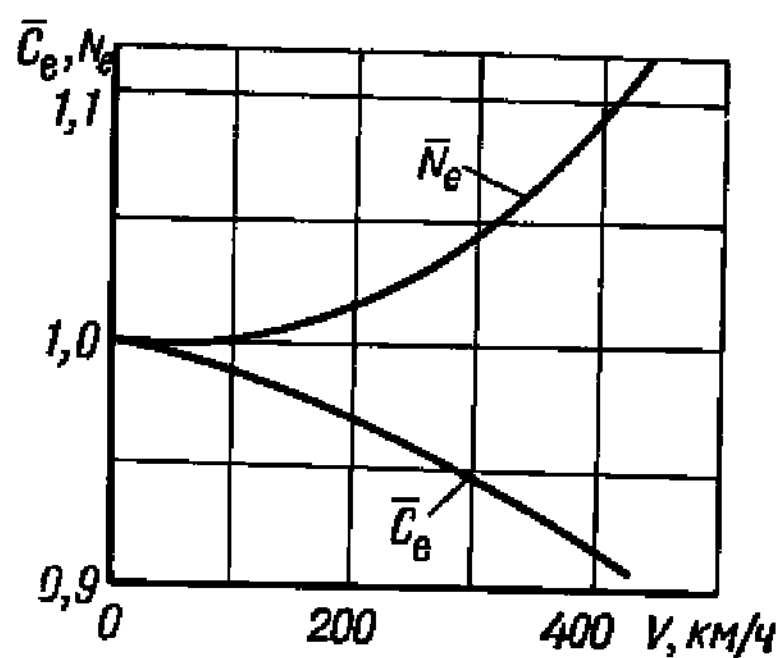


Рис. 2.11. Характеристики вертолетных ГТД по скорости полета

зывается на характеристиках двигателя. И только у скоростных вертолетов (при скоростях полета более 300—350 км/ч) увеличение мощности и уменьшение удельного расхода становятся заметными величинами и достигают 6—8% и более. Поэтому для вертолетов, имеющих скорости полета до 200—250 км/ч, скоростные характеристики обычно не учитывают. Их необходимо принимать в расчет при полетах вертолетов со скоростями более 250 км/ч.

Влияние атмосферных условий на характеристики ГТД

Все рассмотренные выше характеристики двигателей приводятся обычно для стандартных атмосферных условий, т. е. вполне определенных для данной высоты значений давления, плотности и температуры воздуха. Но фактические условия на данной высоте (и скорости) полета могут значительно отличаться от стандартных. Так, для большинства районов нашей территории температура

воздуха у земли летом может быть значительно выше, а зимой — значительно ниже, чем принятая в стандартной атмосфере температура $+15^{\circ}\text{C}$. В большинстве случаев диапазон изменения температуры наружного воздуха, при которой приходится эксплуатировать вертолеты на наших аэродромах, составляет $-40\dots+40^{\circ}\text{C}$.

Давление воздуха на данной высоте также может отличаться от стандартного.

При изменении температуры T или давления p воздуха изменяется и его плотность ρ . Все три параметра состояния воздуха, как известно, связаны уравнением состояния:

$$\frac{p}{\rho} = RT, \quad (2.3)$$

где R — универсальная газовая постоянная.

Значения любых двух параметров определяют величину третьего. Обычно авиационные приборы замеряют температуру и давление окружающего воздуха. Следовательно, всегда имеется возможность определения его плотности.

Вполне понятно, что при отклонении величин параметров состояния воздуха от стандартных будут изменяться и характеристики двигателя, поскольку его мощность и удельный расход топлива существенно зависят от атмосферных условий, как это видно по высотным характеристикам.

Относительные изменения давления окружающего воздуха менее значительны, чем перепады температуры, и оказывают менее сильное влияние на характеристики двигателя. Поэтому при рассмотрении влияния атмосферных условий на характеристики ГТД наиболее важно определить зависимость мощности и удельного расхода топлива двигателя от изменения температуры наружного воздуха. В принципе это влияние учитывалось уже при рассмотрении высотных характеристик, поскольку при изменении высоты изменяется не только давление воздуха, но и его температура. Остается рассмотреть влияние изменения температуры «в чистом» виде, т. е. без изменения давления. Однако при этом будет меняться плотность воздуха. Величину плотности можно определить по уравнению состояния.

Увеличение температуры приводит к уменьшению плотности воздуха, и наоборот. В связи с этим при пони-

жении температуры наружного воздуха мощность двигателя увеличивается, а удельный расход топлива уменьшается. Это обусловлено влиянием увеличения плотности воздуха, что приводит к увеличению степени повышения давления в турбокомпрессоре и расхода воздуха через двигатель.

На рис. 2.12 показано, как изменяются эффективная мощность и удельный расход топлива (относительно их расчетных значений при $t = +15^\circ \text{C}$) в зависимости от температуры атмосферного воздуха. Эти данные получены при условии постоянства расчетных оборотов ротора турбокомпрессора, т. е. при использовании максимальных возможностей двигателей по выработке мощности. Заштрихованная область характеризует разброс фактических данных, который объясняется индивидуальными особенностями двигателей, различием в конкретных значениях их термодинамических параметров и в степени совершенства.

Не всегда и не при всех температурах атмосферного воздуха удается использовать оптимальные режимы работы двигателя, т. е. максимальные его возможности по созданию тяги. Поэтому изменение мощности в зависимости от температуры наружного воздуха не всегда получается точно таким, как показано на рис. 2.12. Конкретная зависимость эффективной мощности двигателя от атмосферных условий в значительной степени определяется характеристиками его системы автоматического регулирования, которые выбираются с учетом исходной напряженности работы двигателя на расчетном режиме и ряда других факторов.

Для примера на рис. 2.13 показан характер изменения мощности и других параметров двигателя ТВ2-117

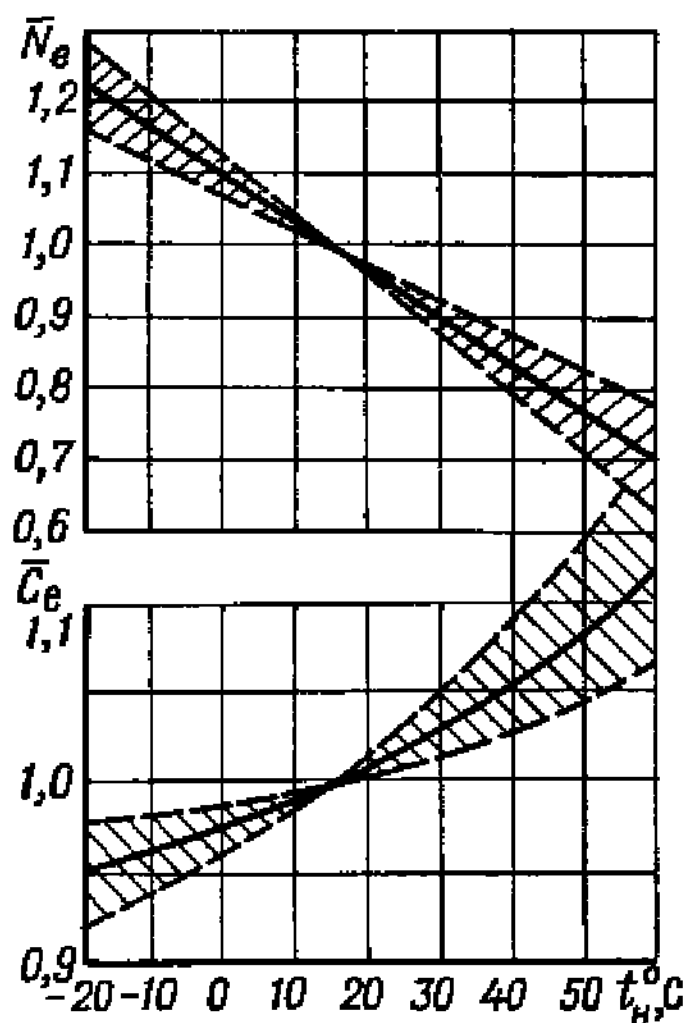


Рис. 2.12. Относительное изменение мощности и удельного расхода топлива в зависимости от температуры атмосферного воздуха

от температуры атмосферного воздуха при работе на взлетном режиме. Программа регулирования работы двигателя предусматривает сохранение постоянным количества топлива, подаваемого в двигатель (часового

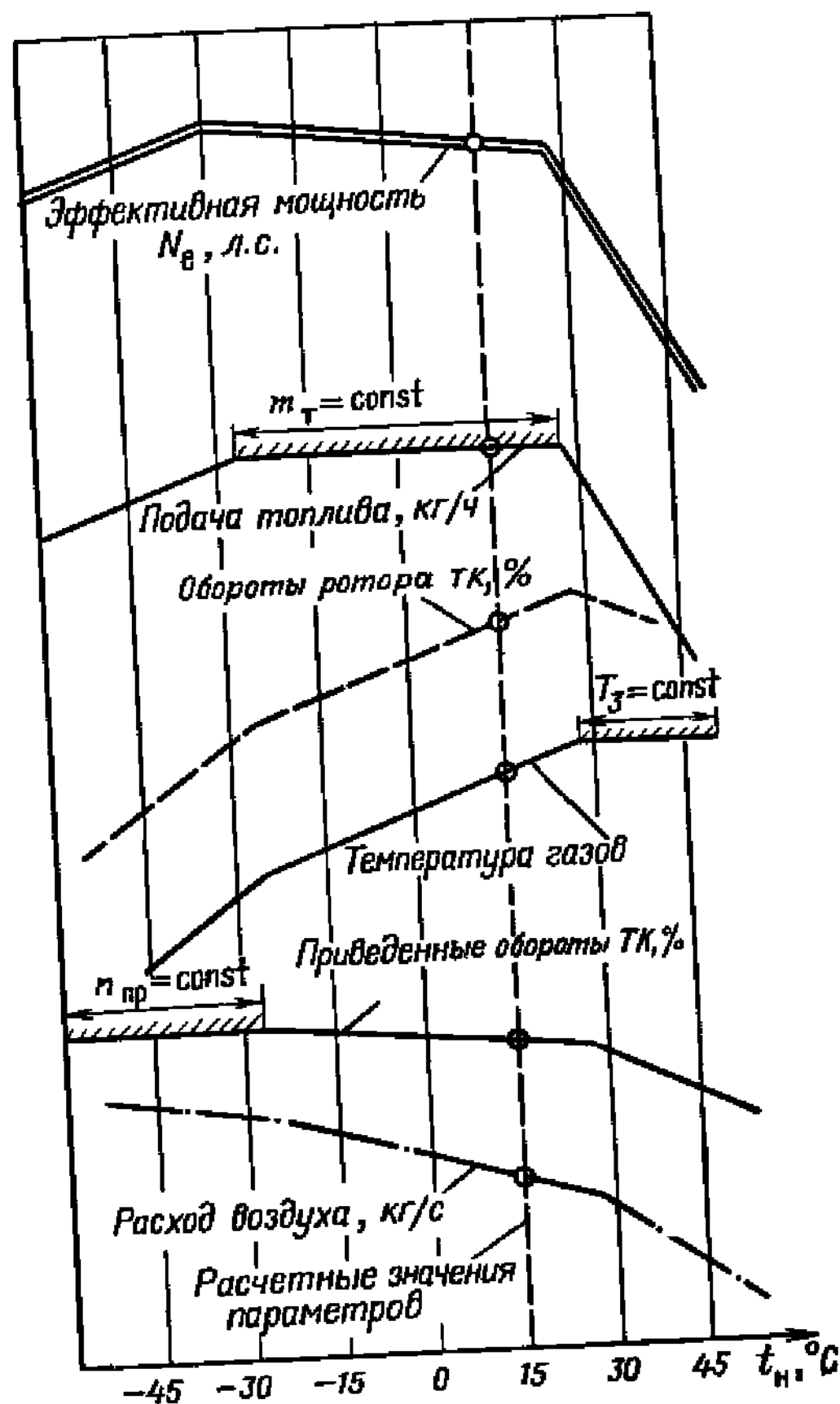


Рис. 2.13. Характер изменения параметров двигателя ТВ2-117 от температуры атмосферного воздуха при работе на взлетном режиме у земли

расхода), при температурах наружного воздуха от -27°C до $+27^{\circ}\text{C}$. Это значит, что на расчетном режиме работы имеется небольшой запас по температуре газов перед турбиной компрессора (T_3). Поэтому, несмотря на повышение температуры наружного воздуха почти до $+30^{\circ}\text{C}$,

подача топлива остается неизменной, температура T_3 возрастает и за счет этого мощность двигателя уменьшается незначительно. Температура газов перед турбиной компрессора достигает максимально допустимого значения, когда наружный воздух прогревается до $+27^\circ\text{C}$. При дальнейшем повышении температуры наружного воздуха автоматический регулятор переходит на режим поддержания $T_3 = \text{const}$, для чего приходится все более уменьшать подачу топлива в двигатель, при этом мощность его резко падает. В этих условиях и фактические (замеренные) обороты ротора турбокомпрессора достигают максимально допустимого значения — находятся на пределе. В случае их превышения вступает в действие всережимный регулятор частоты вращения турбокомпрессора и независимо от температуры T_3 ограничивает подачу топлива в двигатель.

Понижение температуры наружного воздуха ниже -15°C приводит к повышению эффективной мощности, но не столь значительному, как это можно было ожидать в соответствии с рис. 2.12. Это объясняется опять-таки принятым законом постоянства часового расхода топлива при понижении температуры вплоть до -27°C . При этом температура T_3 и фактические обороты ротора компрессора уменьшаются, но расход воздуха и приведенные обороты увеличиваются.

В результате такого закона регулирования обеспечивается малое изменение эффективной мощности в довольно широком диапазоне изменения температур наружного воздуха. Так, при повышении температуры от -30 до $+30^\circ\text{C}$ мощность двигателя ТВ2-117 уменьшается лишь на 5%. Но при дальнейшем увеличении температуры мощность двигателя резко падает.

При температуре наружного воздуха около -30°C величина приведенных оборотов достигает максимально допустимого значения, вступает в силу ограничение по приведенным оборотам ротора ТК и при дальнейшем понижении температуры наружного воздуха для сохранения постоянства $n_{\text{ТКпр}}$ уменьшается подача топлива в двигатель и, следовательно, его эффективная мощность.

Как видно, влияние атмосферных условий на эффективную мощность может проявляться в большей или меньшей степени в зависимости от индивидуальных особенностей конкретного типа двигателя и принятой программы его регулирования. Ограничение параметров работающего двигателя может выполняться не только

автоматическим регулятором, но и летчиком (вручную) с помощью системы «шаг-газ». С помощью этой системы летчик также ограничивает обороты ротора турбокомпрессора на номинальном и крейсерском режимах работы и настраивает соответствующим образом автоматический регулятор. На рис. 2.14 для примера показаны

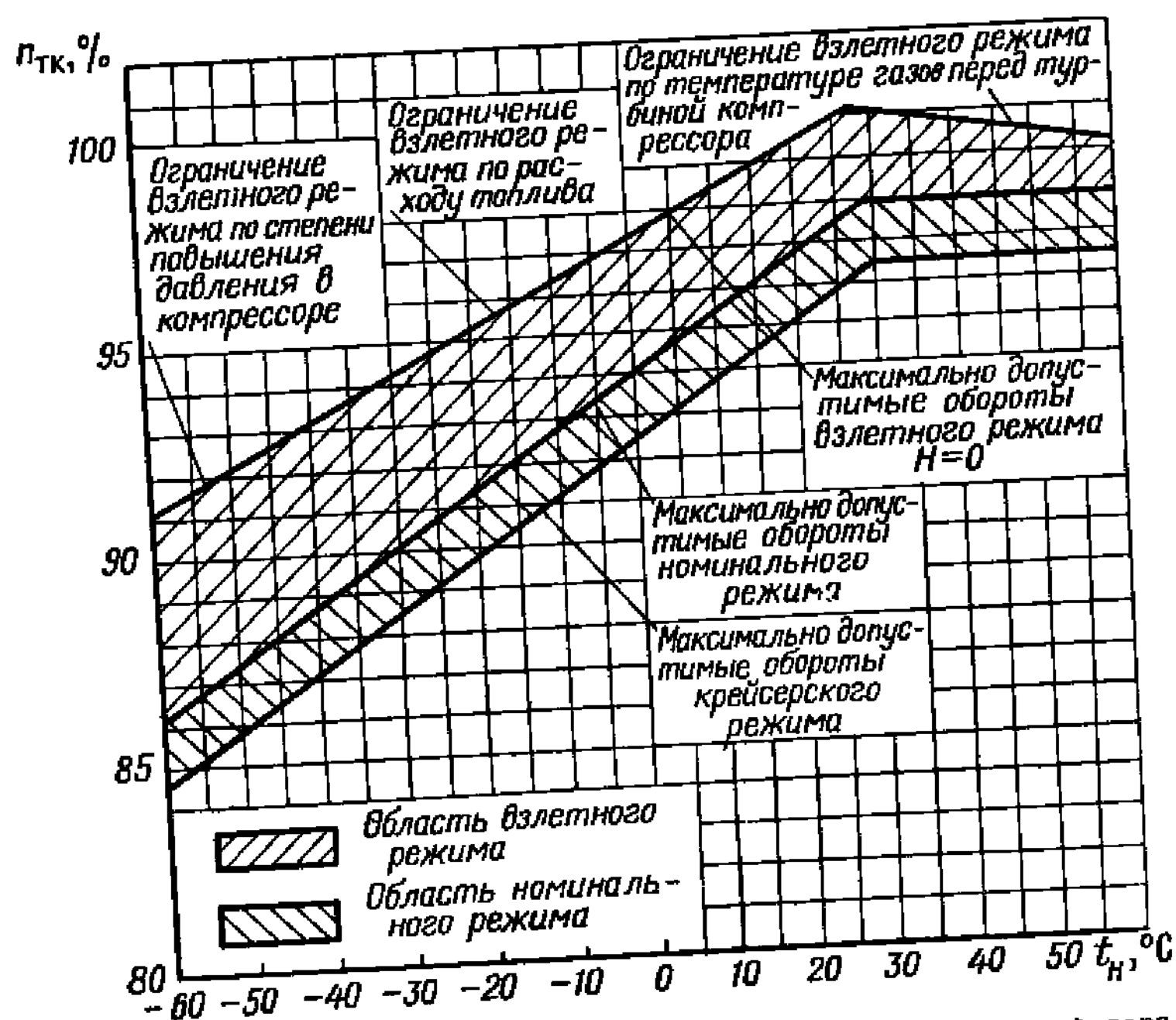


Рис. 2.14. Значения максимально допустимых оборотов ротора турбокомпрессора двигателя ТВ2-117 на вертолете Ми-8

зависимости, которыми должен руководствоваться летчик вертолета Ми-8 при определении максимально допустимых оборотов турбокомпрессора на различных режимах работы двигателя ТВ2-117 при различных температурах атмосферного воздуха на земле.

Таким образом, автоматика регулирования ГТД оказывает существенную помощь летчику в управлении силовой установкой. Однако летчик должен хорошо понимать влияние атмосферных условий на работу двигателя, чтобы рационально выбирать и устанавливать режимы работы, а также принимать правильное решение в случае отказа регулятора.

§ 2.5. НЕУСТОЙЧИВЫЕ РЕЖИМЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

Геометрические размеры проточной части двигателей, в частности профилировка межлопастных каналов ступеней компрессоров и турбин, выбираются исходя из условий обеспечения расчетного режима работы.

В процессе эксплуатации двигатель работает на различных режимах и при различных атмосферных условиях, отличающихся от расчетных. При этом давление, температура и плотность воздуха, а также скорость его движения в сечениях проточной части изменяются и не соответствуют их значениям для расчетных режимов. В связи с этим наблюдаются нарушения устойчивой работы двигателей. В таких условиях от летчика порой требуется в считанные секунды принять решение о необходимых действиях по восстановлению нормальной работы двигательной установки. Более правильному и своевременному принятию решения способствуют хорошие знания причин выхода двигателей на неустойчивые режимы работы, признаков и особенностей их работы на этих режимах и путей устранения ненормальной работы.

Наиболее характерными случаями работы газотурбинных двигателей в нерасчетных условиях являются выходы на срывные режимы работы компрессора (помпаж) и свободной турбины.

Помпаж компрессора

П о м п а ж е м называется неустойчивый режим работы компрессора (и всего двигателя), возникающий при периодическом срыве потока воздуха с лопаток рабочих колес или спрямляющих аппаратов вследствие нерасчетных условий их обтекания (достижения сверхкритических углов атаки). В этом случае появляются сильные пульсации потока воздуха, проходящего через двигатель, тон работы компрессора становится более высоким, появляются посторонний шум, хлопки, возникают вибрации и тряска двигателя, которая передается на вертолет и ощущается в кабине экипажа. Температура газов перед турбиной колеблется и значительно возрастает. При этом возможно самовыключение двигателя, разрушение лопаток компрессора, обгорание или разрушение турбинных лопаток и в целом силовой

установки, возможен пожар на вертолете. Поэтому помпаж двигателя в эксплуатации должен быть исключен.

Возникновение помпажа связано главным образом с отклонением от расчетных значений таких параметров, как секундный расход воздуха и $n_{тк}$.

Соответственно изменяются режим течения воздуха в компрессоре и характер обтекания лопаток всех его ступеней, который определяется значениями так называемых приведенных оборотов ротора $n_{пр}$ и приведенного расхода воздуха через компрессор $G_{впр}$:

$$n_{пр} \approx n \sqrt{\frac{288}{T_H}}; \quad (2.4)$$

$$G_{впр} \approx G_v \frac{10330}{p_1^*} \sqrt{\frac{T_H}{288}},$$

где n — действительные (физические) обороты ротора турбокомпрессора;

T_H — температура наружного воздуха (точнее, в формулы (2.4) вводится температура заторможенного потока воздуха на входе в компрессор $T_1^* = T_H(1 + 0,2M^2)$. Но для вертолетов, имеющих малые полетные числа M , температура T_1^* практически равна T_H);

G_v — расход воздуха через компрессор;

p_1^* — полное давление воздуха на входе в компрессор.

При стандартных атмосферных условиях на входе в компрессор $n_{пр} = n$ и $G_{впр} = G_v$, что соответствует расчетным значениям и обеспечивает устойчивую работу компрессора.

При неизменных физических оборотах n приведенные обороты $n_{пр}$ могут как уменьшаться (при увеличении T_H), так и увеличиваться. Всякое отклонение $n_{пр}$ от расчетного значения снижает запас устойчивости работы компрессора, т. е. приближает его к границе помпажа.

При достаточно сильном уменьшении $n_{пр}$ наступает режим неустойчивой работы компрессора — «нижний срыв» («нижний помпаж»), при соответствующем увеличении $n_{пр}$ наступает «верхний срыв» («верхний помпаж»).

В условиях эксплуатации нижний помпаж может возникнуть либо при значительном уменьшении n (например, менее 80% $n_{макс}$), либо при нормальном значении n , но при высоком значении температуры T_H в жаркую погоду. Верхний помпаж возможен при работе

двигателя на максимальных оборотах и при низкой температуре наружного воздуха.

Помпаж компрессора нарушает работу и камеры сгорания. При характерном для помпажа импульсном входе воздуха в камеру сгорания и малом его массовом расходе достаточного смешивания с топливом и полного его сгорания не происходит. Возможно даже прекращение горения топлива (срыв пламени). Если же горение не прекратилось, топливо догорает уже в сопловом аппарате и на лопатках турбин, как правило, в тех местах, где наступает срыв потока. Возможен местный перегрев лопатки, трещины и т. д. Кроме того, часть топлива сгорает уже в выхлопной трубе, и пламя выбрасывается в атмосферу (ночью заметны оранжевые языки пламени).

Автоматика двигателей в максимальной степени исключает возникновение помпажа на всех режимах работы компрессора, в том числе и на переходных — при запуске и выключении двигателя. С этой целью на двигателях устанавливаются поворотные лопатки входного направляющего аппарата и спрямляющих аппаратов некоторых ступеней компрессора, предусматриваются ленты (клапаны) перепуска воздуха из-за первых или средних ступеней и т. п. Смысл перепуска заключается в уменьшении сопротивления проточной части компрессора, что способствует увеличению расхода воздуха через первые ступени.

Однако в процессе эксплуатации все же возможно уменьшение расхода воздуха по сравнению с его расчетным значением для данного режима работы двигателя. Вот некоторые наиболее часто встречающиеся причины возникновения помпажа и выключения двигателя (двигателей):

- запуск с заглушкой на входном устройстве;
- запуск при наличии посторонних предметов во входном устройстве (например, чехлов, рукавиц и т. п.);
- запуск при боковом ветре, превышающем установленную величину, или при попутном ветре. Порывы бокового ветра могут приводить к уменьшению секундного расхода воздуха через компрессор. Попутный ветер приводит к попаданию в воздухозаборники части высокотемпературных газов из выхлопной струи двигателей;
- отказ в работе автоматики управления поворотом лопаток направляющего аппарата и лентами перепуска воздуха из-за ступеней;
- попадание в воздухозаборник птиц, большого

количества льда или снега (последнее возможно при позднем включении противообледенительной системы воздухозаборника, когда на нем уже накопилось определенное количество льда);

— отказ противообледенительной системы входного устройства при полете в условиях интенсивного обледенения, когда нарастающий на воздухозаборник лед значительно сужает проходное сечение и расход воздуха уменьшается;

— повышенный абразивный износ лопаток компрессора при длительной работе на режимах висения в запыленной атмосфере от воздействия песка, пыли и более крупных частиц, поднятых воздушным потоком от НВ;

— попадание горячих газов, выходящих из двигателя, вновь на вход в двигатель при висении с попутным ветром и смещении вертолета назад (это особенно важно учитывать в жаркое время года);

— попадание вертолета в вихревой след и струю газов от реактивных двигателей самолета или другого вертолета;

— увеличение шага НВ с темпом, превышающим приемистость двигателя (или при выведенной коррекции). При этом мощность, развиваемая двигателем, становится меньше потребной для несущего винта и частота вращения свободной турбины уменьшается. Это вызывает изменение условий движения газоздушного потока по тракту двигателя и возникновение помпажных явлений в компрессоре.

Для исключения возникновения помпажа в условиях сильного снегопада и обледенения противообледенительную систему входного устройства рекомендуется включать заблаговременно.

В случае возникновения хлопков и вибраций в районе двигателя и явлений, подобных перечисленным выше, на земле необходимо немедленно выключить этот двигатель, чтобы не допустить развития процесса помпажа и разрушения силовой установки.

При возникновении помпажа в полете можно попытаться ликвидировать его путем изменения режима работы двигателя (при помпаже на малых $n_{тк}$ увеличить режим работы, при максимальных оборотах — уменьшить). При продолжении помпажа двигатель следует выключить, предварительно убедившись, что выключается именно этот двигатель. Все действия летчик должен выполнять четко и без промедления.

Нерасчетные режимы работы свободной турбины

В условиях эксплуатации свободная турбина также иногда работает на режимах, отличающихся от расчетных, особенно при резких изменениях числа оборотов НВ или ротора турбокомпрессора, а также расхода воздуха через двигатель.

Расчетными для турбины принято считать такие режимы, при которых срывных явлений на лопатках не наблюдается. На нерасчетных режимах происходят срывы потока на сопловом аппарате и лопатках турбины, что ведет к значительным непроизводительным потерям энергии газового потока, резкому падению к. п. д. турбины, а значит, и развиваемой ею эффективной мощности.

В эксплуатации срыв потока со спинки лопаток свободной турбины наблюдается при случайном уменьшении оборотов НВ менее минимально допустимых при работе турбокомпрессора на одном из расчетных режимов (крейсерском, номинальном, взлетном). В этом случае регулятор числа оборотов будет увеличивать подачу топлива в камеру сгорания, чтобы подвести дополнительную мощность к свободной турбине для восстановления оборотов. Но ввиду того что к этому моменту углы атаки лопаток турбины достигают закритических значений, увеличения крутящего момента (а следовательно, и мощности) не происходит.

В то же время при уменьшении оборотов НВ менее минимально допустимых происходит увеличение температуры газов перед турбиной. В работу вступает ограничитель температуры газов, который уменьшает подачу топлива в камеру сгорания. Это в свою очередь еще более увеличивает время восстановления оборотов НВ. Частые выходы на подобные режимы способствуют снижению эффективной мощности и даже преждевременному выходу двигателя из строя, так как образование срыва потока на лопатках приводит к местному перегреву лопаток и выходу их из строя. Поэтому темп перемещения рычага «шаг-газ» в полете должен соизмеряться с изменением оборотов НВ, чтобы исключить их уменьшение менее минимально допустимых.

Анализ приведенных нерасчетных режимов работы двигателей показывает, что летчику необходимо в процессе пилотирования учитывать эти особенности, чтобы оптимальным образом эксплуатировать силовую уста-

новку (СУ) и несущий винт. Рассмотрим кратко особенности совместной работы НВ и СУ, раскрывающие физическую сущность некоторых эксплуатационных ограничений.

§ 2.6. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА НВ И СУ

Совместная работа НВ и СУ должна удовлетворять требованиям практики полетов. Управление общим шагом НВ и работой СУ осуществляется летчиком через объединенную систему управления и регулирования «шаг-газ», описанную в § 1.4, принципиальная схема которой показана на рис. 1.43.

Силовая установка должна обеспечивать работу НВ на любом эксплуатационном режиме полета вертолета, а также при пилотаже и маневрировании.

При запуске и раскрутке НВ (при вращении коррекции вправо от режима малого газа до крейсерского и перемещении рычага «шаг-газ» вверх) на свободной турбине создается избыток крутящего момента (избыток мощности) и обороты НВ увеличиваются вплоть до выхода на обороты, соответствующие установленному режиму работы двигателей (крейсерский, номинальный или взлетный).

В дальнейшем при режимной работе автоматика двигателей обеспечивает выдерживание постоянных заданных оборотов НВ. Однако $n_{тк}$ в этом случае изменяются от степени загрузки свободной турбины винтом, от температуры наружного воздуха у земли и с подъемом на высоту.

При перемещениях рычага «шаг-газ» на увеличение общего шага НВ с темпом, указанным в Инструкции летчику, летчик увеличивает потребную мощность на вращение НВ, т. е. свободная турбина загружается большим крутящим моментом. В результате начнется уменьшение оборотов НВ. Регулятор числа оборотов немедленно реагирует на это, увеличивая подачу топлива в камеры сгорания. Увеличивается мощность газового потока, и возрастает до потребного значения крутящий момент. Если летчик перемещает вверх рычаг общего шага НВ с темпом, указанным в Инструкции экипажу, то в этом случае заметить изменение оборотов НВ по указателю почти невозможно (или оно еле заметно). Но при этом значительно увеличиваются $n_{тк}$. Так будет происходить до тех пор, пока турбокомпрессор не

выйдет на взлетную мощность. В этот момент летчик должен прекратить дальнейшее увеличение общего шага НВ, иначе произойдет уменьшение оборотов НВ. Уже при работе турбокомпрессора на взлетном режиме обороты НВ, как правило, меньше, чем, например, на номинальном, на 2—3%. Именно в этом случае, т. е. при несколько пониженных оборотах свободной турбины, снимается наибольший крутящий момент (наибольшая мощность) с двигателя. Другими словами, с точки зрения аэродинамики углы атаки лопаток свободной турбины несколько больше наивыгоднейших, но меньше критических, поэтому срыв потока еще не наступает. Этим самым достигается снятие с каждой лопатки максимальной силы, действующей по направлению вращения ротора турбины, т. е. максимального крутящего момента.

Если летчик будет и дальше увеличивать общий шаг НВ, начнут уменьшаться обороты НВ, так как турбокомпрессор уже исчерпал все свои возможности.

При перемещениях рычага «шаг-газ» на увеличение общего шага НВ с темпом, превышающим указанный в Инструкции экипажу, летчик увеличивает в таком же темпе потребную мощность на вращение НВ, т. е. свободная турбина загружается бóльшим крутящим моментом. В результате начнется уменьшение оборотов НВ. Регулятор числа оборотов немедленно тоже реагирует на это, увеличивая подачу топлива в камеры сгорания. Мощность газового потока увеличивается, возрастает крутящий момент, но он в этом случае уже не может увеличиться до потребного значения (по той простой причине, что приемистость двигателя обеспечивает только строго определенный закон увеличения потребной мощности). В результате на свободной турбине образуется недостаток мощности и обороты НВ начинают падать. Это явление хорошо заметно по указателю оборотов НВ. Если летчик, зная заранее примерное значение общего шага НВ, соответствующее взлетному режиму, остановит в этом положении рычаг общего шага, то через известное время приемистости обороты НВ восстановятся до взлетных. Если же летчик переместит рычаг общего шага за значение взлетного режима, неизбежно падение оборотов менее минимально допустимых.

Более резкое перемещение рычага общего шага НВ вверх может привести сразу же к падению оборотов менее минимально допустимых. Особенно недопустимо

уменьшение оборотов для вертолетов с турбовинтовыми двигателями при взлете, когда после отрыва и набора некоторой высоты вертолет начинает самопроизвольно снижаться. Предотвратить это снижение при пониженных оборотах НВ практически невозможно.

При резких перемещениях рычага «шаг-газ» вниз (сброс общего шага НВ) может наблюдаться небольшая кратковременная раскрутка несущего винта, которую коротко можно объяснить следующим: мощность, потребляемая на вращение НВ, сбрасывается быстрее, чем уменьшают свою мощность турбокомпрессоры двигателей, избыток образующейся на свободной турбине мощности и идет на раскрутку НВ.

Таким образом, главное, на что необходимо обращать внимание летчику почти на всех вертолетах, это соблюдение заданного Инструкцией экипажу темпа перемещения рычага общего шага НВ.

При перемещениях ручки управления в процессе пилотирования происходит изменение углов атаки НВ, которое приводит при неизменном положении рычага «шаг-газ» к изменению потребляемой мощности на его вращение. При плавном изменении скорости и угла атаки (при неизменном общем шаге НВ) система автоматического регулирования обеспечивает сохранение оборотов свободной турбины за счет изменения подачи топлива и режима работы (мощности) турбокомпрессора. Однако в целом ряде случаев летчик иногда вынужден более резко перемещать ручку управления, особенно при полете на предельно малых высотах, а также на более маневренных вертолетах, способных выполнять фигуры сложного пилотажа. Вероятность резкого перемещения ручки управления в этих условиях значительно увеличивается по сравнению с вертолетами Ми-2, Ми-8.

При резких перемещениях ручки управления на себя наблюдается раскрутка НВ и обороты могут увеличиться даже больше максимально допустимых. Это обусловлено, с одной стороны, особенностями работы несущего винта при косом обтекании и при быстром изменении угла атаки, а с другой — особенностями работы регулятора оборотов НВ (насоса-регулятора) и возможностями СУ по приемистости. На рис. 2.15 показано для примера изменение коэффициента $m_{кр}$ крутящего момента (потребной мощности на вращение НВ) в зависимости от угла атаки и общего шага НВ на скорости полета 200 км/ч.

При резких перемещениях ручки управления на себя скорость полета за это время не успевает значительно измениться и ее можно считать постоянной (общий шаг НВ тоже постоянный). Тогда из рис. 2.15 видно, что в диапазоне изменения углов атаки от -15° до 0 , а тем

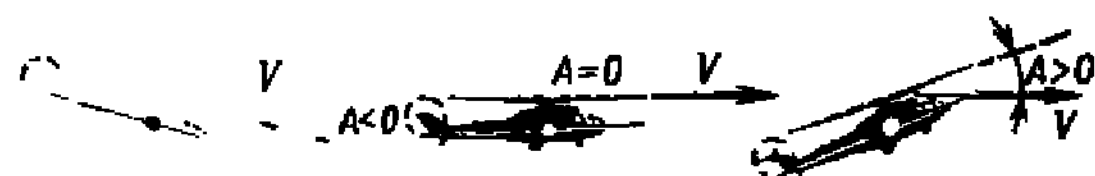
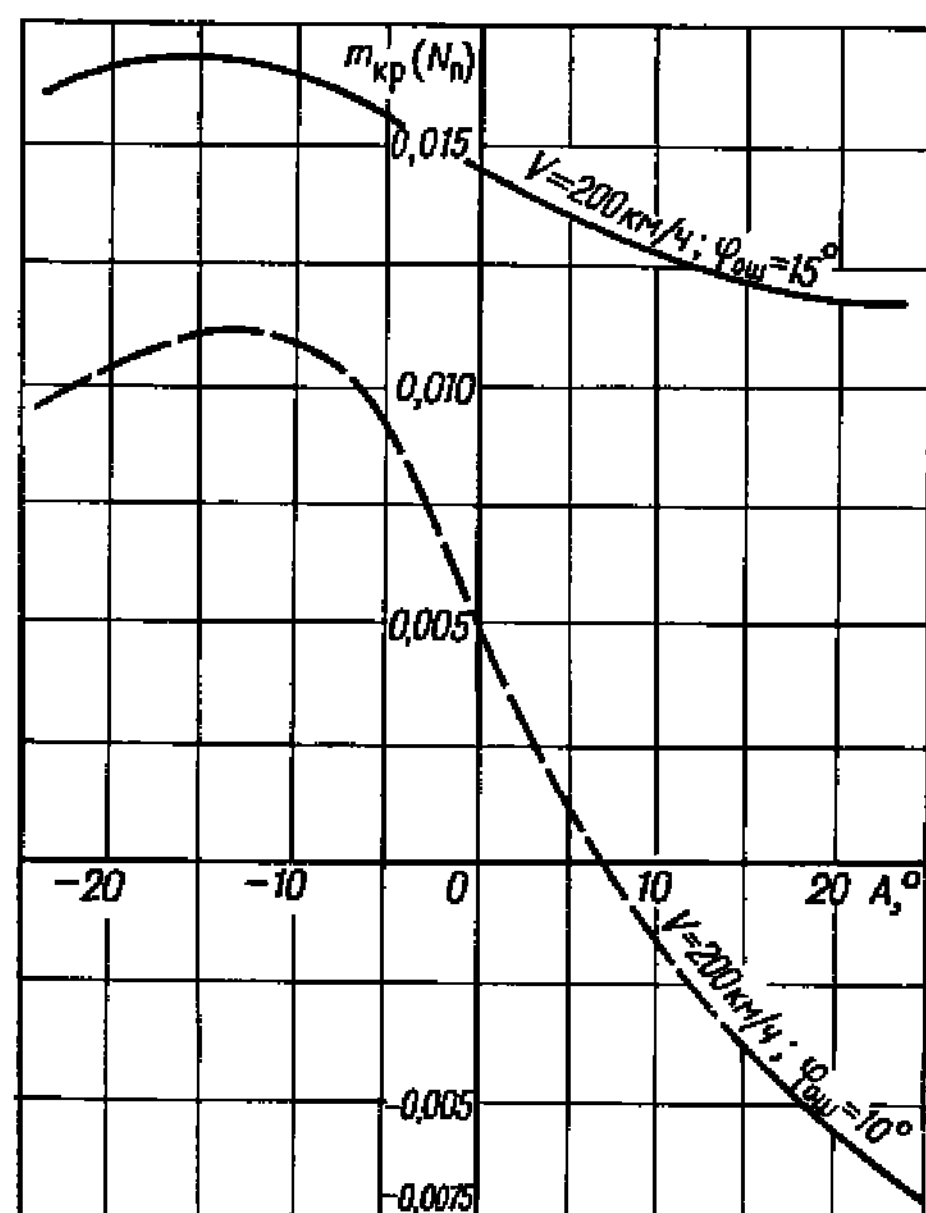


Рис. 2.15. Изменение коэффициента $m_{кр}$ потребного крутящего момента НВ в зависимости от его угла атаки A при разном шаге $\varphi_{ош}$

более для положительных значений углов атаки потребная мощность на вращение НВ уменьшается. Это особенно заметно для значений общего шага НВ, близких к 10° , на скоростях 200—250 км/ч. В связи со значительным понижением потребной мощности на вращение НВ (например, при скорости 200 км/ч, $\varphi_{ош} = 10^\circ$, угле атаки от -10° до 0 мощность понижается в два раза) возможна кратковременная раскрутка НВ за счет избытка мощ-

ности на свободной турбине. При этом турбокомпрессор значительно сбрасывает свою мощность (обороты турбокомпрессора могут понизиться на 10%, что соответствует уменьшению мощности его почти в два раза), чтобы сохранить в какой-то мере заданные обороты НВ.

Раскрутка НВ помимо сброса мощности турбокомпрессора опасна, как уже указывалось, значительным увеличением нагрузок на лопасти, втулку, тяги управления несущим винтом, в редукторе, а также сближением лопастей с хвостовой балкой. Допустим, что ничего опасного при этом не произошло и обороты начинают уменьшаться. Примерно через 2 с обороты НВ понижаются до исходных. Но при этом, если летчик не перемещает ручку управления на себя, несущий винт будет работать на созданном угле атаки (или возможно его увеличение, если вертолет статически неустойчив по углу атаки). За счет увеличения тяги НВ траектория будет искривляться вверх. Допустим, что примерно через 1—2 с летчик резко переместит ручку управления от себя в исходное или даже за исходное положение. Благодаря высокой эффективности управления несущий винт в таком же темпе перейдет теперь уже на повышенную потребную мощность в связи с переходом на отрицательные углы атаки НВ. В рассматриваемом примере для выхода на прежнюю мощность силовой установки требуется, как известно, вполне определенное время, обусловленное приемистостью турбокомпрессора. В результате обороты НВ начнут падать и в зависимости от недостатка мощности на свободной турбине могут уменьшиться значительно, даже менее минимально допустимых. Положение усугубляется, если летчик в этот момент увеличит общий шаг НВ: обороты НВ могут еще более уменьшиться, загнав свободную турбину на срывные режимы, проанализированные выше. Такое перемещение ручки управления и тем более общего шага НВ необходимо считать грубой ошибкой летчика, ведущей к перетяжелению НВ и самопроизвольному снижению вертолета.

Падение оборотов НВ опасно еще и тем, что на нем в зависимости от величины общего шага и скорости полета будет расширяться зона срыва потока с отступающих лопастей (при вертикальном снижении она образуется и расширяется в районе комлевых сечений), накладывающая свои особенности на управляемость и поведение вертолета в полете.

Таким образом, из условий и особенностей совместной работы НВ и СУ вытекает необходимость плавного перемещения летчиком рычагов управления (соблюдения указаний Инструкции экипажу), контроля оборотов НВ и ротора турбокомпрессора, особенно в ходе энергичного маневрирования вертолета.

Глава 3

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

§ 3.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Схематизация движения вертолета в полете, уравнения движения

Полет вертолета в нормальных условиях происходит по воле летчика. Характер движения (поведение) вертолета в полете зависит как от навыков летчика в технике пилотирования, так и от пилотажных свойств самого вертолета.

Направление движения вертолета в любой момент времени определяется направлением скорости полета. Чтобы изменить направление движения, летчик должен изменить направление скорости полета $\vec{V}$ вертолета, т. е. обеспечить создание определенного ускорения. Согласно второму закону механики ускорение возникает при действии на вертолет какой-либо неуравновешенной силы $\vec{F}$ (рис. 3.1). Направление ускорения совпадает с направлением действия этой силы, а его величина пропорциональна величине силы и обратно пропорциональна массе вертолета. Этот закон можно записать в следующем виде:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{F} = \vec{R}_в + \vec{G}, \quad (3.1)$$

откуда

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{\vec{R}_в + \vec{G}}{m},$$

где $\vec{R}_в$ — результирующая всех аэродинамических сил, действующих на вертолет;

$\vec{G}$ — сила тяжести вертолета;

m — масса вертолета ($m = \frac{G}{g}$);

$\frac{d\vec{V}}{dt}$ — ускорение центра масс вертолета.

Таким образом, управляя вертолетом с помощью рычагов управления для выдерживания заданной (желаемой)

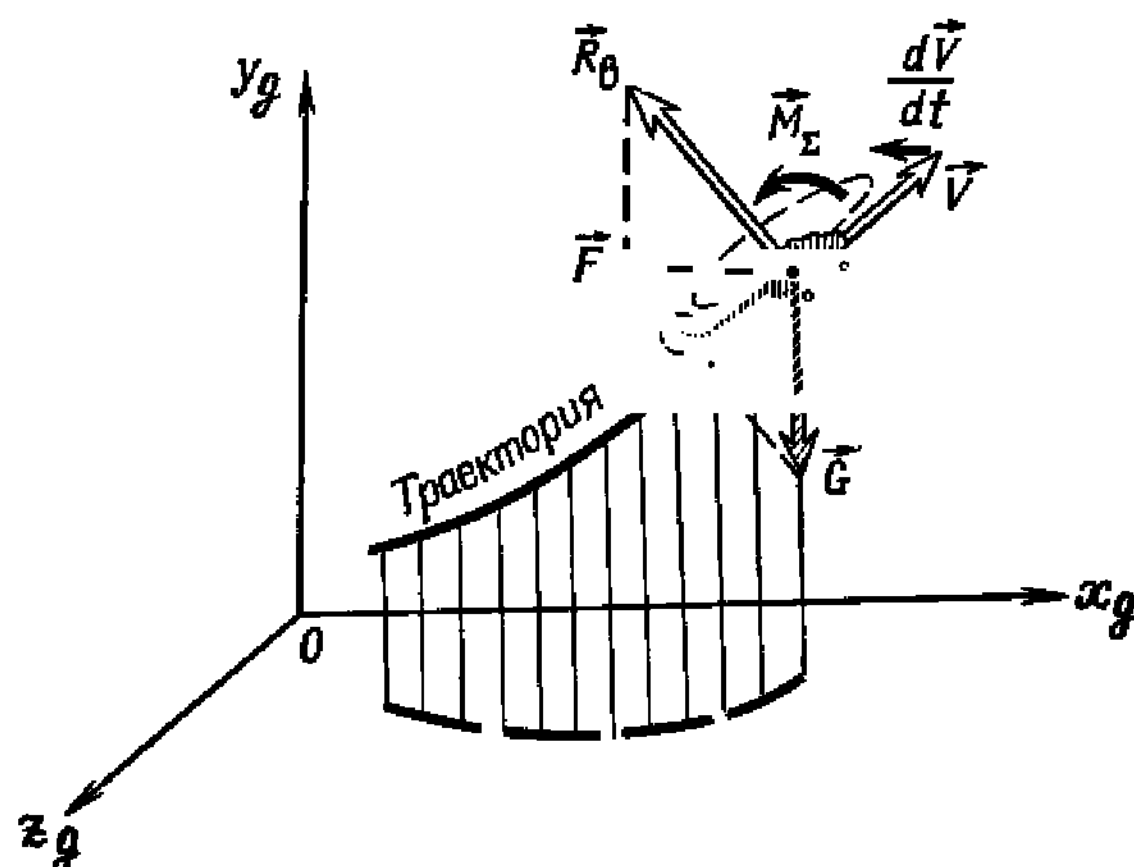


Рис. 3.1. Схема сил, действующих на вертолеты в полете

траектории движения, летчик фактически управляет аэродинамическими силами, величина и направление которых совместно с силой тяжести вполне определяют траекторию движения центра масс вертолета.

Как известно, аэродинамические силы зависят от ориентации вертолета относительно вектора скорости. Непосредственное восприятие этой ориентации затруднительно, хотя летчик имеет возможность, например, контролировать наличие угла скольжения. Более естественным является восприятие пространственного положения вертолета. Поэтому летчик постоянно контролирует и устанавливает пространственное положение вертолета, осуществляя тем самым (косвенным путем) ориентацию вертолета относительно вектора скорости, обеспечивающую получение необходимых для движения

аэродинамических сил. Потребный для этого поворот вертолета в пространстве (вокруг центра масс) достигается при создании летчиком неуравновешенного момента от аэродинамической силы соответствующего органа управления. Вращение вертолета происходит по направлению действия этого момента (моментов). Вращательное движение в начале вращения описывается уравнением

$$\vec{M}_\Sigma = I_\omega \dot{\vec{\omega}}, \quad (3.2)$$

где M_Σ — суммарный неуравновешенный момент относительно центра масс от всех аэродинамических сил, действующих на вертолет ($M_\Sigma = \sum M_{F_i}$);

I_ω — момент инерции вертолета относительно оси поворота;

$\dot{\vec{\omega}}$ — угловое ускорение вертолета при вращении вокруг центра масс ($\dot{\vec{\omega}} = \frac{d\vec{\omega}}{dt}$).

Угловое ускорение направлено по направлению действия неуравновешенного момента аэродинамических сил, пропорционально его величине и обратно пропорционально моменту инерции вертолета относительно оси вращения.

Итак, пилотируя вертолет, летчик стремится выполнить заданный маневр, т. е. выдерживает траекторию движения центра масс, для чего постоянно следит за пространственным положением вертолета и управляет его изменением, т. е. вращением вертолета вокруг центра масс. При этом летчик визуально и с помощью приборов контролирует величины, характеризующие движение центра масс вертолета и его пространственную ориентацию—скорость полета, курс, углы крена, тангажа и т. д.

Используя известные системы координат, можно представить уравнения (3.1) и (3.2), выражающие законы движения вертолета, в виде взаимозависимостей тех величин, которые воспринимает и контролирует летчик, пилотирующий вертолет. При этом уравнение (3.1), описывающее движение центра масс вертолета под влиянием внешних сил, записывается в проекциях на оси скоростной или траекторной системы координат. Уравнение (3.2), описывающее движение вертолета вокруг центра масс под влиянием моментов этих сил, записывается в проекциях на оси связанной системы координат.

В общем случае произвольного движения вертолета развернутая запись уравнений (3.1) и (3.2) имеет довольно громоздкий вид. Для анализа вопросов устойчивости и управляемости вертолета в настоящей главе, а также всех основных режимов полета (гл. 4) достаточно рассмотреть случаи, когда траектория движения вертолета располагается в вертикальной плоскости. При

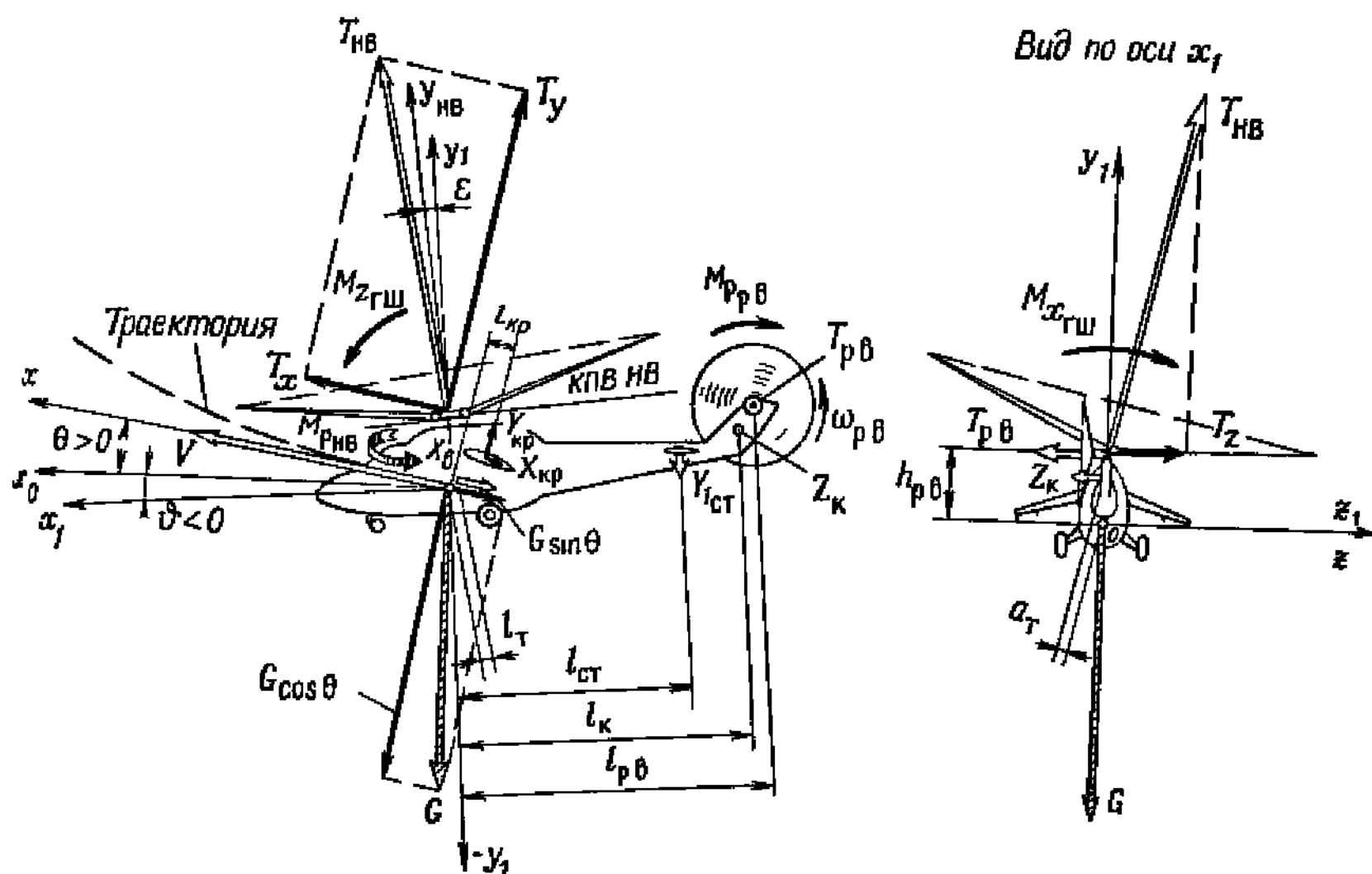


Рис. 3.2. Схема сил и моментов, действующих на вертолет в полете без крена и скольжения (проекции результирующей силы НВ на продольную и поперечную оси вертолета практически равны самой силе T_{HB} и показаны на обоих видах без дополнительных обозначений)

этом углы крена и скольжения обычно столь незначительны, что их величинами можно пренебречь и не учитывать при написании уравнений движения, за исключением случаев, когда это требуется для углубленного анализа техники пилотирования и боковой балансировки.

На рис. 3.2 показаны силы, действующие на вертолет одновинтовой схемы с крылом и килем, а также их проекции на скоростные оси координат при отсутствии (малости углов) крена и скольжения вертолета. Сила тяжести вертолета G дает составляющие по осям Ox и Oy , силы сопротивления X_B и $X_{кр}$ совпадают с отри-

цательным направлением оси Ox , сила тяги рулевого винта $T_{p.v}$ и боковая сила кия Z_k — с отрицательным направлением оси Oz , а результирующая (полная) аэродинамическая сила несущего винта $T_{нв}$ дает три проекции: движущую (пропульсивную) силу T_x , подъемную силу T_y и боковую силу T_z .

Силы, действующие вдоль оси Ox , если они не уравновешены, вызывают ускорение j_x , определяющее темп изменения скорости полета по величине, т. е. $j_x = dV/dt$. Силы, действующие вдоль осей Oy и Oz , вызывают соответствующие ускорения j_y и j_z , определяющие изменение скорости полета по направлению. В рассматриваемых условиях ускорение вдоль оси Oy определяет интенсивность поворота вектора скорости в вертикальной плоскости, т. е. характер изменения угла наклона траектории, и равно $j_y = Vd\theta/dt$, а ускорение j_z должно быть равно нулю.

В соответствии со схемой сил, показанной на рис. (3.2), уравнения движения вертолета (3.1) и (3.2) в проекциях на указанные оси координат имеют следующий вид:

$$\Sigma F_x = T_x - X_v - X_{кр} - G \sin \theta = m \frac{dV}{dt}; \quad (3.3)$$

$$\Sigma F_y = T_y + Y_{кр} - G \cos \theta = mV \frac{d\theta}{dt}; \quad (3.4)$$

$$\Sigma F_z = T_z - T_{p.v} - Z_k = mj_z = 0; \quad (3.5)$$

$$\Sigma M_{x_1} = T_{нв}a_T + M_{x_{ГШ}} - T_{p.v}h_{p.v} = J_{x_1} \frac{d\omega_x}{dt} = 0; \quad (3.6)$$

$$\Sigma M_{y_1} = M_{p_{нв}} - T_{p.v}l_{p.v} - Z_k l_k = J_{y_1} \frac{d\omega_y}{dt} = 0; \quad (3.7)$$

$$\begin{aligned} \Sigma M_{z_1} &= -T_{нв}l_T - M_{z_{ГШ}} + Y_{l_{ст}}l_{ст} + M_{p_{p.v}} - Y_{кр}l_{кр} = \\ &= J_{z_1} \frac{d\omega_z}{dt}. \end{aligned} \quad (3.8)$$

Первые три уравнения описывают движение центра масс вертолета, остальные — движение вертолета вокруг центра масс.

Движущая (пропульсивная) сила T_x в зависимости от перемещения летчиком ручки управления и, следовательно, направления силы $T_{нв}$ может быть направлена как по скорости полета, так и против. В зависимости от этого она входит в уравнение (3.3) со знаком «плюс» или «минус». Силы лобового сопротивления несущих час-

тей вертолета X_v и крыла $X_{кр}$ всегда направлены против вектора воздушной скорости и приложены: первая — условно в районе центра масс, вторая — в аэродинамическом фокусе крыла. Направление составляющих силы тяжести определяется с учетом знака угла наклона траектории.

Подъемные силы НВ — T_y и крыла — $Y_{кр}$ у вертолетов всегда направлены по положительному направлению оси Oy . В уравнения (3.3) и (3.4) не вошли подъемная сила и сила сопротивления стабилизатора ввиду их сравнительной малости.

Уравнение (3.5) справедливо для всех моторных режимов полета. На режиме самовращения НВ направления сил $T_{p.v.}$ и T_z изменяются на противоположные.

Для выдерживания траектории полета в вертикальной плоскости углы крена и рыскания должны быть неизменными, в частности равными нулю. Это обеспечивается при выполнении условий уравнений (3.6) и (3.7), т. е. при уравновешенности кренящих и путевых моментов.

В уравнениях моментов плечо результирующей аэродинамической силы $T_{нв}$ относительно центра масс в продольном направлении обозначено l_t , в поперечном — a_t . Направление момента, возникающего за счет разнеса ГШ («момента на втулке»), определяется условием, что этот момент всегда стремится совместить ось вала НВ с направлением силы $T_{нв}$. Реактивный момент рулевого винта у большинства отечественных вертолетов одновинтовой схемы направлен на кабрирование, т. е. положительный. При перемене направления вращения рулевого винта этот момент направлен на пикирование. Момент от подъемной силы стабилизатора можно считать равным моменту от его нормальной силы $Y_{1ст}$. Это удобно, поскольку плечо силы $Y_{1ст}$ остается практически неизменным, равным $l_{ст}$. Моментами от сил сопротивления крыла и стабилизатора ввиду их малости можно пренебречь.

Знак ускорения dV/dt определяется знаком суммы проекций сил на ось Ox — $\sum F_x$. Например, в соответствии с величинами сил, изображенных стрелками на рис. 3.2, $\sum F_x > 0$, так как $T_x > X_v + X_{кр} + G \sin \theta$, $\frac{dV}{dt} > 0$, и происходит разгон.

Направление изменения угла θ определяется соотношением сил, действующих вдоль оси Oy . На рис. 3.2 показано, что $\sum F_y > 0$, т. е. $T_y + Y_{кр} > G \cos \theta$. Это значит, что ускорение $V \frac{d\theta}{dt} > 0$ и угол наклона траектории увеличивается.

Следовательно, при действии сил, показанных на рис. 3.2, вертолет будет выполнять разгон с набором высоты по криволинейной траектории, показанной штриховой линией. При этом, если летчик удерживает вертолет от крена и скольжения, не вмешивается в продольное управление, темп изменения скорости полета и угла наклона траектории будет непрерывно изменяться в связи с изменением величин и соотношений сил, действующих вдоль координатных осей, как в связи с изменением угла θ , так и вследствие изменения угла тангажа.

Траекторию и зависимость характеристик движения вертолета от времени можно получить, решив системы уравнений (3.3) — (3.8). Найденная в результате решения указанных уравнений совокупность характеристик (параметров) полета, таких, как скорость, высота полета, крен, тангаж вертолета, темп их изменения и т. д., определяет режим полета вертолета. Различают неустановившиеся и установившиеся режимы полета.

Неустановившимся называется полет с переменной по величине или направлению скоростью (разгон или торможение в горизонтальном полете, криволинейные маневры, взлет, посадка вертолета и т. д.). Неустановившиеся режимы полета обычно являются переходными от одного установившегося режима к другому.

Установившимся называется полет вертолета с постоянной по величине и направлению скоростью, т. е. полет при отсутствии ускорения. Это значит, что все действующие на вертолет силы и их моменты взаимно уравновешены. При этом уравнения движения (3.1) и (3.2) принимают вид

$$\vec{R}_в + \vec{G} = 0 \text{ и } \vec{M}_з = 0$$

или

$$\sum \vec{F}_i = 0 \text{ и } \sum \vec{M}_{F_i} = 0, \quad (3.9)$$

где $\vec{F}_i$ — вектор какой-либо аэродинамической силы, силы тяжести;

$\vec{M}_{F_i}$ — вектор момента i -й силы относительно центра масс.

Если выполняются условия выражения (3.9), то говорят, что вертолет находится в состоянии полного равновесия, или, короче, сбалансирован, поскольку при этом отсутствует неуравновешенная сила или момент, действующие на вертолет. В установившемся режиме движение вертолета прямолинейное с постоянной скоростью и неизменной ориентацией в пространстве. Это может быть, например, горизонтальный полет, висение, набор высоты или снижение по прямолинейной траектории с постоянной скоростью и т. д.

При равновесии вертолета правые части всех уравнений движения (3.3) — (3.8) становятся равными нулю и каждое из этих уравнений выражает условие постоянства соответствующего параметра полета:

$$\Sigma F_x = T_x - X_v - X_{кр} - G \sin \theta = 0; V = \text{const}; \quad (3.10)$$

$$\Sigma F_y = T_y + Y_{кр} - G \cos \theta = 0; \theta = \text{const}; \quad (3.11)$$

$$\Sigma F_z = T_z - T_{p.v} - Z_k = 0; \Psi = \text{const} \approx 0; \quad (3.12)$$

$$\Sigma M_{x_1} = T_{HВ} a_T + M_{x_{ГШ}} - T_{p.v} h_{p.v} - M_{x_{пл}} = 0; \\ \gamma = \text{const} \approx 0; \quad (3.13)$$

$$\Sigma M_{y_1} = M_{p_{HВ}} - T_{p.v} l_{p.v} - Z_k l_k = 0; \psi = \text{const} \approx 0; \quad (3.14)$$

$$\Sigma M_{z_1} = -T_{HВ} l_T + M_{z_{ГШ}} + Y_{1_{ст}} l_{ст} + M_{p_{p.v}} - Y_{кр} l_{кр} = 0; \\ v = \text{const}. \quad (3.15)$$

Выполнение условий уравнения (3.10) обеспечивает постоянство скорости по величине, уравнения (3.11) — постоянство угла наклона траектории, уравнения (3.12) — постоянство курсового угла. Для выполнения этих условий необходимо постоянство углов крена, рыскания и тангажа вертолета, что обеспечивается отсутствием неуравновешенных моментов относительно любой из координатных осей, о чем свидетельствуют уравнения (3.13) — (3.15). При этом в силу естественного завала ось конуса НВ обычно отклонена назад и момент $M_{z_{ГШ}} > 0$.

Для вертолетов без крыла и киля количество слагаемых в системе уравнений движения уменьшается из-за отсутствия аэродинамических сил крыла и киля ($Y_{кр}$, $X_{кр}$ и Z_k), а также их моментов.

Для перехода к какому-либо установившемуся режиму полета и его выполнения летчик должен сбалансировать вертолет.

Балансировкой вертолета называется процесс управления, в ходе которого летчик добивается полного равновесия, т. е. выполнения условий (3.9) или, что то же самое (3.10)—(3.15). Для этого, воздействуя на рычаги управления, летчик изменяет наклон силы $T_{\text{нв}}$, а также величины сил $T_{\text{нв}}$ и $T_{\text{р в}}$. Равновесие продольных (по оси Ox) и поперечных (вдоль оси Oy) сил, а также продольных (относительно поперечной оси Oz_1) моментов обеспечивается установкой величины φ_0 и продольным отклонением ручки управления в соответствии с режимом полета. Этими величинами определяются все характеристики продольного движения вертолета, т. е. движения в плоскости x_1Oy_1 . Равновесие боковых сил ($\sum F_z = 0$), а также поперечных (M_{x_1}) и путевых (M_{y_1}) моментов достигается установкой соответствующей величины силы $T_{\text{р в}}$ с помощью педалей и поперечного отклонения силы $T_{\text{нв}}$ с помощью ручки управления.

Соответствующие равновесию вертолета положения рычагов управления, а также значения углов, характеризующих пространственное положение вертолета и его ориентацию относительно вектора скорости, называются **б а л а н с и р о в о ч н ы м и**.

Однако движение вертолета в полете подвержено различного рода возмущениям вследствие турбулентности атмосферы и других случайных причин. Поэтому достигнутое равновесие сил и моментов долго сохраняться не может. Например, вследствие порывов ветра различной скорости и направления изменяются углы атаки несущего и рулевого винтов и воздушная скорость вертолета. Это ведет к изменению величин и направлений аэродинамических сил, появляется ускорение. В результате траектория уходит от заданной, движение становится неустановившимся. Для поддержания заданного режима полета летчик вынужден вмешиваться в управление. Поэтому «установившийся полет» — это, в сущности, условное понятие. Он всегда происходит с большими или меньшими колебаниями параметров полета относительно их заданного значения. Для сохранения какого-либо режима установившегося полета в течение определенного времени необходимо с удовлетворительной для практики точностью выдерживать равновесие действующих на вертолет сил и моментов.

Потребные для сохранения или восстановления режима полета отклонения органов управления зависят от целого ряда факторов. Точно предопределить их летчику практически невозможно, вследствие этого летчик иногда сам является возбудителем неустановившихся колебательных движений вертолета.

Необходимость вмешательства летчика в управление зависит от аэродинамических свойств вертолета по выдерживанию режима полета, т. е. от характеристик его устойчивости. Чем лучше вертолет «держит режим», тем реже и в меньшей степени приходится летчику вмешиваться в управление.

Эффективность же действий летчика по балансировке вертолета и выдерживанию режима или выполнению маневра зависит как от навыков летчика, так и от характеристик управляемости вертолета.

Основные понятия устойчивости и управляемости

Режим полета вертолета, задаваемый летчиком установкой рычагов управления в определенное балансирующее положение, может нарушаться самыми разнообразными внешними воздействиями (возмущениями). Каждое воздействие вызывает некоторое начальное отклонение какой-либо характеристики движения вертолета от ее значения при равновесии. Например, порыв ветра может привести непосредственно к изменению величины воздушной скорости, а также углов атаки и скольжения. Другие возмущения (изменение центровки, случайное движение ручки управления, пуск ракет и т. д.) приводят к этому косвенным путем — в результате изменения величин аэродинамических сил или только их моментов с последующим изменением углов крена, рыскания или тангажа и соответственно углов атаки и скольжения, т. е. в конечном счете величины и направления воздушной скорости вертолета. Следовательно, и траектория движения отклоняется от заданной.

Установившийся полет вертолета без воздействия возмущений для краткости часто называется **невозмущенным движением**.

Движение вертолета после воздействия возмущения (без вмешательства летчика в управление) называется **возмущенным**. Характеристики возмущенного движения являются характеристиками собственного движения вертолета.

Сам характер возмущенного движения вертолета может быть различным в зависимости от вида и направления возмущающего воздействия и режима полета. Возмущенное движение может быть колебательным и неколебательным (апериодическим). Отклонения характеристик движения от заданных с течением времени могут уменьшаться, при этом исходный режим полета восста-

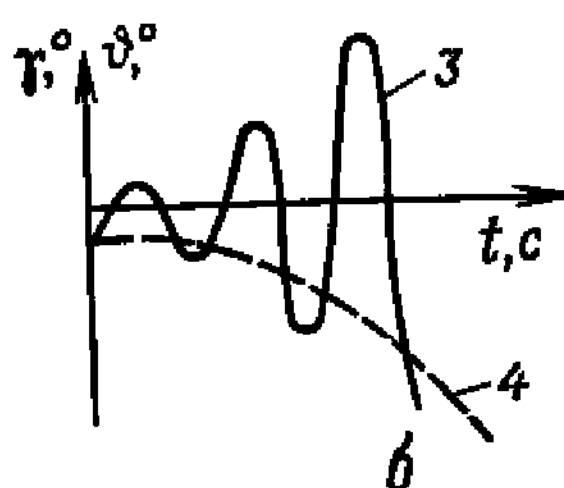
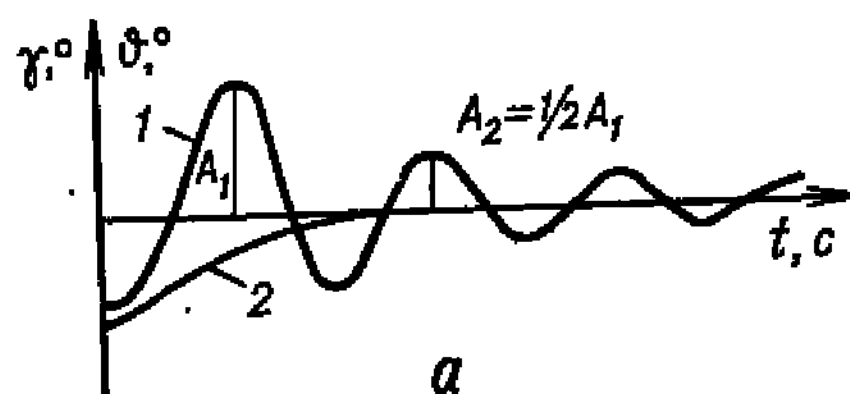


Рис. 3.3. Виды возмущенного движения:

a — устойчивое: 1 — затухающее колебательное; 2 — апериодическое; *б* — неустойчивое: 3 — колебательное; 4 — апериодическое

навливается. Это свидетельствует об устойчивости движения вертолета. Если отклонения скорости полета, углов крена, тангажа и т. д. от заданных значений с течением времени возрастают, вертолет не возвращается к исходному режиму и говорят, что его движение неустойчиво (рис. 3.3).

Под устойчивостью движения вертолета понимают способность его возвращаться без вмешательства летчика к исходному режиму установившегося полета после прекращения действия возмущающих причин.

Характер возмущенного движения вертолета зависит прежде всего от направления сил и моментов, появляющихся при нарушении равновесия. Для обеспечения

устойчивости движения необходимо, чтобы при отклонении от исходного режима вертолет обладал свойствами создавать восстанавливающие силы и моменты сил, препятствующие развитию возмущений и уходу от состояния равновесия, стремящиеся восстановить исходное положение. Положительным является, например, появление пикирующих моментов при увеличении угла атаки, тормозящей силы при увеличении скорости полета и т. д. При таких реакциях вертолета говорят, что он обладает статической устойчивостью по углу атаки, по скорости и т. д., т. е. начальной тенденцией к возвращению в положение равновесия в момент вывода его из этого положения. Введение понятия «статическая устойчивость» и изучение статических характеристик устойчивости позволяют анализировать изменение сил и моментов при изменении одного параметра, считая неизменными другие, выявить их направление и соотношение и на основании этого определить стремление вертолета в момент действия или после действия того или иного возмущения. Таким образом, статические характеристики устойчивости отвечают на вопрос, в каких условиях равновесия сил и моментов — устойчивого, нейтрального или неустойчивого — выполняется полет. Для пояснения этих положений на рис. 3.4 показано влияние условий равновесия шара (статических характеристик устойчивости) на его возмущенное движение от действия силы ΔF .

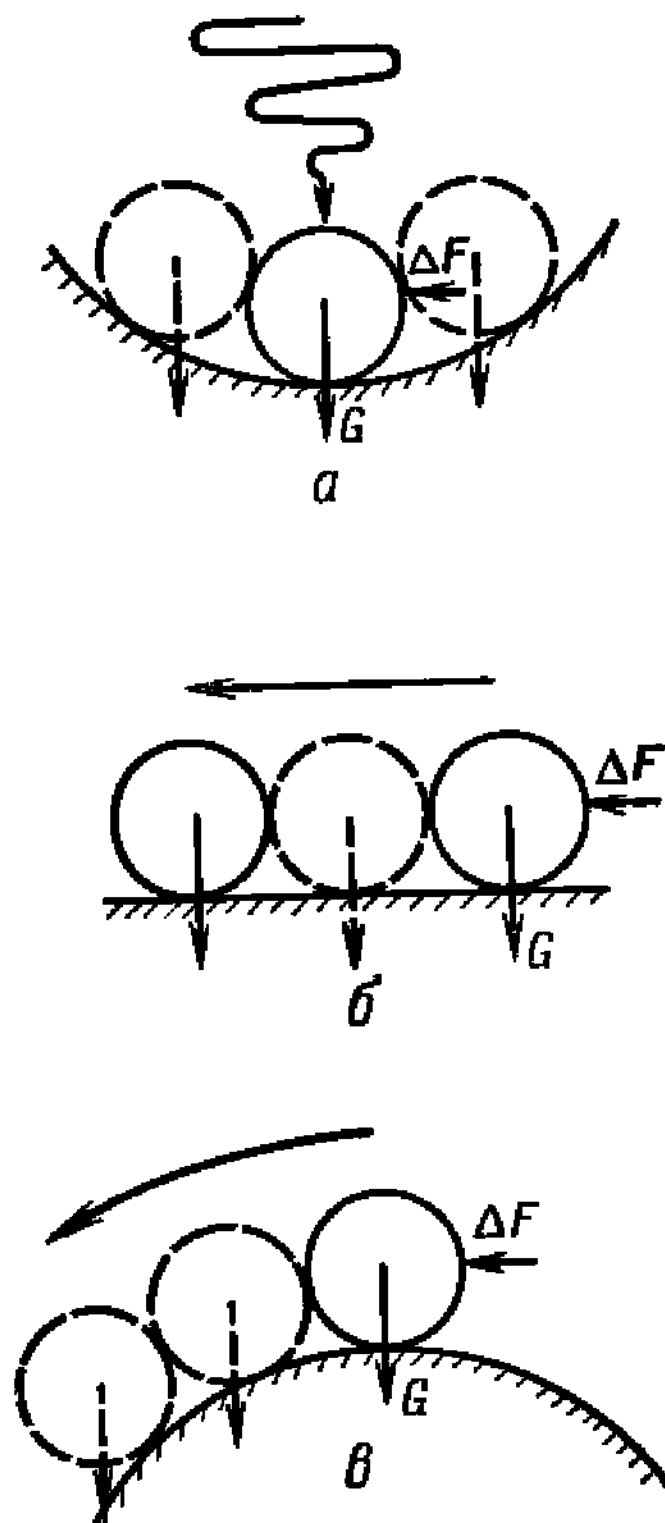


Рис. 3.4. Виды равновесия тела:
 a — устойчивое; b — нейтральное;
 $в$ — неустойчивое

Как видно, при устойчивом a равновесии возмущенное движение шара самостоятельно затухает. Поэтому

и на статически устойчивом вертолете, т. е. в условиях устойчивого равновесия сил и их моментов при отклонениях по скорости, углу атаки или скольжения, полет выполнять легче.

Наличие статической устойчивости является необходимым, но недостаточным условием для возвращения вертолета к исходному режиму, т. е. для обеспечения устойчивости движения («динамической устойчивости», как ее иногда называют с целью подчеркнуть, что она рассматривает изменение характеристик возмущенного движения вертолета по времени).

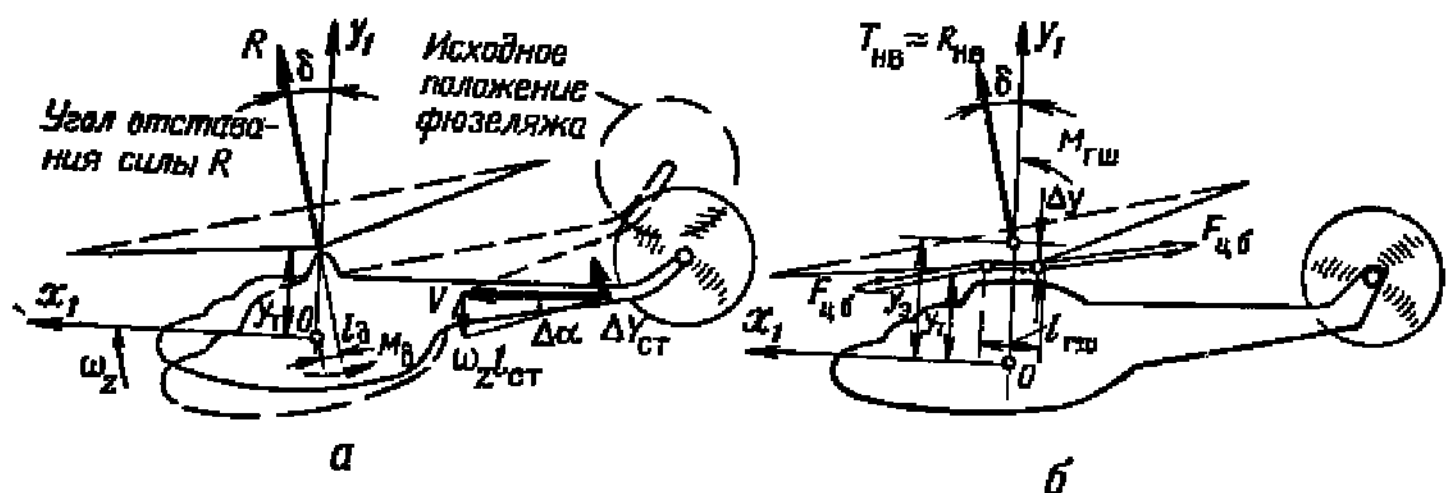


Рис. 3.5. Возникновение демпфирующих моментов стабилизатора и НВ вертолета:
а — НВ без разнеса ГШ, б — при наличии разнеса ГШ

Дальнейшее развитие возмущенного движения после первоначального отклонения зависит не только от статических характеристик устойчивости, но и от наличия демпфирования. Демпфирование заключается в появлении аэродинамических, так называемых «демпфирующих» сил и их моментов M_d , воспринимающих энергию возмущенного движения и рассеивающих ее в окружающую среду, гася тем самым это движение.

Например, при изменении угла тангажа, т. е. при вращении вертолета с угловой скоростью ω_z , на стабилизаторе возникает дополнительная подъемная сила $\Delta Y_{ст} = C_y^a \Delta \alpha S_{ст} \frac{\rho V^2}{2}$, создающая противодействующий вращению (демпфирующий) момент, пропорциональный величине ω_z (рис. 3.5):

$$M_d^{ст} = \Delta Y_{ст} l_{ст} = C_y^a \omega_z l_{ст}^2 S_{ст} \frac{\rho V}{2}, \text{ так как } \Delta \alpha \approx \frac{\omega_z l_{ст}}{V}.$$

Демпфирующими свойствами обладает и несущий винт. При изменении тангажа (или крена) вертолета ось

конуса и сила $T_{\text{НВ}}$ вследствие инерции лопастей и шарнирной их подвески несколько отстают от оси вала НВ (на угол $\delta = k\omega_z$), как показано на рис. 3.5. Отставание тем больше, чем больше угловая скорость тангажа или крена, чем тяжелее лопасти и чем меньше частота вращения НВ. При этом создается направленный против вращения демпфирующий момент силы $T_{\text{НВ}}$ $M_d^T = T_{\text{НВ}}l_d = T_{\text{НВ}}y_T\delta$. Величина M_d^T увеличивается при увеличении разброса ГШ. С учетом разброса ГШ значение демпфирующего момента НВ равно

$$M_d^T = (T_{\text{НВ}}y_T + F_{\text{ц.б}}l_{\text{ГШ}})k\omega_z. \quad (3.16)$$

Только при наличии статической устойчивости и достаточного демпфирования вертолет обладает устойчивостью движения (динамической устойчивостью). Но характеристики статической устойчивости, как и характеристики демпфирования, неодинаковы при различных направлениях возмущенного движения и на разных режимах полета. Например, вертолет может быть статически устойчив по скорости и неустойчив по углу атаки, может иметь хорошее демпфирование продольных колебаний и недостаточное демпфирование колебаний по крену и т. д. Поэтому и характеристики устойчивости вертолета различны на разных режимах полета. Часто, особенно при полете на больших скоростях, с малыми углами крена и скольжения, движение вертолета, вызванное возмущениями в продольной плоскости, происходит также в основном в этой плоскости, т. е. в плоскости симметрии x_1Oy_1 . Это движение называется **продольным** и заключается в изменении продольной (V_{x_1}) и нормальной (V_{y_1}) составляющих скорости полета и колебаниях вертолета по тангажу. Рассмотрение продольного возмущенного движения позволяет получить характеристики **продольной устойчивости** вертолета.

В других случаях можно выделить **боковое** движение, т. е. перемещение вдоль оси Oz и вращение по крену и рысканию (относительно осей Ox_1 и Oy_1). Рассматривая развитие бокового возмущенного движения, можно определить характеристики **боковой устойчивости**.

Разделение движения вертолета на продольное и боковое наиболее правомерно для симметричных в аэродинамическом отношении схем вертолетов — соосной и в меньшей степени — продольной и поперечной. У вертолетов одновинтовой схемы такое разделение движения

в большинстве случаев является весьма условным, так как на самом деле эти виды движения тесно связаны. Так, продольные колебания вызывают изменение величины и направления результирующих аэродинамических сил несущего и рулевого винтов, что приводит к изменению моментов крена и рыскания и возникновению колебаний относительно продольной и нормальной осей (рис. 3.6, а).

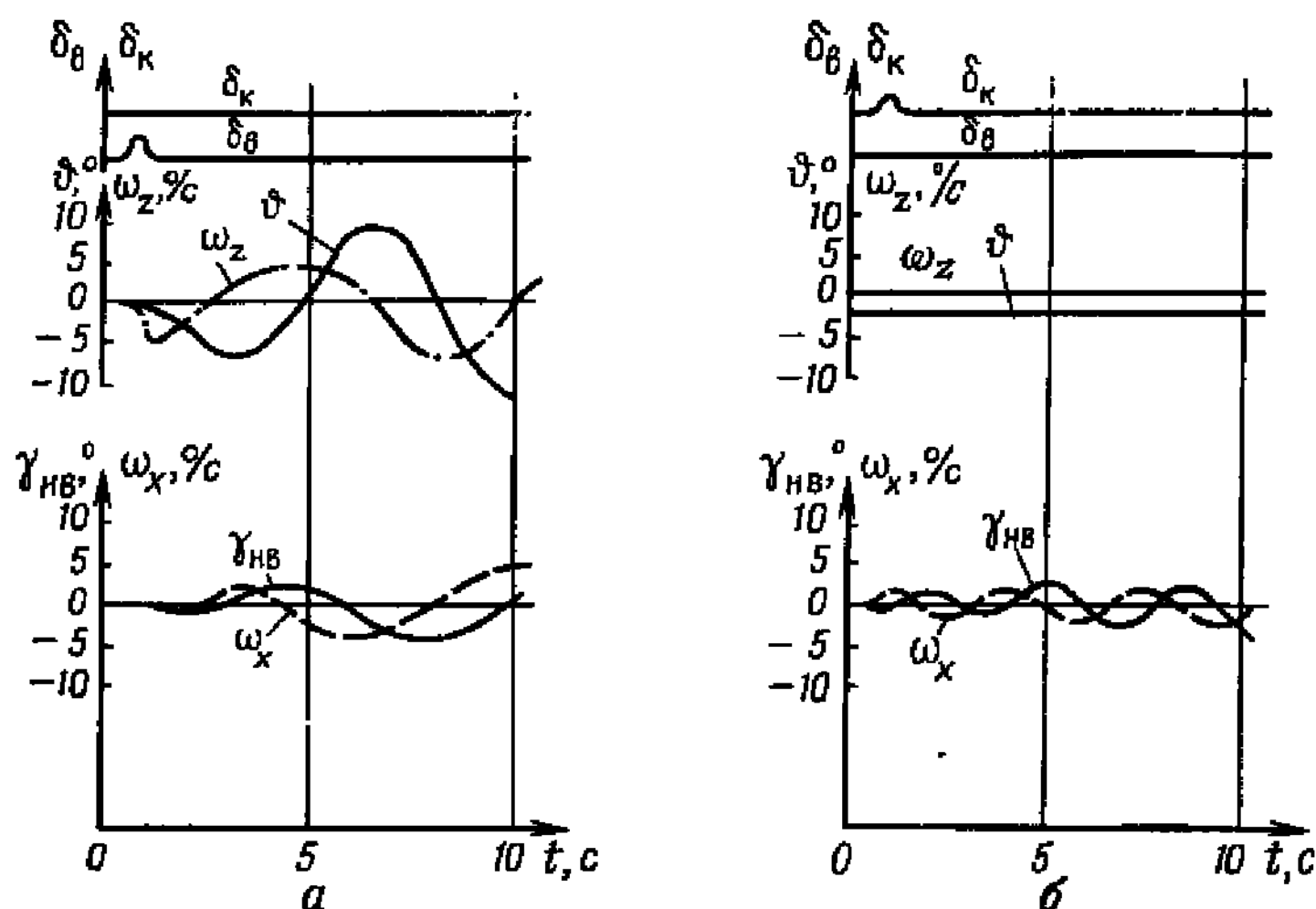


Рис. 3.6. Характеристики возмущенного (собственного) колебательного движения вертолетов на висении (а) и в горизонтальном полете (б)

Все же в некоторых случаях полета наблюдаются условия, когда в течение достаточного времени продольное движение не вызывает бокового, и наоборот (рис. 3.6, б). Поэтому раздельное рассмотрение продольного и бокового движений оправданно и методически выгодно, поскольку оно позволяет упростить анализ поведения вертолета и глубже изучить частные случаи движения, когда такая схематизация наиболее соответствует действительности.

Зная динамику развития возмущенного движения, можно определить характер техники пилотирования (способ перемещения рычагов управления) при выдерживании заданного режима полета или выполнении маневра. Если вертолет обладает устойчивостью движе-

ния, но возвращение к исходному режиму полета занимает длительное время, летчик может, не дожидаясь окончания этого процесса, отклонением рычагов управления быстрее восстановить исходный режим полета. Вмешательство летчика в управление тем более необходимо, если вертолет неустойчив, так как в процессе возмущенного движения он не способен возвратиться к исходному режиму. Неустойчивый вертолет, реагируя на внешние воздействия, легко выходит из состояния равновесия. На таком вертолете сам летчик может непреднамеренно нарушить равновесие малейшими неточными движениями рычагов управления. Выполнение полета на неустойчивом вертолете требует особой техники пилотирования и постоянного внимания летчика.

Таким образом, при любых характеристиках устойчивости вертолета выполнение полета возможно только при наличии соответствующей управляемости. Направление и темп дачи, величина хода и усилия на рычагах управления зависят не только от характеристик устойчивости, но и от того, как вертолет реагирует на перемещения рычагов управления, т. е. от характеристик его управляемости.

Управляемостью вертолета называется его способность реагировать на управляющие действия летчика (перемещения рычагов управления).

Управляемость вертолета определяется, с одной стороны, его динамическими свойствами в свободном движении, с другой стороны — возможностями создания управляющих сил и моментов.

Количественными характеристиками управляемости вертолетов являются: мощность, эффективность, чувствительность управления и запаздывание в управлении.

Мощность управления определяется величиной максимального управляющего момента $M_{упр. макс.}$ возникающего при отклонении рычага управления от нейтрального положения до упора. Этот момент должен обеспечить на всех режимах полета возможность парирования возмущений, действующих на вертолет. Но в полете максимальный располагаемый управляющий момент будет различным на разных режимах в зависимости от балансирующего положения соответствующего рычага управления. Поэтому мощность управления выполняется такой, чтобы на предельных режимах полета при предельно допустимых центровках

ее остаток (при минимальных запасах хода рычагов управления $\sim 20\%$) все же обеспечивал необходимую управляемость при парировании возмущений.

Э ф ф е к т и в н о с т ь у п р а в л е н и я $M_{упр}^{\delta}$ определяется величиной приращения управляющего момента, действующего на вертолет при отклонении рычага управления на единицу хода (миллиметр или градус):

$$M_{упр}^{\delta} = \frac{\partial M_{упр}}{\partial \delta}.$$

Различают эффективность продольного, поперечного и путевого управления. Чем больше величина управляющего момента при единичном отклонении рычага управления, тем выше эффективность данного вида управления. Поэтому эффективность продольного и поперечного управления тем выше, чем больше сила тяги НВ, вертикальная центровка вертолета, а также разнос ГШ. Эффективность путевого управления тем выше, чем больше тяга РВ и расстояние от его оси до центра масс вертолета. Если сравнивать эффективность управления различных одновинтовых вертолетов, то по ее возрастанию их можно расположить в такой последовательности: Ми-1, Ми-2, Ми-4, Ми-8 и Ми-6 (Ми-10).

Зная эффективность управления, можно на различных режимах полета определить величину изменения управляющего момента при отклонении рычага управления на величину $\Delta\delta$:

$$\Delta M_{упр} = M_{упр}^{\delta} \Delta\delta.$$

Однако величина эффективности управления еще не характеризует поведение вертолета при том или ином отклонении ручки управления или педалей. Ведь управляющему моменту противодействуют демпфирующие, инерционные и стабилизирующие моменты. Например, одно и то же единичное отклонение ручки управления (автомата перекоса) в поперечном и продольном направлениях создает практически одинаковые по величине управляющие моменты, т. е. эффективность продольного и поперечного управления одинакова. Однако из-за того, что инерционный и демпфирующий моменты в продольной плоскости больше, чем в поперечной, вертолет будет изменять угол тангажа медленнее, чем угол крена.

Реакция вертолета на управляющее воздействие характеризуется чувствительностью управления, которая является основным показателем управляемости вертолета.

Чувствительность управления определяется величиной установившейся угловой скорости вращения вертолета при отклонении рычага управления на единицу хода.

Отклоняя, например, ручку управления на единицу хода, летчик создает определенный управляющий момент, характеризующий эффективность управления, и вертолет начинает поворачиваться с некоторым угловым ускорением $\dot{\omega} = \vec{M}_{упр}^{\delta} / J_{\omega}$, см. формулу (3.2). Угловая скорость будет увеличиваться до тех пор, пока увеличивающийся вместе с ней демпфирующий момент M_d (от НВ и других частей вертолета) не достигнет величины управляющего момента. Далее угловая скорость вращения остается постоянной и характеризует чувствительность управления.

Чувствительность управления тем выше, чем больше эффективность управления и меньше демпфирующие свойства вертолета. Чувствительность — важная характеристика управления, так как с точки зрения физиологических особенностей летчика плохо, когда вертолет обладает чрезмерно высокой чувствительностью управления и когда она у него очень низкая. Низкая чувствительность управления делает вертолет малоповоротливым, летчику приходится отклонять на большую величину тот или иной рычаг управления, чтобы достичь желаемой угловой скорости поворота. При высокой чувствительности управления вертолет становится «строгим в пилотировании» — на небольшие, практически незаметные, движения ручки управления он будет реагировать с большой угловой скоростью, что может привести к раскачке машины.

Итак, чувствительность управления зависит от соотношения между эффективностью управления и показателем демпфирования $M_d^{\omega} = \frac{\partial M_d}{\partial \omega}$. Длительность же процесса установления угловой скорости, характеризующей чувствительность управления, зависит от эффективности управления и величины момента инерции вертолета относительно соответствующей оси. Для пояснения на рис. 3.7 приведены графики, показываю-

щие изменение угловой скорости крена ω_x и тангажа ω_z по времени для некоторых вертолетов. Как видно из рисунка, величины угловых ускорений и установившихся скоростей вращения этих вертолетов отличаются мало. Хотя масса и моменты инерции вертолета Ми-6 в десятки раз больше, чем у Ми-1, но у Ми-6 соответственно больше и эффективность управления.

Для сравнительной оценки управляемости различных вертолетов применяются не абсолютные, а от-

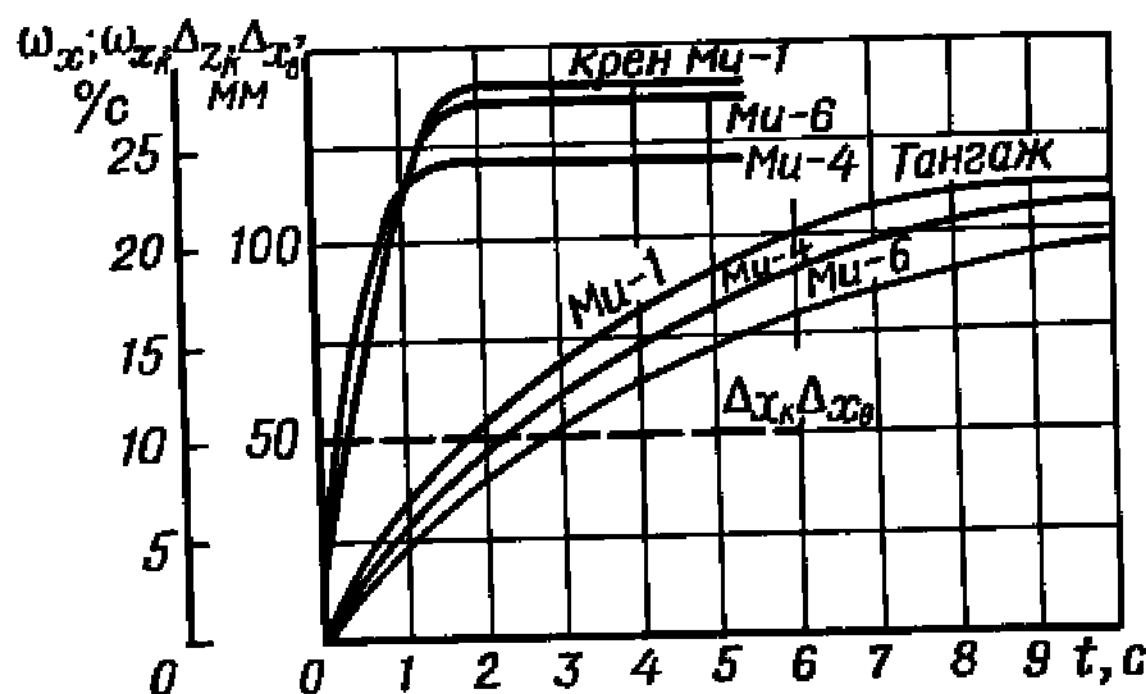


Рис 3.7. Нарастание угловой скорости вертолета по тангажу (ω_z) и крену (ω_x) при ступенчатом отклонении ручки управления на $\Delta x_k = \Delta x_v = 50$ мм

носительные (по отношению к моментам инерции) характеристики:

— относительная эффективность управления $\bar{M}^\delta = M_{уп}^\delta / J$;

— относительное демпфирование $\bar{M}^\omega = M_d^\omega / J$, где J — момент инерции вертолета относительно соответствующей оси.

Величина $\bar{M}^\delta$ выражает угловое ускорение, которое получает вертолет в начале движения при ступенчатой даче ручки управления на единицу хода. Относительное демпфирование $\bar{M}^\omega$ показывает величину скорости уменьшения этого ускорения.

Соотношение между эффективностью управления и демпфированием, характеризующее чувствительность управления, играет большую роль в оценке комплекса пилотажных характеристик вертолета.

Летные испытания и исследования на тренажерах показывают, что существуют оптимальные значения $\bar{M}^{\delta}$ и $\bar{M}^{\omega}$, при которых летчик качественно оценивает управляемость как хорошую. Имеется также диапазон значений этих величин и чувствительности управления, считающийся приемлемым для пилотирования.

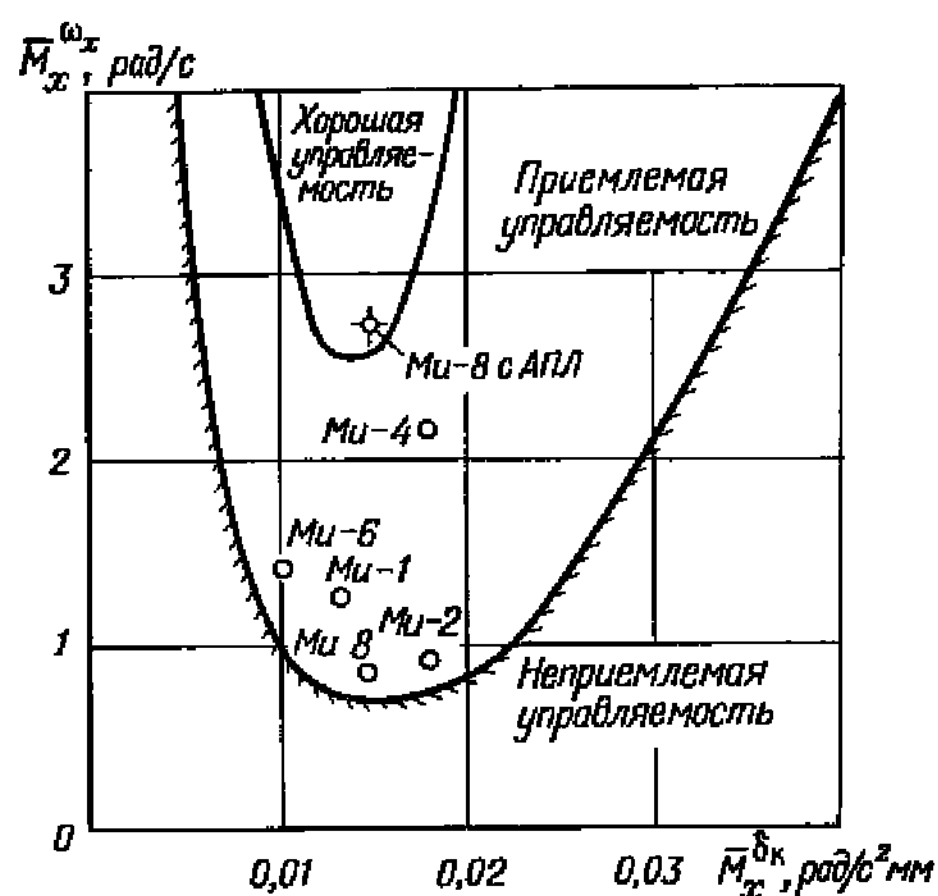


Рис. 3.8. Качественная оценка летчиком соотношения между относительными эффективностью управления и демпфированием для различных вертолетов

Для примера на рис. 3.8 показаны границы соотношений между относительными эффективностью управления и демпфированием, считающихся хорошими и приемлемыми. Здесь же нанесены соответствующие характеристики серийных вертолетов на режиме висения при выключенных автопилотах. Как видно, для получения хорошей управляемости необходимо повышать демпфирующие свойства вертолетов, что не удастся на вертолетах с обычным шарнирным НВ. Это может быть достигнуто искусственно, если применить системы автоматического управления и стабилизации, что видно на примере характеристик вертолета Ми-8 с включенным автопилотом (рис. 3.8), о чем подробнее см. § 3.5.

Запаздывание в управлении измеряется временем $\tau_{\text{зап}}$ от начала отклонения ручки управления до начала вращения вертолета. Запаздывание наблюдается в продольном и поперечном управлении

вертолетов и определяется в основном длительностью создания управляющих моментов от НВ. Особенно заметно запаздывание в управлении тяжелых вертолетов с большим диаметром НВ и малой частотой вращения НВ (например, у Ми-6).

Физически запаздывание объясняется принципом создания управляющих моментов по крену и тангажу — изменением направления большой результирующей силы НВ на небольшом плече (расстоянии от центра масс вертолета). Для изменения направления вектора результирующей силы $T_{НВ}$ необходимо изменить наклон плоскости вращения концов лопастей НВ. Потребное для этого изменение закона циклического шага и махового движения каждой лопасти само по себе требует определенного времени. Кроме того, в силу большой инерционности и упругости лопастей конус вращения НВ стремится сохранить свое первоначальное положение в пространстве. Время запаздывания управления у вертолетов примерно равно времени одного оборота несущего винта и составляет 0,3—0,4 с.

В процессе пилотирования летчик ощущает запаздывание управления в том, что вертолет с запаздыванием «ходит» за ручкой управления. Для улучшения управляемости (уменьшения времени переходного процесса) летчик использует упреждающие, но достаточно малые по величине перемещения ручки управления, отклоняет ее в нужную сторону на большую величину, чем требуется для балансировки на новом режиме, чтобы получить необходимую угловую скорость вращения. Затем, еще до момента наклона вертолета на необходимый угол, ручка управления перемещается в новое балансирующее положение. Такое перемещение ручки управления называется **д в о й н ы м**.

Изучение характеристик устойчивости и управляемости позволяет понять поведение вертолета в полете, причины этого движения и выявить особенности техники пилотирования как при выдерживании установившегося полета, так и при выполнении фигур пилотажа и маневров. Поэтому изучение свойств собственного движения вертолета и анализ характеристик его устойчивости и управляемости является важной практической задачей для каждого летчика.

§ 3. 2. ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

При внешнем воздействии в продольном движении вертолета первоначально могут возникнуть (раздельно или одновременно) отклонения по углу атаки или величине скорости полета. У устойчивого вертолета эти отклонения после прекращения возмущений с течением времени исчезают, и вертолет восстанавливает исходный режим полета, т. е. скорость, угол атаки, перегрузку и т. д.

Как уже было сказано в § 3. 1, для анализа продольной устойчивости вертолета надо рассмотреть ее статические характеристики, определяющие начальную тенденцию вертолета к изменению угла атаки или скорости полета, а затем демпфирующие свойства, определяющие возможную степень гашения (рассеивания) энергии возмущенного движения.

Статические характеристики устойчивости по углу атаки

Под **статической** устойчивостью по углу атаки понимают начальную тенденцию вертолета при случайном изменении угла атаки вернуться под действием аэродинамических сил и их моментов к исходному его значению. Для этого необходимо, чтобы при увеличении угла атаки на величину $\Delta\alpha > 0$ (например, при попадании вертолета в восходящий поток на границе пашни) возникал дополнительный пикирующий момент, стремящийся уменьшить угол атаки, и наоборот. Следовательно, если при $\Delta\alpha > 0$ приращение результирующего продольного момента отрицательно $-M_z < 0$, т. е. отношение $\Delta M_z / \Delta\alpha < 0$ (в пределе — частная производная по углу атаки от результирующего продольного момента $\frac{\partial M_z}{\partial \alpha} = M_z^a < 0$), вертолет обладает статической устойчивостью по углу атаки. Положительная величина производной $M_z^a > 0$ свидетельствует о неустойчивости, а нулевое значение $M_z^a = 0$ — о нейтральности по углу атаки.

Результирующий продольный момент складывается из моментов аэродинамических сил НВ, фюзеляжа, стабилизатора и крыла:

$$M_z = M_{z_T} + M_{z_\Phi} + M_{z_{ст}} + M_{z_{кр}} \quad (3.17)$$

Чтобы решить вопрос о статической устойчивости по углу атаки вертолета в целом, необходимо оценить взаимное изменение продольных моментов, приводящих к изменению результирующего.

Н е с у щ и й в и н т способствует статической неустойчивости вертолета по углу атаки во всем диапазоне скоростей полета вперед. При увеличении угла атаки НВ результирующая сила $T_{НВ}$ отклоняется назад и дает прирост $\Delta M_{z_T} > 0$, направленный на даль-

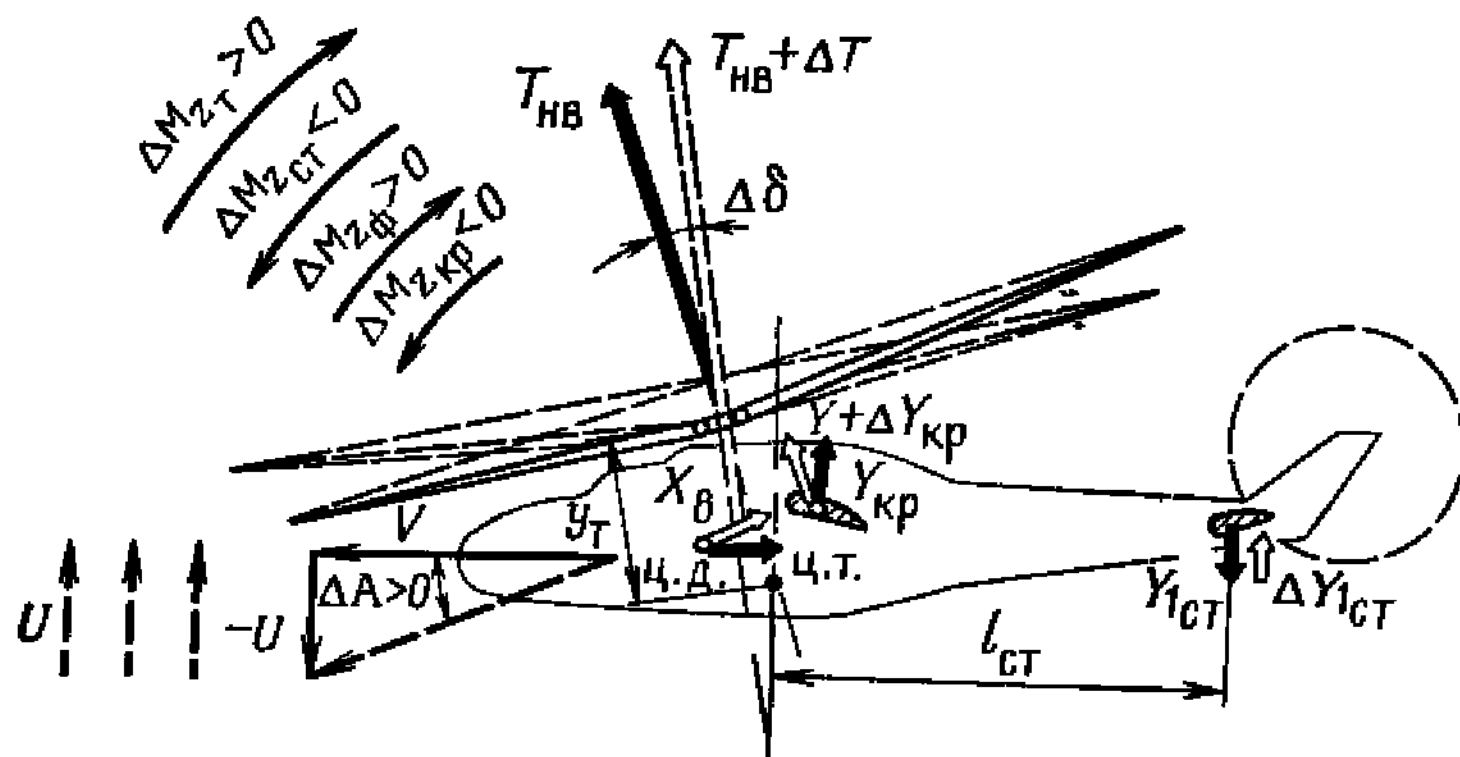


Рис. 3.9. Схема изменения продольного момента (момента тангажа) при увеличении угла атаки вертолета

нейшее увеличение угла атаки (рис. 3.9). Дестабилизирующий момент результирующей силы несущего винта пропорционален величине $T_{НВ}$, углу ее отклонения $\Delta \delta$ и вертикальной центровке y_T :

$$\Delta M_{z_T} = T_{НВ} y_T \Delta \delta.$$

Ф ю з е л я ж вертолета (без стабилизатора) также способствует статической неустойчивости по углу атаки во всем диапазоне скоростей полета. Центр давления (ц. д.) фюзеляжа вертолета обычно располагается впереди центра масс (ц. м.). Поэтому при увеличении угла атаки будет появляться дополнительный положительный момент, способствующий дальнейшему увеличению угла атаки (рис. 3.9). Зависимость коэффициента продольного момента фюзеляжа (без стабилизатора) от угла атаки показана на рис. 3.10. Если по данному графику проследить, как изменяется отношение прироста коэффициента продольного момента к соответ-

ствующему изменению угла атаки, можно легко определить, что всегда $\Delta M_{z\phi}/\Delta\alpha_{\phi} > 0$, т. е. положительно.

С т а б и л и з а т о р способствует повышению статической устойчивости вертолета по углу атаки. При увеличении угла атаки вертолета возрастает и местный угол атаки стабилизатора, и наоборот. В результате соответствующего изменения подъемной силы стабилизатора $\Delta Y_{ст}$ создается дополнительный мо-

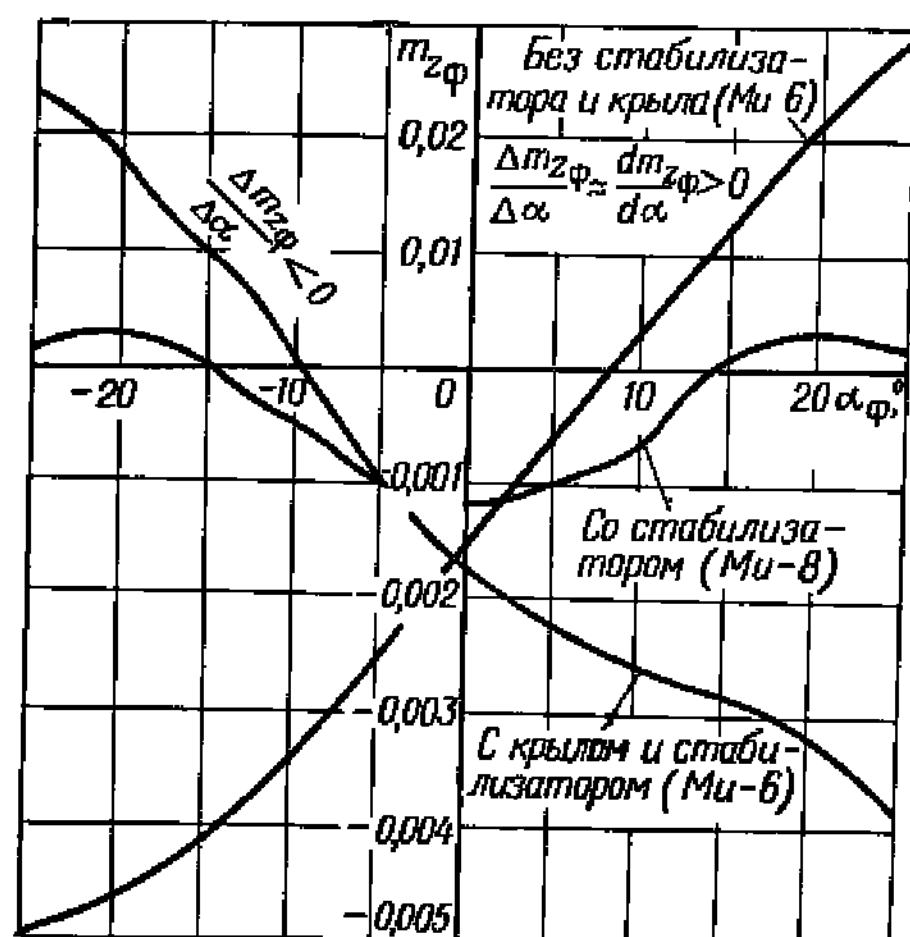


Рис. 3.10. Зависимость коэффициента продольного момента фюзеляжа от угла атаки

мент, направленный на восстановление исходного угла атаки, т. е. $\Delta M_{zст}/\Delta\alpha < 0$.

Крыло на тех вертолетах, где оно установлено позади центра масс, тоже (аналогично стабилизатору) способствует повышению статической устойчивости вертолета по углу атаки. Случайное увеличение угла атаки ведет к дополнительному увеличению подъемной силы крыла $\Delta Y_{кр}$ и создает относительно центра масс дополнительный пикирующий момент, т. е. $\frac{\Delta M_{zкр}}{\Delta\alpha} < 0$.

Влияние стабилизатора и крыла на статическую устойчивость по углу атаки фюзеляжа в целом видно из графика $m_z = f(\alpha)$ (рис. 3.10). На углах атаки от 0 до -20° , соответствующих широкому диапазону скоростей полета вперед, стабилизатор вертолета Ми-8 придает фюзеляжу статическую устойчивость по углу

атаки. Наличие крыла делает фюзеляж вертолета Ми-6 еще более устойчивым по α .

Итак, при случайном увеличении (уменьшении) угла атаки изменение моментов от НВ и фюзеляжа будет способствовать дальнейшему увеличению (уменьшению) угла атаки, создавая статическую неустойчивость, а изменение моментов от стабилизатора и крыла будет, наоборот, уменьшать (увеличивать) угол атаки, т. е. способствует восстановлению угла атаки. На тех ско-

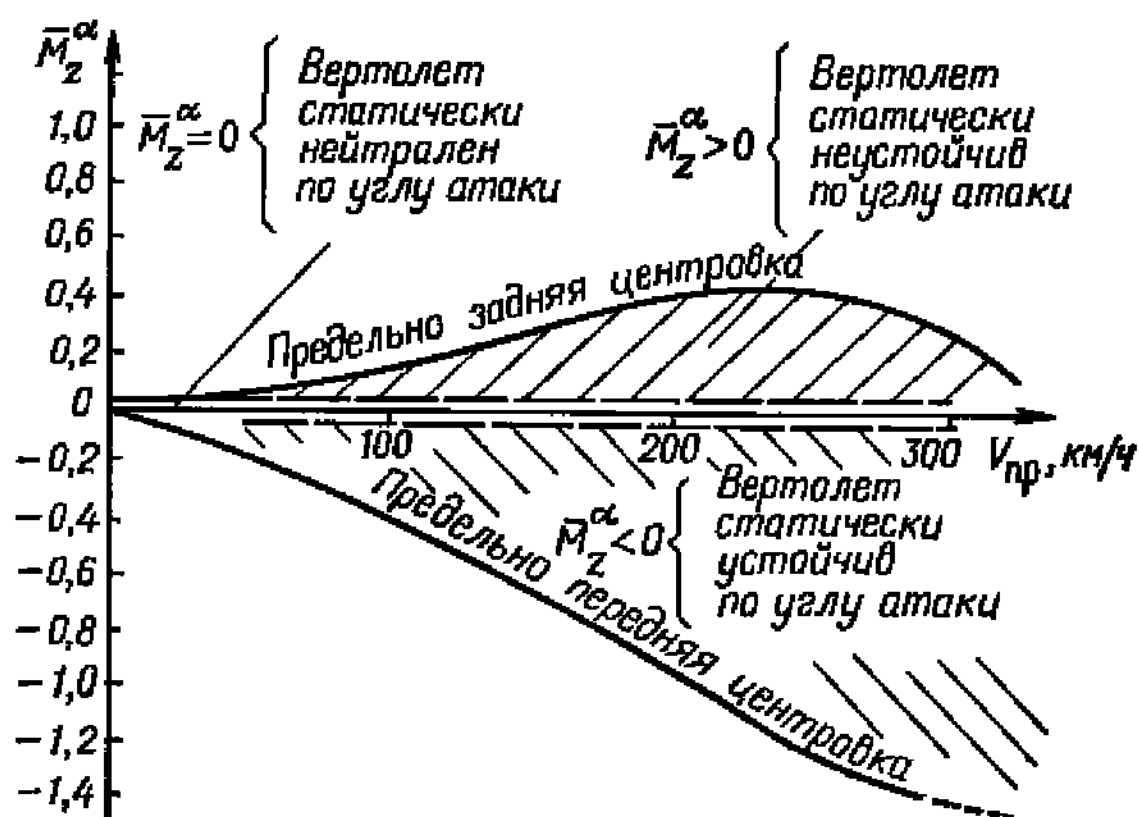


Рис. 3.11. Зависимость показателя статической устойчивости M_z^{α} по углу атаки от скорости полета и центровки вертолета

ростях, где моменты от крыла и стабилизатора будут изменяться на большую величину, чем моменты от НВ и фюзеляжа, вертолет становится статически устойчивым по углу атаки.

Однако благоприятное изменение продольных моментов от стабилизатора и крыла становится соизмеримым с неблагоприятным влиянием продольного момента от НВ лишь на больших скоростях полета, когда $Y_{ст}$ и $Y_{кр}$ достаточно велики. По этой причине все вертолеты первого и второго поколений имеют один и тот же недостаток — статическую неустойчивость по углу атаки на всех скоростях полета, за исключением близких к максимальным, где они оказываются практически нейтральными. И только на некоторых вертолетах третьего поколения за счет увеличения площади стабилизатора и других мероприятий удалось почти

на всех скоростях полета при передних центровках добиться статической устойчивости по углу атаки. Это видно из графика, приведенного на рис. 3.11 для маневренного вертолета с крылом.

Анализ изменения величины $\bar{M}_z^a$ по рис. 3.11 позволяет сделать следующие выводы:

— при передних центровках вертолет статически устойчив по углу атаки в диапазоне скоростей от 40 км/ч до максимальных, так как $\bar{M}_z^a < 0$;

— при средних и нейтральных центровках вертолет статически нейтрален по углу атаки во всем диапазоне скоростей, в том числе и на вертикальных режимах, так как $\bar{M}_z^a = 0$;

— при задних и предельно задних центровках вертолет статически неустойчив по углу атаки, так как $\bar{M}_z^a > 0$.

Анализ степени статической устойчивости вертолета при известных значениях центровки и скорости полета позволяет определить первоначальную тенденцию (реакцию) вертолета при случайном изменении угла атаки. Как известно, это ведет к изменению исходного угла тангажа и угла наклона траектории. При необходимости летчик (автопилот) вмешивается в управление, не допуская дальнейшего развития возмущенного движения. Для этого он должен сразу же создать управляющий момент $M_{z_{упр}}$, компенсирующий изменение продольного момента ΔM_z .

Летчик управляет вертолетом не по углу атаки, а по изменению угла тангажа, который он определяет и выдерживает, или по горизонту, или по приборам (указателю крена и тангажа). Появляющуюся тенденцию вертолета к кабрированию или пикированию летчик может парировать изменением продольного момента от силы $T_{нв}$ соответствующим отклонением ручки управления. При этом нужно иметь в виду, что импульсное отклонение ручки управления тоже воспринимается вертолетом как воздействие и может вызвать в свою очередь возмущенное движение, подобное возмущенному движению при внезапном изменении угла атаки.

Характер движения ручкой управления при выдерживании заданного режима, на переходных режимах и при маневрировании значительно отличается при различных степенях статической устойчивости верто-

лета по углу атаки, а тем более при статической неустойчивости.

Существует вполне определенная связь характера движения ручки управления (техники пилотирования при продольном управлении вертолетом) со степенью статической устойчивости вертолета по углу атаки, которая может быть различной на разных режимах полета. Рассмотрим основные особенности техники пилотирования при выдерживании заданного режима полета и маневрировании в зависимости от степени статической устойчивости вертолетов по углу атаки, характерные для одновинтовых вертолетов без автопилота или при отключенном автопилоте.

Особенности управляемости вертолета по углу атаки (тангажу)

Если вертолет обладает достаточной устойчивостью по углу атаки ($M_z^{\alpha} < 0$), то он стремится сам выдерживать заданный ему угол атаки и без вмешательства летчика парировать возмущения по углу атаки от порывов ветра и других причин. В результате летчик может уделять меньше внимания контролю режиму полета.

Характер перемещения ручки управления при переходе с режима на режим и при маневрировании, например для уменьшения угла тангажа, такой, как показан на рис. 3.12, а. Необходимо сначала плавно отдалить ручку управления от себя, а затем, как только вертолет изменит угол тангажа до требуемого значения, прекратить ее дальнейшее перемещение и установить в новое балансирующее положение, соответствующее данному режиму. Если перемещать ручку управления очень плавно, можно практически однозначным движением ручки управления, т. е. перемещением ручки управления в одном направлении, повернуть вертолет на требуемую величину угла тангажа (атаки). Про такой вертолет говорят, что он «ходит за ручкой» управления.

Если вертолет статически неустойчив по углу атаки, при балансировке и выдерживании установившегося полета необходимы двойные движения ручкой управления даже при небольших изменениях угла атаки, с тем чтобы предотвратить развитие возмущенного движения. Летчик вы-

нужден в этом случае непрерывно контролировать заданный режим полета, поскольку вертолет самостоятельно не стремится выдерживать исходный угол атаки и тангажа.

Характер перемещения ручки управления при маневрировании, например для уменьшения угла тангажа, показан на рис. 3.12, б. Необходимо сначала от-

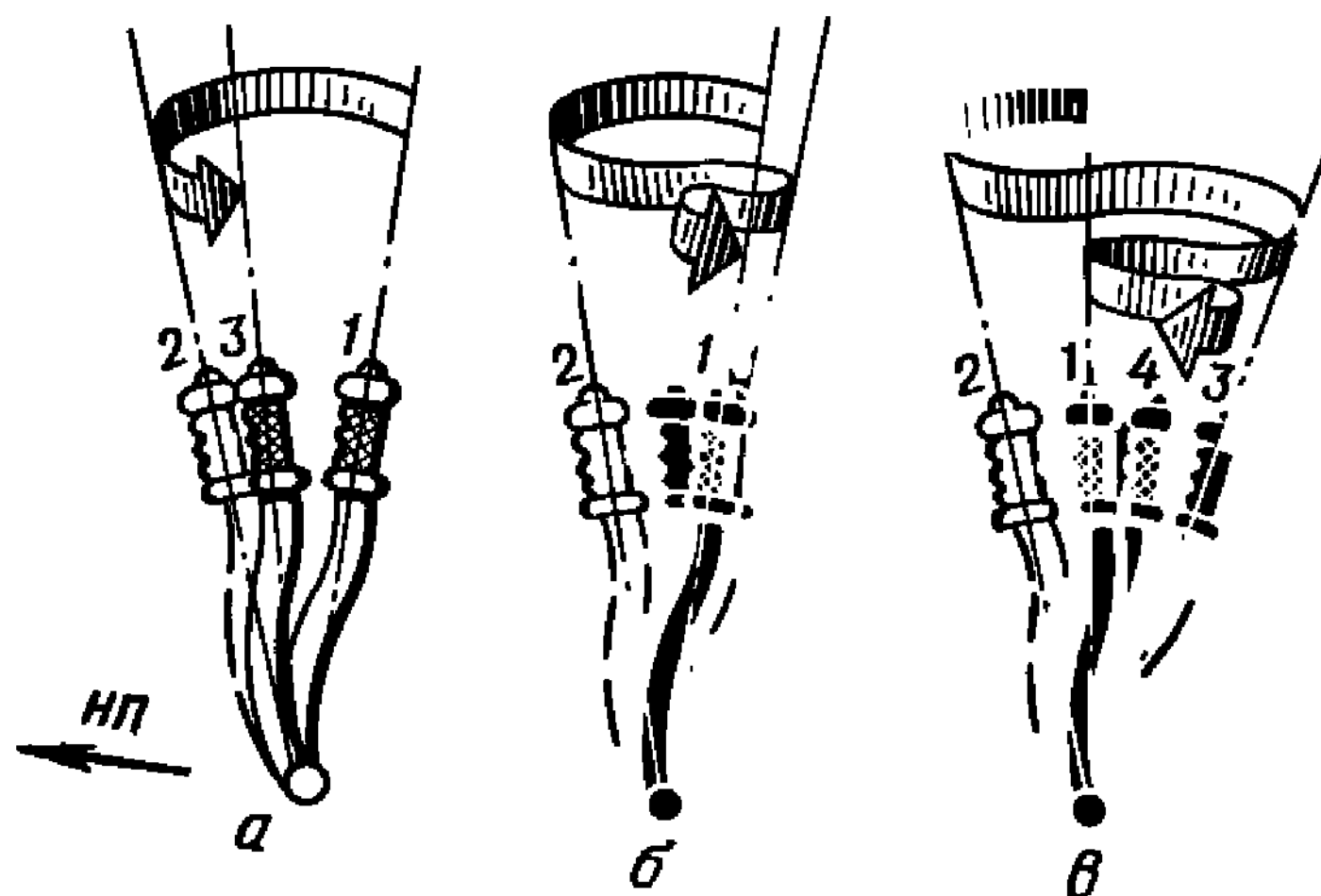


Рис. 3.12. Характер перемещения ручки (цифры показывают очередность ее перемещения) при управлении вертолетом по углу атаки (тангажу):

а — вертолет статически устойчив; б — нейтрален; в — неустойчив по углу атаки

дать ручку управления от себя, а затем, как только вертолет отклонится на требуемую величину по тангажу, переместить ее на себя в исходное положение. При этом движение должно быть довольно быстрым (почти импульсным) и небольшим по величине хода ручки. На таком вертолете летчик вынужден делать несколько повторных движений ручкой управления, чтобы обеспечить требуемое значение угла тангажа. Большие по ходу движения ручки управления ведут, как правило, к «проскакиванию» требуемого угла и к продолжному разбалтыванию вертолета. Такой характер двойных перемещений ручки управления присущ управлению всеми одновинтовыми вертолетами на висении и на малых скоростях полета (при отключенном автопилоте).

Если вертолет статически неустойчив по углу атаки, для выдерживания установившегося полета, т. е. при балансировке, летчик вынужден постоянно выполнять двойные движения ручкой управления, причем характер двойных движений на таком вертолете отличается от описанных выше. Ручка управления постоянно отклоняется летчиком от своего исходного балансировочного положения для парирования тех или иных возмущений. Например, при случайном уменьшении угла атаки или тангажа для восстановления его прежнего значения летчик вынужден сначала взять ручку управления на себя, а затем, не дожидаясь остановки вертолета, переместить ее от себя за исходное положение на большую величину. После того как вертолет прекратит вращение и начнет возвращаться к исходному положению, ручку управления необходимо установить в прежнее положение. Так как дозировать такие движения трудно, конечное положение вертолета, как правило, отличается от заданного и процесс управления неоднократно повторяется. Для точного выдерживания заданного режима полета по тангажу эти движения должны быть как бы упреждающими и короткими по ходу с учетом существующего на всех вертолетах времени запаздывания.

Характер перемещения ручки управления при маневрировании на таком вертолете показан на рис. 3. 12, в. Например, для уменьшения угла тангажа необходимо сначала отдать ручку управления от себя, а затем, не дожидаясь момента, когда вертолет отклонится на требуемое количество градусов, переместить ее на себя за исходное балансировочное положение на большую величину. Как только вертолет прекратит вращение (поворот), ручку управления следует вернуть за исходное положение, теперь уже в новое балансировочное положение, которое соответствует меньшему значению угла тангажа. Ввиду того что трудно рассчитать точную дачу ручки управления с учетом запаздывания и вертолет, кроме того, может легко «проскочить» потребное значение угла тангажа из-за статической неустойчивости по углу атаки, подобные движения ручкой управления летчик выполняет несколькими небольшими по ходу «ступеньками» («толчками»), т. е. от летчика требуется серия двойных движений, чтобы точно отклонить вертолет на требуемый угол тангажа, а затем еще и сохранить его.

Описанная довольно сложная техника пилотирования на статически неустойчивом по углу атаки вертолете при балансировке и маневрировании является специфической особенностью вертолетов первого поколения на большинстве режимов полета. Однако, как показывает практика эксплуатации вертолетов, выполнение полетов и при таких характеристиках устойчивости возможно. Благодаря достаточно высокой степени эффективности и чувствительности управления вертолета по тангажу летчики оценивают продольную управляемость этих вертолетов как приемлемую (без автопилотов или при отключенном автопилоте).

Радикальное решение проблемы улучшения управляемости на вертолетах стало возможным с разработкой и внедрением специальных автопилотов и систем автоматического управления, о чем подробнее говорится в § 3. 5.

Статические характеристики устойчивости по скорости полета

Под **с т а т и ч е с к о й** устойчивостью по скорости полета понимают начальное стремление вертолета под действием аэродинамических сил и их моментов вернуться к исходной скорости полета при случайном ее изменении.

Наличие силы сопротивления, естественно, способствует обеспечению устойчивости по скорости. С ростом скорости полета сила лобового сопротивления при прочих равных условиях увеличивается, что вызывает торможение, а с уменьшением скорости — уменьшается, что вызывает разгон под действием появляющегося избытка движущей (пропульсивной) силы.

Однако получается так, что при изменении скорости полета нет тенденции к изменению угла атаки и он остается неизменным. Для постоянства угла атаки не должно нарушаться равновесие продольных моментов. Но при изменении величины скорости (например, при встречном порыве ветра) изменяются и аэродинамические силы. Поэтому, как правило, равновесие моментов нарушается ($\Sigma M_z \neq 0$), что приводит к изменению угла тангажа и соответственно угла атаки. На вертолетах увеличение угла атаки вызывает увеличение X_v и уменьшение T_x , т. е. торможение, а уменьшение α , наоборот, способствует разгону.

Направление изменения угла атаки определяется знаком продольного момента, появляющегося при увеличении или уменьшении скорости полета. Поэтому критерием, определяющим степень статической устойчивости вертолета по скорости, считается отношение $\Delta M_z / \Delta V$ (в пределе — частная производная результирующего продольного момента по скорости $\partial M_z / \partial V = M_z^V$).

Если при увеличении скорости ($\Delta V > 0$) результирующий момент изменяется на пикирование ($\Delta M_z < 0$), т. е. появляется тенденция к уменьшению угла атаки, то в результате суммарное действие сил, направленных вдоль оси Ox , приведет к дальнейшему увеличению скорости, что свидетельствует о неустойчивости вертолета по скорости. При этом $M_z^V < 0$.

Для обеспечения статической устойчивости вертолета при увеличении скорости должен появляться кабрирующий момент, т. е. должно выполняться условие $M_z^V > 0$. Если $M_z^V = 0$, вертолет по скорости статически нейтрален.

Изменение результирующего продольного момента при изменении скорости полета зависит от изменения аэродинамических моментов НВ, фюзеляжа, стабилизатора и крыла (если оно установлено), см. формулу (3. 17).

Н е с у щ и й в и н т способствует устойчивости вертолета по скорости во всем диапазоне скоростей полета. При увеличении скорости результирующая сила $T_{НВ}$ отклоняется назад (угол естественного завала увеличивается), создавая положительный прирост момента, т. е. $\Delta M_{z_T}^V > 0$ (рис. 3. 13). Этот прирост направлен на уменьшение скорости. При уменьшении скорости угол естественного завала уменьшается, создавая изменение продольного момента на пикирование, что способствует восстановлению исходного значения скорости.

Ф ю з е л я ж не дает существенного изменения продольного момента при изменении скорости полета, но способствует статической устойчивости по скорости вследствие естественного изменения силы лобового сопротивления. Однако на больших скоростях полета, когда достаточно велики отрицательные углы тангажа вертолета, дестабилизирующий момент силы лобового сопротивления фюзеляжа при увеличении скорости

заметно возрастает и способствует неустойчивости вертолета по скорости.

Стабилизатор способствует устойчивости вертолета по скорости с учетом того, что на моторных режимах полета его подъемная сила направлена вниз, т. е. противоположно T_y . Поэтому при увеличении скорости полета растет кабрирующий момент от стабилизатора, а при уменьшении — снижается, т. е. $M_{z_{ст}}^V > 0$.

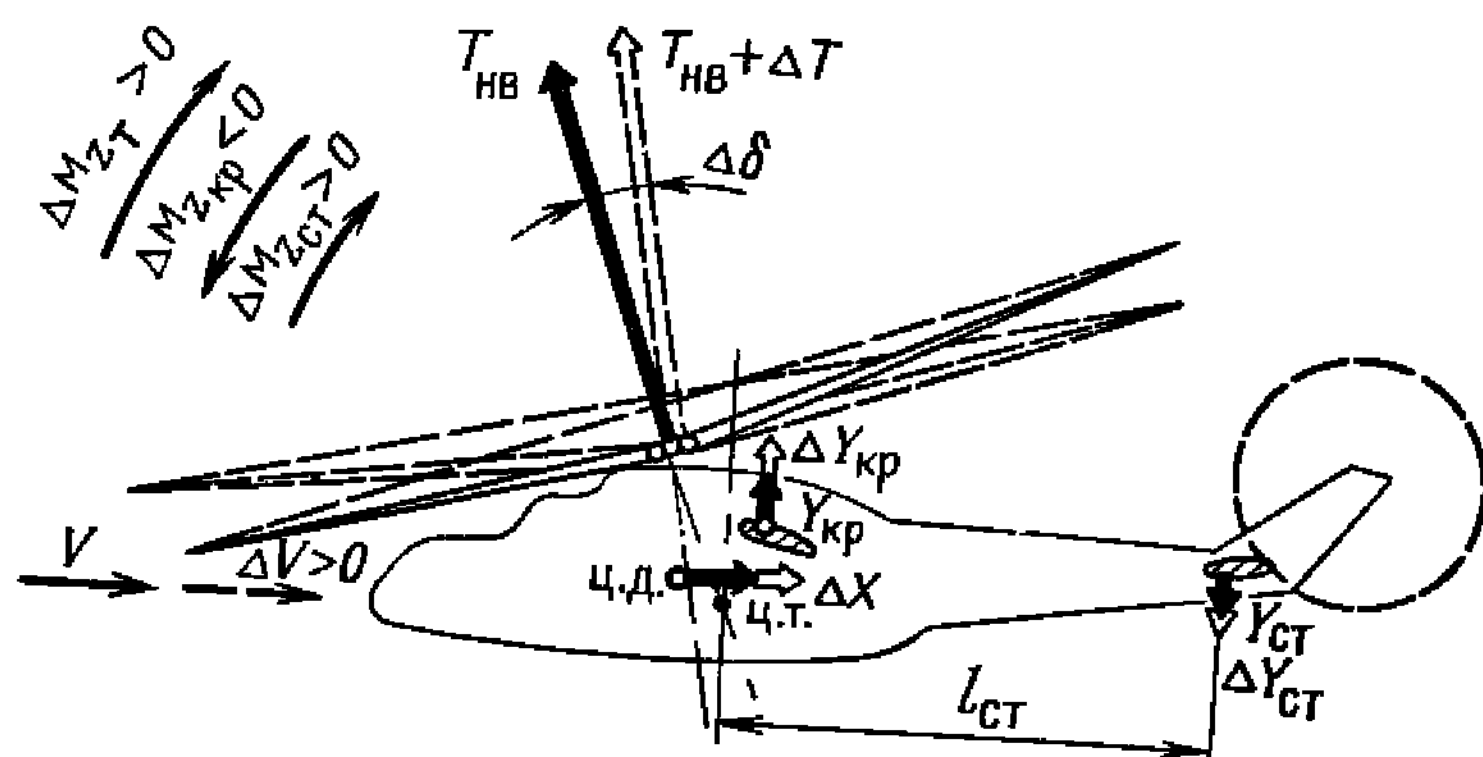


Рис. 3.13. Схема изменения продольного момента при увеличении скорости полета вертолета

Крыло, расположенное позади центра масс, понижает статическую устойчивость вертолета по скорости, поскольку при увеличении скорости увеличивается $Y_{кр}$ и ее пикирующий момент, т. е. $M_{z_{кр}}^V < 0$ (рис. 3.13).

В целом благодаря влиянию НВ и стабилизатора вертолеты статически устойчивы по скорости почти во всем диапазоне скоростей полета (рис. 3.14). Однако вследствие влияния крыла и некоторой статической неустойчивости фюзеляжа на максимальных скоростях полета степень статической устойчивости вертолета по скорости понижается, особенно при предельно задней центровке. При такой и близкой к ней центровке некоторые вертолеты на максимальных скоростях полета могут быть статически неустойчивы по скорости.

Динамика развития возмущенного движения вертолета после начального возмущения по скорости полета зависит также от тенденции изменения подъемной силы. У статически устойчивого по скорости вертолета $M_z^V > 0$

и при увеличении скорости подъемная сила увеличивается. Увеличение подъемной силы приводит к увеличению угла θ , т. е. к искривлению траектории вверх, что в дальнейшем способствует восстановлению исходной скорости. В этом еще раз видно проявление влияния статической характеристики устойчивости на динамические свойства вертолета.

Характеристики устойчивости по скорости, как и статические характеристики устойчивости по углу ата-

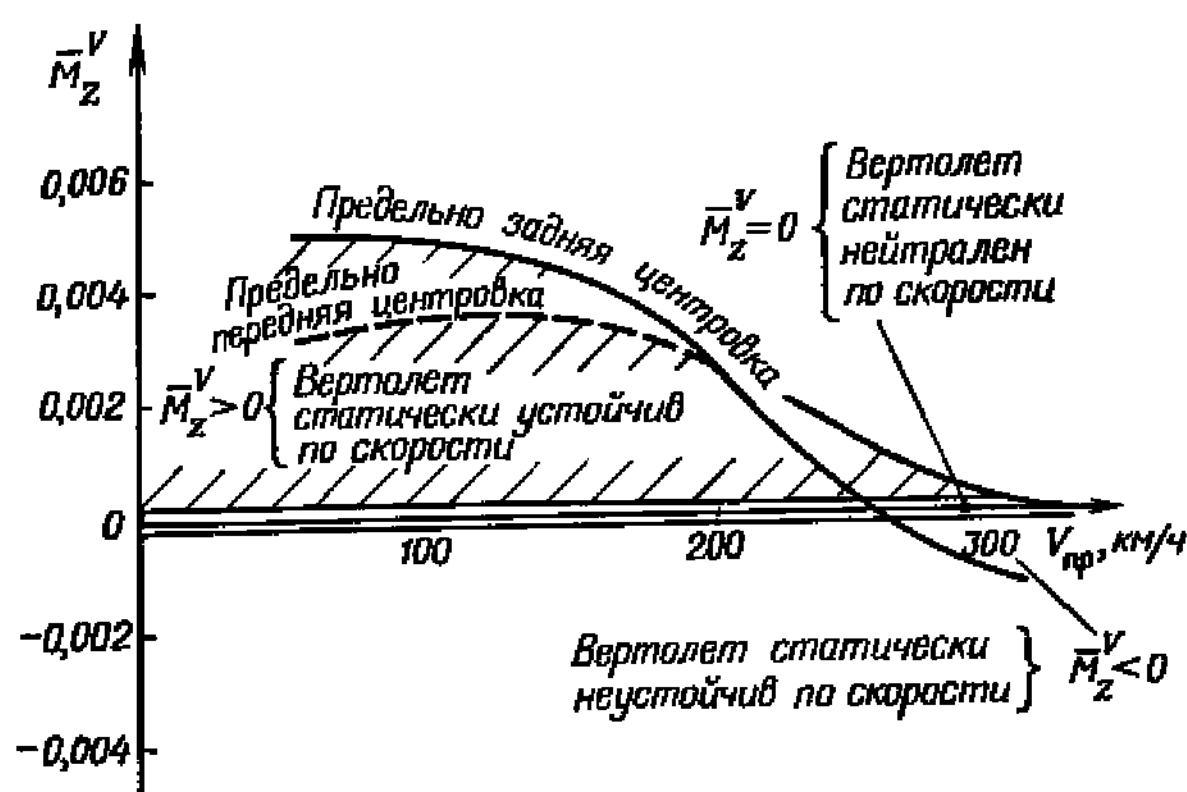


Рис. 3.14. Зависимость показателя статической устойчивости по скорости от скорости полета и центровки вертолета

ки, оказывают большое влияние на управляемость и пилотажные характеристики вертолета. Это влияние необходимо рассмотреть более подробно.

Особенности продольной управляемости по скорости полета

Изменение скорости вызывает изменение углов тангажа и наклона траектории. В соответствии с этим для парирования возмущения по скорости летчику необходимо в первую очередь компенсировать изменение продольного момента созданием направленного навстречу ему управляющего момента.

Если вертолет устойчив по скорости полета, для выдерживания заданного режима по скорости вмешательства со стороны летчика или автопилота практически не требуется. Для выполнения

горизонтального разгона на таком вертолете после увеличения общего шага НВ и в дальнейшем при постоянном его значении следует отклонить ручку управления вперед. По мере разгона летчик вынужден отклонять ручку управления все больше от себя для преодоления возрастающих кабрирующих моментов, с тем чтобы выдержать горизонтальность траектории. При этом давящие усилия на ручке управления, если их не триммировать, все более возрастают. Выполнение горизонтального торможения на статически устойчивом вертолете требует перемещения ручки управления на себя. По мере падения скорости летчик будет испытывать все более возрастающие тянущие усилия на ручке управления.

Перечисленные особенности действий рычагами управления при выдерживании режима и при маневрировании скоростью удобны для летчика и называются прямыми действиями.

Если вертолет статически неустойчив по скорости полета, на таком вертолете (или на таких режимах) усложняется выдерживание режима полета по скорости. При случайном изменении скорости вертолет будет сам стремиться изменить ее еще больше. Например, при случайном увеличении скорости (из-за встречного порыва ветра) у вертолета сразу же появляется пикирующий момент, угол тангажа уменьшится и вертолет перейдет на снижение с разгоном. С увеличением скорости растет потребное отклонение ручки управления на себя, которое необходимо для вывода вертолета из пикирования в горизонтальный полет. Наблюдается так называемое «затягивание» вертолета в пикирование. Поэтому при малых запасах продольного отклонения ручки управления на себя, если летчик допустит чрезмерное увеличение скорости, возможен невыход вертолета из снижения. Особенно нежелательно такое поведение вертолета при снижении на режиме самовращения НВ. В этом случае исключается увеличение общего шага НВ для вывода вертолета в горизонтальный полет, так как возможна потеря оборотов НВ. Отсюда очевиден вывод о необходимости большего запаса продольного управления на вертолетах, не обладающих статической устойчивостью по скорости полета, по сравнению с вертолетами статически устойчивыми.

При выполнении неустановившегося движения, например разгона, вначале ручка управления отдается от

себя, но, как только начнется разгон, ее необходимо все время перемещать на себя, чтобы избежать чрезмерного увеличения угла пикирования. При этом в процессе горизонтального разгона постепенно уменьшаются давящие и даже появляются тянущие усилия на ручке управления, если не снимать нагрузку триммерами.

При выполнении горизонтального торможения ручка управления сначала берется на себя, а затем все время отдается от себя по мере падения скорости. Тянущие усилия по мере падения скорости уменьшаются и могут появиться давящие, если также не триммировать ручку управления.

Такие действия ручкой управления непривычны для летчика и называются **о б р а т н ы м и** (т. е. при разгоне ручка управления вынужденно перемещается на себя, при торможении — от себя). Поэтому полет на таких скоростях и режимах очень затруднен для летчика. Он требует специальной тренировки и навыков, чтобы правильно отклонять ручку управления.

Устойчивость продольного движения вертолета

Рассмотрение статических характеристик устойчивости по углу атаки, скорости полета и демпфирующих свойств позволяет произвести краткий анализ характеристик устойчивости продольного движения вертолетов («динамической» устойчивости). Для этого надо рассмотреть развитие продольного возмущенного движения во времени.

Это движение вертолетов (без автопилота) обычно представляет колебательный процесс, в котором можно выделить два вида колебаний:

- короткопериодические с периодом колебаний 0,5 — 3 с;
- длиннопериодические с периодом колебаний 10—50 с.

Короткопериодические колебания связаны в основном с вращением вертолета вокруг центра масс под действием периодически изменяющихся моментов аэродинамических сил. Летчик замечает это движение по частому периодическому изменению угла тангажа.

Длиннопериодические колебания связаны с изменением траектории движения центра масс вследствие изменения величины и направления скорости полета под

действием периодически изменяющихся при колебаниях аэродинамических сил.

На висении наиболее просто рассмотреть условия развития возмущенного движения (рис. 3.15). Например, при случайном порыве попутного ветра ΔU нарушается равновесие сил и моментов в продольной плоскости. Конус НВ и, следовательно, сила $T_{НВ}$ отклоняются вперед, что вызывает приращение продольного момента на пикирование ($\Delta M_z < 0$), появление горизонтальной составляющей T_x и уменьшение T_y . Доволь-

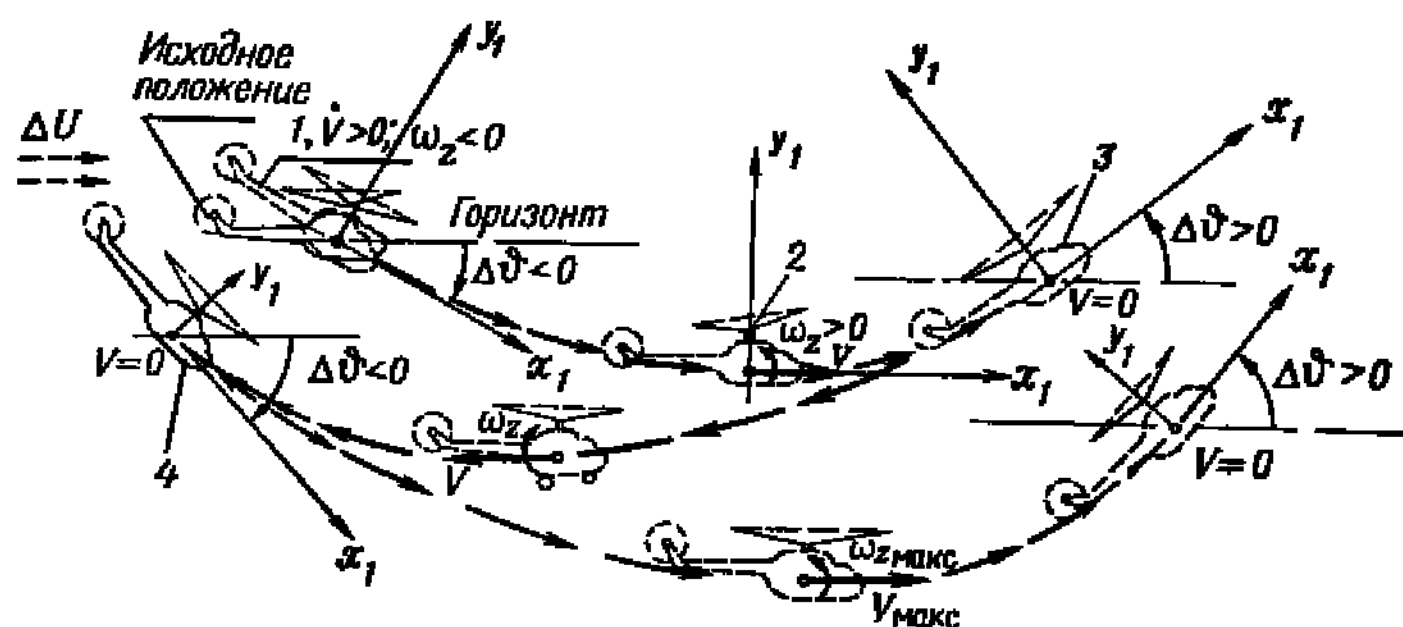


Рис. 3.15. Схема развития продольных колебаний вертолета на висении

но большое отклонение силы $T_{НВ}$, обеспечивающее вертолету хорошую статическую устойчивость по скорости, приводит к значительной величине ΔM_z , что при слабом демпфировании вызывает рост угловой скорости ω_z . Вертолет начинает опускать нос ($\omega_z < 0$), двигаться вперед под действием T_x и снижаться, так как T_y стала меньше силы тяжести (положение 1 на рис. 3.15).

При таком движении вследствие появления скорости полета вперед сила $T_{НВ}$ начинает отклоняться назад, дает приращение момента на кабрирование и появляется $\omega_z > 0$. Вернувшись к исходному положению по тангажу (положение 2), вертолет продолжает поднимать нос. После уменьшения скорости до нуля у него оказывается значительный угол кабрирования (положение 3), который вызывает теперь движение вертолета назад со снижением. Увеличенный угол тангажа приводит к тому, что при проходе нижней точки вертолет приобретает большую скорость, чем та (порыв ветра), которая вы-

вела его из равновесия. При выходе вертолета вновь в верхнюю точку (положение 4) угол пикирования оказывается больше по величине, чем угол кабрирования в положении 3, и далее картина повторяется. Движение вертолета становится колебательным с увеличивающейся амплитудой. Вертолет уходит от исходного положения равновесия, т. е. является неустойчивым на висении летательным аппаратом.

Однако период продольных колебаний вертолета на висении достаточно велик (12—16 с), а время удвоения амплитуды равно 3,5—4 с, поэтому летчик успевает отклонением рычагов управления погасить возникающее движение, не допуская его развития.

При полете вперед кроме рассмотренных факторов на устойчивость движения существенное влияние оказывают статические характеристики устойчивости по углу атаки. Выше показано, что на больших скоростях полета в основном благодаря росту эффективности стабилизатора вертолет по углу атаки становится устойчивым (или слабо неустойчивым при задних центровках). Кроме того, с увеличением скорости полета несколько повышаются демпфирующие свойства вертолета и понижается статическая устойчивость по скорости. В результате этого по мере увеличения скорости полета неустойчивость продольного движения вертолета уменьшается. Время удвоения амплитуды колебаний возрастает в несколько раз по сравнению с режимом висения, и продольное движение вертолета на больших скоростях полета обычно оказывается слабо неустойчивым.

Полное затухание возмущенного движения и самостоятельное возвращение к исходному режиму полета по всем характеристикам — явление пока практически недостижимое для вертолетов (без автопилота).

Однако степень устойчивости при возмущениях по различным параметрам, характеризующим режим полета, может быть различной, как это видно на примере характеристик статической устойчивости.

Наиболее важными показателями режима полета являются скорость и перегрузка. Поэтому для летчика очень важны характеристики устойчивости движения по скорости и перегрузке.

Вертолет считается устойчивым по скорости, если без вмешательства летчика сохраняет скорость исходного режима полета.

В тех условиях полета, в которых вертолет статически неустойчив по скорости, он не обладает и динамической устойчивостью. Однако наличие статической устойчивости по скорости дает основания ожидать, что вертолет в большинстве случаев может восстанавливать исходную скорость полета после прекращения возмущений, т. е. обладает устойчивостью движения по скорости. Так оно и получается на самом деле в тех случаях, когда имеется устойчивое равновесие сил, определяющих величину и направление скорости.

Более подробно эти вопросы освещены в гл. 4 при анализе условий пилотирования на первых и вторых режимах полета.

Вертолет считается устойчивым по перегрузке, если без вмешательства летчика сохраняет исходное ее значение (возвращается к нему).

Величина нормальной перегрузки изменяется как при изменении скорости, так и при изменении угла атаки. Если вертолет возвращается к исходному значению скорости, но при другом значении угла атаки, перегрузка и, следовательно, режим полета будут другие. Поэтому понятие «устойчивость по перегрузке» является более полной характеристикой продольного движения вертолета, чем понятие «устойчивость по скорости». Оно позволяет анализировать реакцию вертолета при внешнем воздействии, выражающемся в одновременном изменении и угла атаки, и скорости полета. Устойчивость вертолета по перегрузке имеет особое значение для маневренных вертолетов, способных выполнять сложный и даже высший пилотаж. Эта характеристика проявляется не только на установившихся режимах полета, но и при маневрировании. Для летчика очень важно, сохраняет ли вертолет установленную перегрузку или стремится ее изменить.

Неустойчивый по перегрузке вертолет при вводе в маневр с увеличением перегрузки движется в направлении еще большего ее увеличения, что создает явление «подхвата» и опасность превышения установленных ограничений.

В связи со статической неустойчивостью по углу атаки большинство вертолетов (Ми-2, Ми-8, Ми-12 и другие) являются в большей или меньшей степени неустойчивыми по перегрузке. Поэтому во избежание резкого проявления «подхвата» у таких вертолетов устанавливаются

жесткие ограничения по крену и темпу взятия ручки на больших скоростях полета.

Если вертолет устойчив по перегрузке, летчик пилотирует его на маневре почти однозначным (одного направления) перемещением ручки управления. Это хорошо воспринимается летчиком: надо увеличить перегрузку — взял ручку управления на себя, «дошла» перегрузка до заданного значения по указателю перегрузок — остановил ручку в этом положении, и перегрузка сохраняется заданной. Аналогичная картина наблюдается и при уменьшении перегрузки. Кроме того, контроль заданной перегрузки в этом случае осуществляется по усилиям на ручке управления. Это значительно разгружает внимание летчика при маневрировании.

При нейтральной устойчивости по перегрузке тоже довольно просто пилотировать вертолет, но требуется больше внимания для контроля величины заданной перегрузки. На таком вертолете при увеличении, например, перегрузки ручка управления перемещается на себя, но при «подходе» перегрузки к заданному значению ручку управления необходимо сразу же возвращать в исходное положение. Здесь труднее дозировать перегрузку по величине хода ручки и по усилиям на ней, так как одному и тому же балансировочному положению ручки может соответствовать различная перегрузка. Поэтому при маневрировании летчик вынужден выполнять серию двойных движений и постоянно контролировать величину перегрузки по указателю, чтобы не допустить ее превышения более допустимого по Инструкции экипажу. Если на вертолете не установлен указатель нормальных перегрузок, соблюдать допустимые эксплуатационные ограничения на таком вертолете довольно сложно. Обычно вводятся различные другие ограничения (по крену, по темпу взятия ручки управления на себя, по величине хода ручки и т. п.).

Техника пилотирования при маневрировании на вертолете, неустойчивом по нормальной перегрузке, еще более усложняется. В этом случае летчик должен для увеличения перегрузки взять ручку управления на себя, а затем при «подходе» перегрузки к заданному значению отдать ручку от себя за исходное положение, да еще и на большую величину, чем она бралась на себя. Если этого не сделать, вертолет будет увеличивать перегрузку сверх требуемой

величины. Пилотировать неустойчивый по перегрузке вертолет на предельных режимах очень сложно. Практически, несмотря на стремление летчика сохранить заданное значение перегрузки и предотвратить ее случайное превышение, всегда возможен выход за эксплуатационные ограничения.

§ 3.3. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Изменение угла скольжения вертолета приводит к одновременному изменению как моментов рыскания M_y , так и моментов крена M_x . Последнее обуславливает изменение крена. И наоборот, движение вертолета по крену вызывает движение рыскания. Взаимосвязь этих движений по мере увеличения скорости полета непрерывно возрастает. Поэтому эти два вида движения нельзя рассматривать отдельно, о них говорят как об одном — боковом движении вертолета («боковом» потому, что непременным условием такого движения является появление или изменение скольжения).

Характеристики устойчивости этого движения называются характеристиками боковой устойчивости вертолета. Их можно получить, рассмотрев возмущенное движение вертолета по крену и рысканию.

Вертолет обладает боковой устойчивостью, если без вмешательства летчика способен сохранять (восстанавливать) исходные углы крена и скольжения, т. е. равновесие боковых сил, моментов крена и рыскания.

Обычно возмущающее воздействие (боковой порыв ветра, движение ручки и т. п.) вначале вызывает отклонение какой-либо одной из характеристик бокового движения — угла скольжения или угла крена. Это отклонение затем приводит к развитию бокового возмущенного движения по всем его параметрам. При этом, как и в продольном движении, на устойчивость бокового движения большое влияние оказывает первоначальная реакция вертолета на возмущение, т. е. статические характеристики его боковой устойчивости.

Иными словами, важно определить, как изменяется результирующий (суммарный) момент рыскания при отклонении по углу скольжения и момент крена при отклонении по крену. Рассмотрим эти характеристики.

Статические характеристики устойчивости по углу скольжения (путевой устойчивости)

Под статической путевой (флюгерной) устойчивостью понимают начальную тенденцию вертолета восстановить исходный угол скольжения в момент случайного его изменения.

Физически для статически устойчивого в путевом отношении вертолета это означает, что при случайном появлении скольжения возникает дополнительный момент рыскания, разворачивающий вертолет на устранение этого скольжения, другими словами, изменение результирующего момента рыскания M_y должно способствовать устранению случайно возникшего скольжения.

Следовательно, по отношению приращения момента рыскания ΔM_y к изменению угла скольжения $\Delta \beta$ (в пределе — производная $\partial M_y / \partial \beta = M_y^\beta$) можно судить о статической устойчивости вертолета по углу скольжения.

Левое скольжение считается отрицательным (рис. 3.16), а результирующий путевой момент (момент рыскания), разворачивающий вертолет влево, — положительным. Поэтому для статически устойчивого в путевом отношении вертолета критерий статической устойчивости должен быть отрицательным — $M_y^\beta < 0$. При $M_y^\beta = 0$ вертолет нейтрален, а при $M_y^\beta > 0$ — неустойчив по углу скольжения.

Изменение результирующего момента рыскания зависит от того, как изменяются аэродинамические путевые моменты от фюзеляжа, киля (килевой балки) и рулевого винта.

На висении в штиль вертолет по углу рыскания (понятие «угол скольжения» здесь отсутствует) статически нейтрален, так как после случайного изменения угла рыскания (курса) путевые моменты от упомянутых частей вертолета не изменяются и вертолет остается в новом положении.

При порывах ветра слева тяга РВ уменьшается (гл. 1) и уменьшается ее путевой момент. Под действием реактивного момента НВ вертолет стремится развернуться на ветер, уменьшая возникший угол скольжения, т. е. является статически устойчивым по углу скольжения (в путевом отношении). Наличие киля, на котором создается боковая сила Z_k , повышает степень статической путевой устойчивости.

При порыве ветра малой скорости справа тяга РВ

может несколько возрасти. Вместе с действием боковой силы кия это обеспечивает некоторую степень статической путевой устойчивости.

Однако при больших скоростях ветра справа (как правило, превышающих допустимые ограничения) происходит падение тяги РВ вследствие развития срывной зоны на его лопастях, как описано в гл. 1. Вертолет становится неустойчивым в путевом отношении и разворачивается хвостом на ветер.

При полете вперед все вертолеты обладают статической путевой устойчивостью, так как этому способствуют рулевой винт и киль, у которых $M_{\beta}^{\beta} < 0$ (рис. 3.16).

Степень путевой статической устойчивости вертолета значительно изменяется в зависимости от скорости полета и угла атаки фюзеляжа. Для всех вертолетов, особенно при наличии кия, характерно, что путевая статическая устойчивость увеличивается с ростом скорости полета и отрицательного угла атаки фюзеляжа (рис. 3.10). При положительном угле атаки фюзеляжа происходит затенение кия и уменьшение его эффективности (гл. 1). В результате возможно резкое уменьшение путевой статической устойчивости, что является одной из причин появления боковых колебаний вертолета.

Статическая путевая неустойчивость вертолета крайне нежелательна, так как при случайном появлении скольжения вертолет будет стремиться еще больше увеличить его. При этом ухудшается путевая управляемость, усложняется техника пилотирования. Поэтому для современных вертолетов характерно увеличение

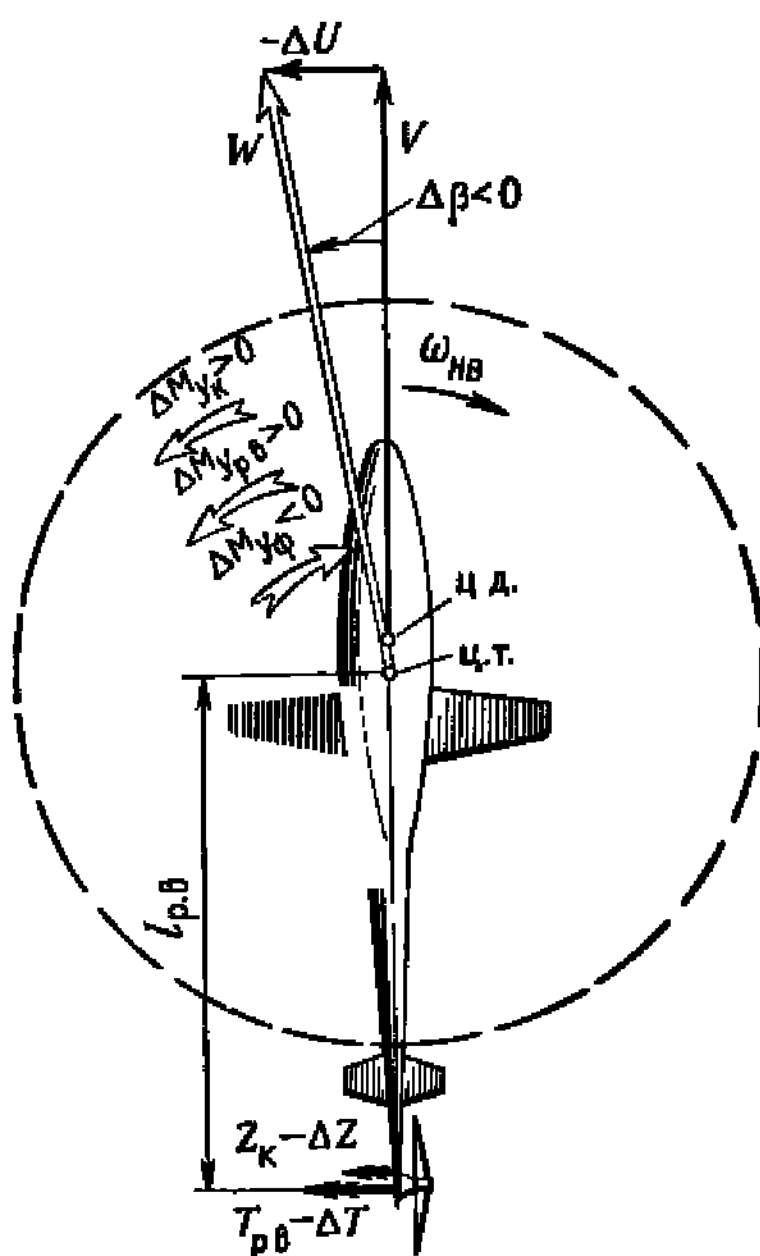


Рис. 3.16. Схема изменения путевого момента (момента рыскания) при появлении скольжения влево

должен появиться дополнительный момент, кренящий вертолет влево, т. е. устраняющий отклонение. Этому соответствует отрицательное значение производной M_x^B ($M_x^B < 0$).

Почти все элементы конструкции вертолета, особенно несущий винт и крыло, способствуют статической поперечной устойчивости вертолета (рис. 3.17). Поэтому для всех одновинтовых вертолетов характерна довольно высокая степень поперечной устойчивости. Она увеличивается при увеличении скорости полета и угла атаки вертолета.

Однако чрезмерно высокая статическая поперечная устойчивость вертолета может оказаться излишней при недостаточной путевой устойчивости. В этом случае отклонение по крену устраняется быстрее, чем развившееся скольжение, и вертолет при том же скольжении переходит в крен противоположного направления. При большом значении отношения $M_x^B/M_y^B = \kappa$ на некоторых режимах возможно возникновение высокочастотных поперечных колебаний вертолета, парировать которые летчик не в состоянии. Поэтому иногда сознательно понижают степень статической поперечной устойчивости, с тем чтобы величина κ находилась в пределах 0,1—1,0, что исключает нежелательные явления (например, делают отрицательное поперечное «V» крыла, см. гл. 1).

Устойчивость бокового движения

Поведение вертолета в процессе бокового возмущенного движения определяется в конечном счете величиной и соотношением степеней его статических поперечной и путевой устойчивости, инерционными характеристиками и демпфирующими свойствами.

На висении и малых скоростях полета (до 30—40 км/ч) боковое движение всех одновинтовых вертолетов колебательно неустойчиво, вследствие того что на этих режимах взаимосвязь движений крена и рыскания еще невелика, а движение по крену (аналогично движению по тангажу на висении) неустойчиво.

Но период колебаний по крену составляет 8—10 с, а время удвоения амплитуды также достаточно велико — 4—8 с. Это позволяет летчику своевременно вмешаться в управление и погасить случайно возникшие и развивающиеся колебания.

На больших скоростях полета, вплоть

до максимальных, все вертолеты, как правило, обладают устойчивостью бокового возмущенного колебательного движения. Это объясняется наличием статической устойчивости в путевом и поперечном отношении, а также увеличением демпфирования со стороны рулевого винта, киля и других элементов конструкции. Возникающие колебания по крену и углу рыскания с периодом 3—7 с носят затухающий характер.

Однако на тех режимах, на которых значение κ становится излишне высоким, вертолет резче реагирует по крену на возникшее скольжение и возможно появление колебательной неустойчивости в боковом движении. Это усложняет технику пилотирования летчика и работу автопилота, а также затрудняет выполнение таких задач, как прицеливание и ведение стрельбы, и некоторых других.

Особенности боковой управляемости вертолета

В путевом и поперечном отношении летчик пилотирует вертолет, ориентируясь по положению остекления кабины относительно земных ориентиров и линии горизонта, а также по указателю курсового угла и авиагоризонту. Эти приборы позволяют летчику определять углы рыскания и крена. При этом он контролирует наличие скольжения по указателю поворота и скольжения, или по авиагоризонту, или по указателю крена и тангажа. Эти приборы показывают наличие или отсутствие скольжения. Смещение шарика от центра влево соответствует левому скольжению, смещение вправо — правому. Но величину угла скольжения летчик может оценить весьма приближенно, и то только в визуальном полете.

На тех режимах, на которых вертолет обладает достаточной путевой и поперечной устойчивостью, от летчика практически не требуется вмешательства при выдерживании полета без скольжения (т. е. с незначительными углами скольжения или крена, характерными для установившегося полета).

В случае если скольжение значительное и сам вертолет гасит его медленно, летчик может устранить скольжение отклонением педали. Педаль дается в сторону возникшего скольжения (в сторону отклонения шарика). При правом скольжении дается вперед правая педаль — скольжение устраняется, шарик возвращается в центр, как говорят, «бежит» от педали. При появлении крена

вертолет также сам устраняет его. Летчик может помочь более быстрому восстановлению крена.

При маневрировании, если летчик работает рычагами управления некоординированно, при перемещении ручки в поперечном направлении появляется крен и развивается скольжение в сторону крена. На статически устойчивом в поперечном отношении вертолете скольжение вызывает кренящий момент, направленный в сторону, противоположную управляющему, и вертолет, реагируя на скольжение, стремится выйти из крена.

При таком некоординированном управлении о появлении скольжения сигнализирует шарик указателя поворота и скольжения. Он перемещается из центра в сторону отклонения ручки управления. Такая реакция на действия ручкой управления удобна для летчика: на вертолете, обладающем поперечной статической устойчивостью, шарик «ходит» за ручкой.

Если вертолет нейтрален в путевом отношении на данном режиме, при случайном возникновении скольжения момент рыскания, действующий на вертолет, не будет изменяться. Следовательно, вертолет не изменит угол рыскания (курс полета), а скольжение не будет устраняться путевым моментом. Именно такими в путевом отношении являются некоторые вертолеты, например Ми-2. Для этих вертолетов характерно безразличие к полету со скольжением почти во всем диапазоне скоростей. Полет со скольжением у них считается обычным, причем курс полета очень хорошо выдерживается практически одними педалями. Управление таким вертолетом при устранении скольжения представляет определенную сложность. Чтобы устранить случайно возникшее скольжение, необходимо отклонить вперед педаль, соответствующую положению шарика (т. е. шарик справа — вперед правую педаль), и, как только шарик возвратится к своему центральному положению, немедленно вернуть педали в исходное положение. Если этого не сделать, вертолет может «проскочить» необходимое положение, при этом создается скольжение влево и т. п. Вполне очевидно, что на таком вертолете, чтобы выполнять полет без скольжения, необходимы двойные движения педалями.

Если вертолет статически нейтрален в поперечном отношении, при появлении крена и связанного с ним скольжения он не будет исправлять крен и при выдерживании заданного режима летчику

необходимо вмешиваться в управление, чтобы устранить возникающее скольжение. Перемещения ручки управления в поперечном направлении двойные подобно вышеописанным для статически нейтрального вертолета по углу атаки. Поэтому, в частности, на висении и на вертикальных режимах, когда вертолет почти нейтрален по углу атаки и углу скольжения, действия ручкой управления в продольном и поперечном направлениях аналогичны.

На вертолете, обладающем достаточно высокой эффективностью, чувствительностью и запасами управления, такая техника пилотирования вполне приемлема, но требует определенной тренированности летного состава.

Если вертолет статически неустойчив в поперечном отношении, то при появлении крена он сам стремится накрениться в сторону крена, а развивающееся скольжение будет только способствовать этому. Техника пилотирования ручкой управления в поперечном отношении аналогична вышеизложенной для статически неустойчивого вертолета по углу атаки. Безусловно, такая техника пилотирования является сложной, требует постоянного внимания как при создании крена, так и при его выдерживании. Более того, для успешного выполнения полета в этом случае необходимо, чтобы вертолет обладал не только высокой степенью эффективности, чувствительности, но и значительно большими запасами поперечного управления, чем у статически устойчивого в поперечном отношении вертолета.

Характерным примером усложнения техники пилотирования в поперечном направлении может служить полет в условиях значительного срыва потока с лопастей в азимутах $260\text{--}300^\circ$ при превышении максимально допустимых скоростей. Как известно, образование срывной зоны приводит к уменьшению подъемной силы каждой лопасти (углы атаки закритические) в момент, когда она проходит сектор с этими азимутами. В этом случае ухудшается как поперечная статическая устойчивость, так и управляемость. При случайном накренении вправо увеличивается зона срыва потока с лопастей и, следовательно, кренящий вправо момент. Вместо обычного выравнивания по крену при развитии скольжения вертолет продолжает наклоняться вправо. Если летчик, стремясь привычным действием парировать развитие накренения, отклонит ручку влево, то увеличатся углы

установки в районе срывной зоны, что приведет к ее дополнительному увеличению, и вместо требуемого увеличения подъемной силы в этом секторе она падает, а вместе с этим увеличивается момент, накрennyй вертолет вправо. Дальнейшее перемещение ручки управления влево до упора лишь усугубляет положение, и вертолет может так и не выйти из правого крена, а войдет в спираль.

В данном случае небольшое перемещение ручки управления в первоначальный момент в сторону скольжения может вывести вертолет из правого крена и устранить развивающееся скольжение. Но это уже необычные действия летчика. Реакция вертолета на отклонение ручки управления по крену в этом случае носит характер обратный и называется о б р а т н о й р е а к ц и е й в е р т о л е т а п о к р е н у. Поэтому полеты на критических режимах, т. е. за пределами ограничений по срыву, на всех вертолетах запрещены.

Особенности боковой управляемости при полете со скольжением

При полете со скольжением увеличивается (по сравнению с полетом без скольжения) вредное сопротивление вертолета X_v , появляется боковая сила фюзеляжа Z_ϕ и изменяется боковая сила килея Z_k . Для НВ существенной разницы в режиме обтекания нет, но условия работы РВ значительно изменяются, так как изменяется его угол атаки, поэтому выполнение полета со скольжением при прочих равных условиях всегда требует дополнительных затрат мощности.

В летной практике чаще всего применяется кратковременное неустановившееся скольжение при маневрировании.

При создании установившегося скольжения в ту или иную сторону с сохранением скорости полета по прибору, равной исходной, необходимо дополнительно увеличить общий шаг НВ. При этом нарушается не только путевое и поперечное, но и продольное равновесие. Это особенно заметно на скоростях, близких к максимальной, и при углах скольжения более 10° .

Если на малых и средних скоростях полета аэродинамическим влиянием бокового движения на продольное для всех вертолетов можно пренебречь, то на максимальных скоростях для некоторых вертолетов это может

привести к ошибочным выводам. На максимальных скоростях при создании скольжения с углами более 10° происходит смещение зон срыва и обратного обтекания на НВ, что приводит к изменению продольного момента от НВ. Существенна в этом случае роль стабилизатора. Если стабилизатор находится в зоне влияния индуктивного потока НВ, то при таких углах скольжения это влияние изменяется. В результате при создании скольжения нарушается продольное равновесие. На некоторых типах вертолетов (Ми-2) появляется довольно значительный продольный момент, и летчик ощущает необходимость продольного отклонения ручки управления, с тем чтобы, например, сохранить горизонтальность траектории, если исходным был горизонтальный полет вертолета. На всех вертолетах, где стабилизатор вынесен за пределы индуктивного потока от НВ, заметного изменения продольного момента не происходит.

В зависимости от степени путевой и поперечной статической устойчивости изменяются техника выполнения ввода в скольжение и балансировка в процессе установившегося скольжения.

При выполнении установившегося полета со скольжением необходимо одновременное отклонение ручки управления и педалей.

Для статически устойчивого вертолета в поперечном и путевом отношении характерно, что чем больше угол скольжения, тем больше требуется отклонять ручку управления в сторону скольжения (например, при скольжении влево и ручку — влево). При попытке создать скольжение одними педалями появляется нисходящая спираль, так как в этом случае на развивающееся скольжение вертолет реагирует обратным креном. Перегрузка остается почти неизменной, вертолет разворачивается в сторону крена с потерей высоты. При попытке создать скольжение одной ручкой управления, т. е. накрениванием вертолета, вертолет также входит в нисходящую спираль, если не увеличивать нормальную перегрузку, так как на появляющееся скольжение вертолет будет реагировать рысканием (изменением курса) в сторону крена.

Создание координированного скольжения на вертолете, обладающем чрезмерно высокой статической поперечной устойчивостью и низкой путевой (например, если вертолет нейтрально устойчив), имеет свои особенности. В этом случае летчику приходится значительно откло-

нять ручку управления в сторону скольжения как при его создании, так и при выдерживании. При этом педаль в сторону крена дается только при создании скольжения, а затем она возвращается в исходное положение. На таком вертолете контроль выдерживания заданного угла скольжения по величине усилий на педалях затруднен. О выдерживании заданного угла скольжения можно судить только по величине крена и усилиям на ручке управления.

§ 3.4. ОСОБЕННОСТИ БАЛАНСИРОВКИ ВЕРТОЛЕТА

При пилотировании вертолета каждому установленному летчиком положению рычагов управления соответствуют вполне определенные аэродинамические силы и их моменты, от которых зависит движение вертолета. При маневрировании летчик обычно непрерывно перемещает рычаги управления, добиваясь необходимой величины и направления аэродинамических сил, чтобы обеспечить необходимое изменение движения вертолета. В установившемся полете, напротив, летчик стремится выдержать прямолинейный и равномерный полет вертолета, для чего сохраняет неизменным соответствующее положение рычагов управления, незначительно и кратковременно отклоняя их лишь для парирования возникающих возмущений.

Установившимся режимам полета, т. е. условиям полного равновесия вертолета (§ 3.1), соответствуют свои, называемые *баланси́ровочными*, положения рычагов, органов управления и величины углов пространственного положения вертолета.

Записанные в простейшем виде уравнения равновесия (3.10) — (3.15) обеспечивают получение лишь качественных выводов о величинах баланси́ровочных отклонений ручки, педалей, рычага общего шага и т. д.

Например, для увеличения скорости полета должна возрастать тяга НВ. Зная связь между величиной общего шага и тягой, развиваемой НВ, можно определить значение $\Phi_{0ш}$ на данной скорости и его изменение в зависимости от скорости полета.

Баланси́ровочные отклонения рычагов управления и вертолета изменяются при изменении скорости, высоты полета, полетной массы вертолета, варианта подвесок

и т. д., поскольку от этих факторов зависят величины аэродинамических сил и их моментов, входящие в уравнения равновесия.

Существенное влияние на балансировку оказывает и центровка вертолета. Действительно, при изменении продольной центровки изменяется плечо силы $T_{\text{НВ}}$ (рис. 3.2) и ее продольный момент. Поэтому, чтобы выполнялось условие равновесия моментов (3.15), при изменении центровки необходимо восстановить величину плеча силы $T_{\text{НВ}}$ изменением балансирующего положения ручки управления. Это приведет к нарушению равновесия относительно некоторых других осей и к соответствующему изменению балансирующих положений других рычагов управления и вертолета.

Зависимости балансировочных положений рычагов (органов) управления и вертолета от скорости полета называются балансировочными кривыми. Эти зависимости строятся для каждого из установившихся режимов полета и различных значений основных эксплуатационных факторов. Они полностью характеризуют условия равновесия вертолета по отклонениям рычагов продольного, поперечного и путевого управления, общего шага и самого вертолета в пространстве. Балансировочные кривые позволяют определить запасы управления, углы тангажа, крена и скольжения вертолета на различных режимах полета, а также некоторые характеристики устойчивости и управляемости. Балансировочные кривые получают расчетным путем, но затем обязательно корректируют их по результатам летных испытаний.

Балансировочные кривые обычно объединяют в виде графиков (диаграмм) продольной и боковой балансировки в соответствии с разделением видов движения вертолета и управления им.

Для понимания этих зависимостей необходимо знать системы координат и правила знаков, принятые при их построении. Эти правила показаны на рис. 3.18.

Характер протекания балансировочных кривых по скорости в эксплуатационном диапазоне скоростей полета для всех одновинтовых вертолетов практически одинаков.

На рис. 3.19 показан характерный вид кривых продольной, а на рис. 3.20—3.21 — боковой балансировки.

Продольная балансировка вертолета характерна на большей части диапазона скоростей по-

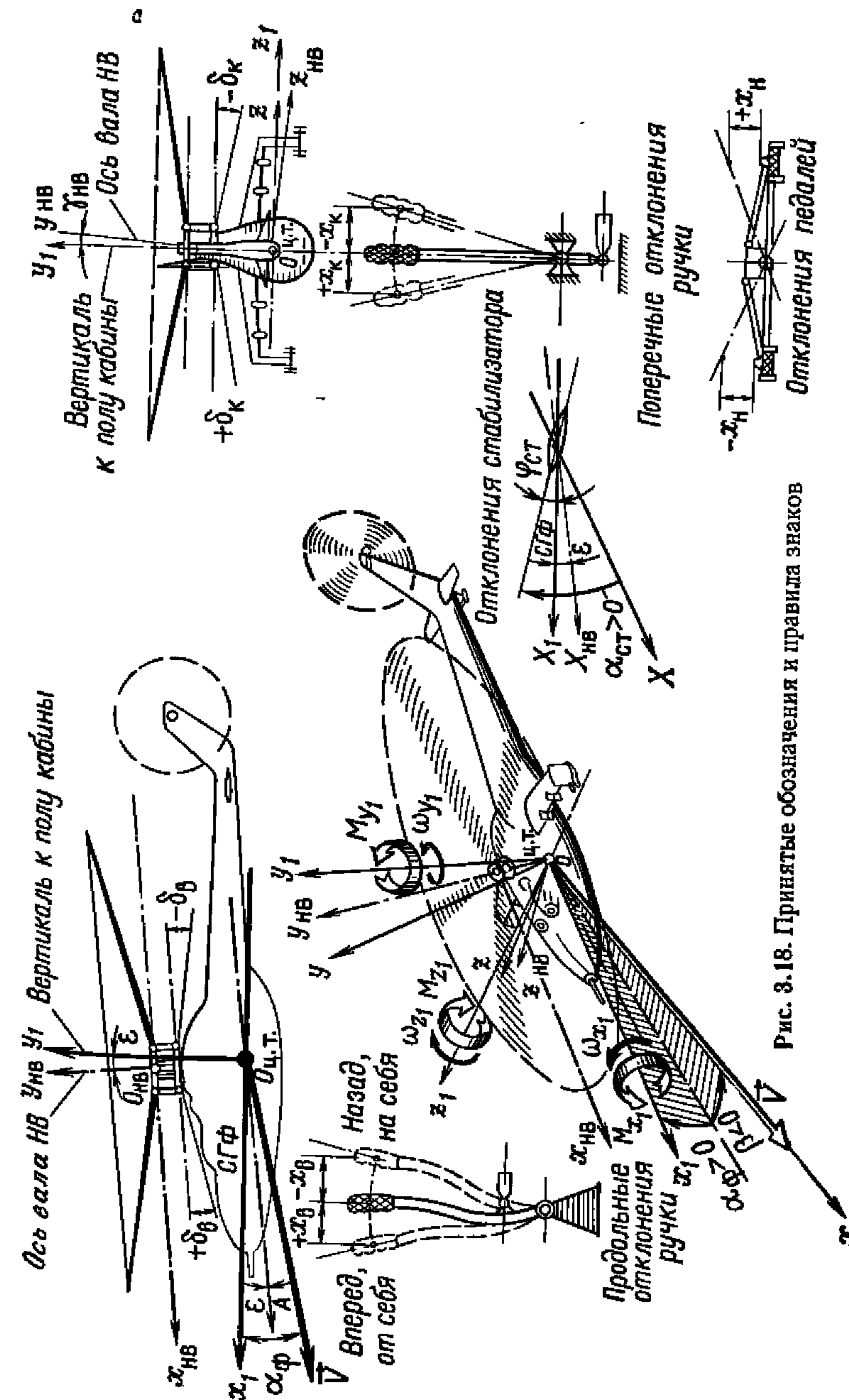


Рис. 3.18. Принятые обозначения и правила знаков

лета удобной для летчика («прямой») зависимостью балансирующего положения ручки управления x_b по скорости полета. Для выдерживания большей скорости требуется более переднее положение ручки. Физически это объясняется увеличением угла естественного завала

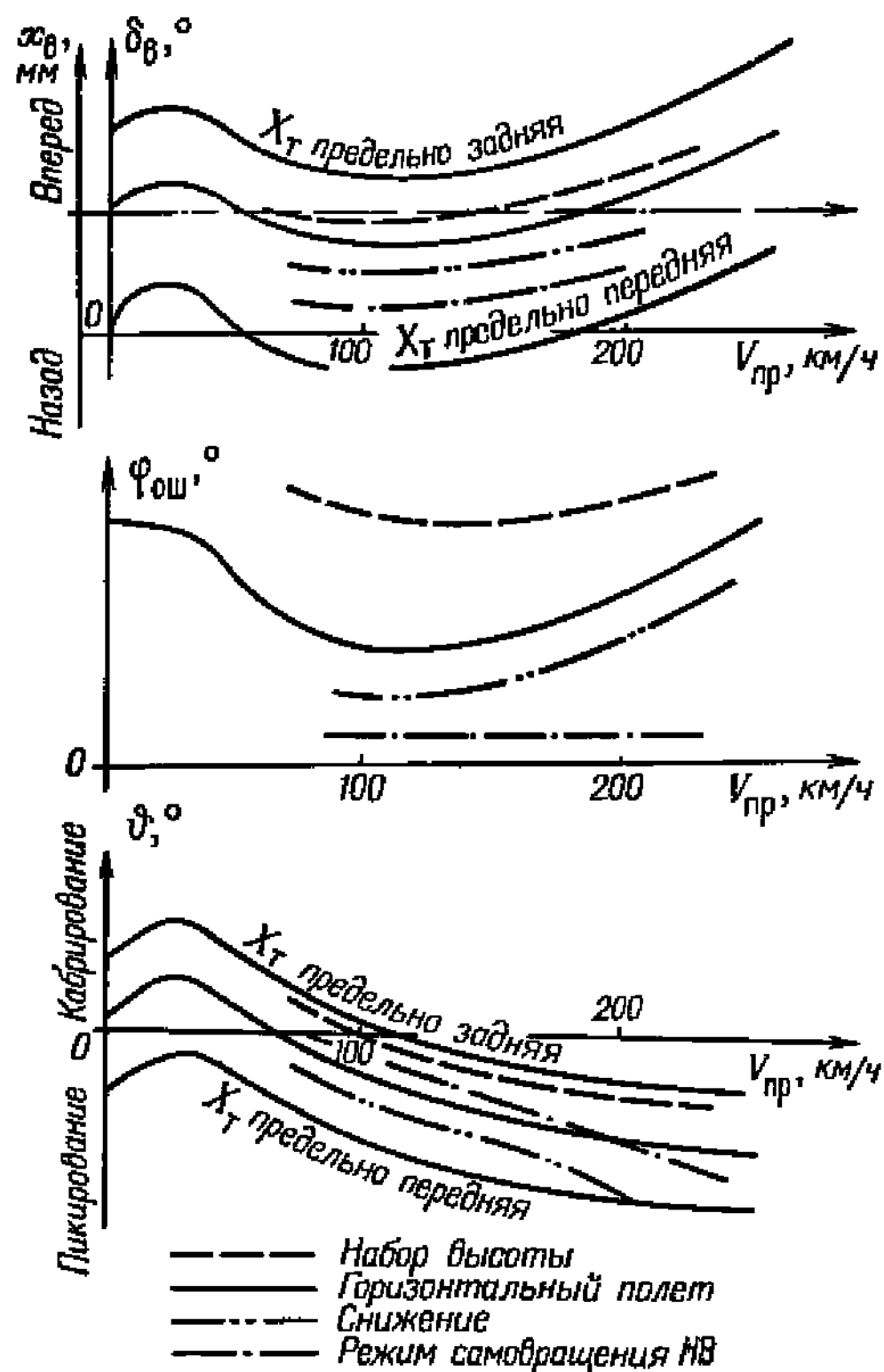


Рис. 3.19. Характерный вид кривых продольной балансировки одновинтового вертолета на различных установившихся режимах полета без скольжения

конуса a_1 (рис. 1.23) по мере увеличения скорости полета. Рост a_1 приходится преодолевать увеличением управляемого завала от АП, отклоняя его кольцо δ_b ручкой управления вперед. Это свидетельствует о статической устойчивости вертолета по скорости ($M_z^V > 0$).

Однако в диапазоне скоростей $\sim 30\text{--}90$ км/ч балансирующие положения ручки управления по скорости

носят обратный характер — на большей скорости ручка занимает более заднее положение. Это отнюдь не значит, что для перевода вертолета, например, со скорости 30 км/ч на скорость 70 км/ч надо брать ручку на себя. Нет, для начала разгона с любой скорости полета следует отдать ручку от себя. При этом увеличится

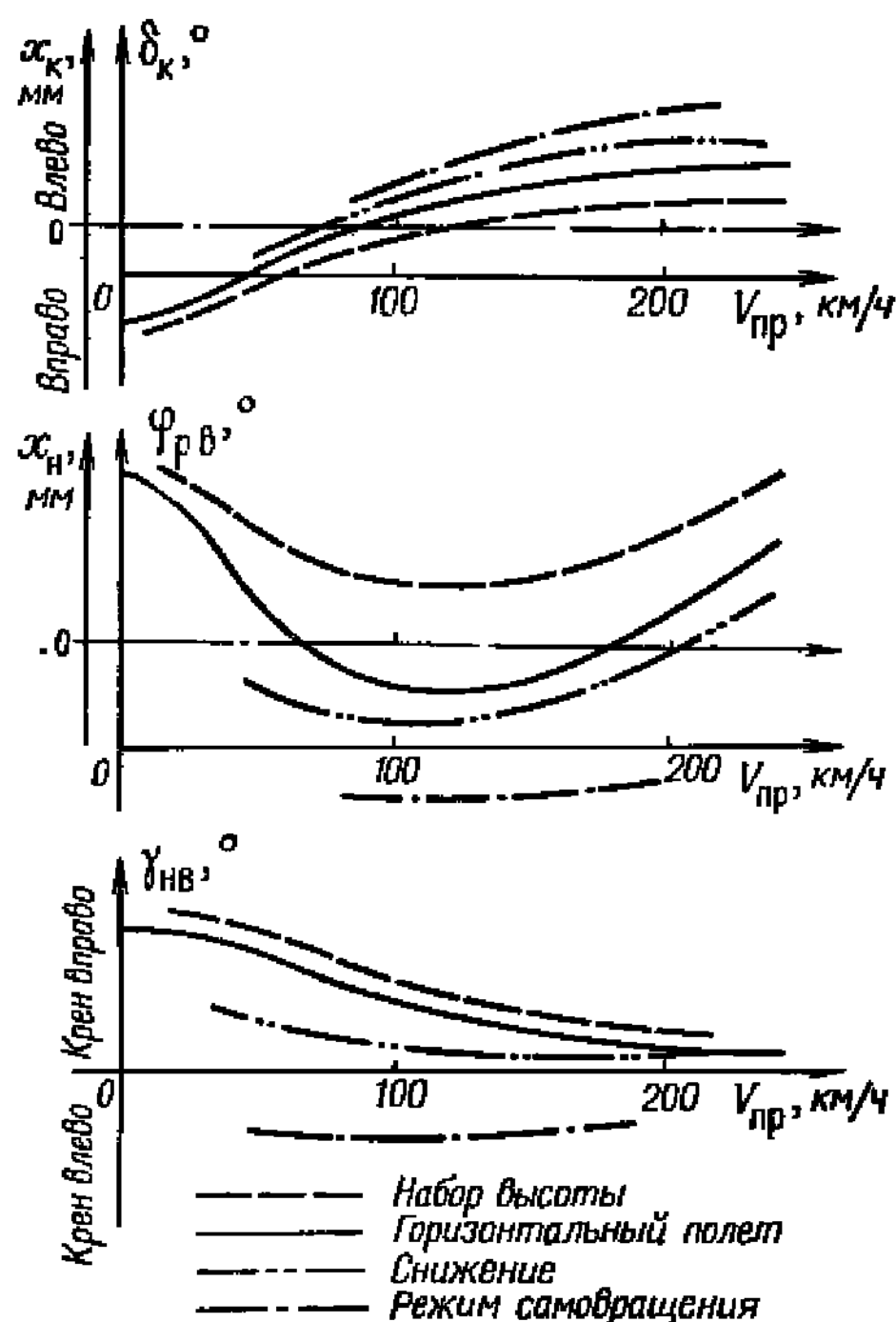


Рис. 3.20 Характерный вид кривых боковой балансировки одноцилиндрового вертолета на различных установившихся режимах полета без скольжения

наклон силы $T_{нв}$ (и вертолета) вперед, значит, увеличится составляющая T_x , что вызовет увеличение скорости. Но при подходе к скорости 70 км/ч и для выдерживания ее надо ручку взять на себя и держать в положении более заднем, чем на скорости 30 км/ч.

Подобный ход балансировочных кривых свидетельствует о статической неустойчивости вертолета по скорости ($M_z^V < 0$) в данном диапазоне скоростей. Это объяс-

няется в основном выходом стабилизатора из струи НВ и резким уменьшением его кабрирующего момента при увеличении скорости полета свыше ~ 30 км/ч. Кроме того, сказывается и уменьшение ϕ_{0H} для полета на увеличенной скорости (до $V_{эк}$).

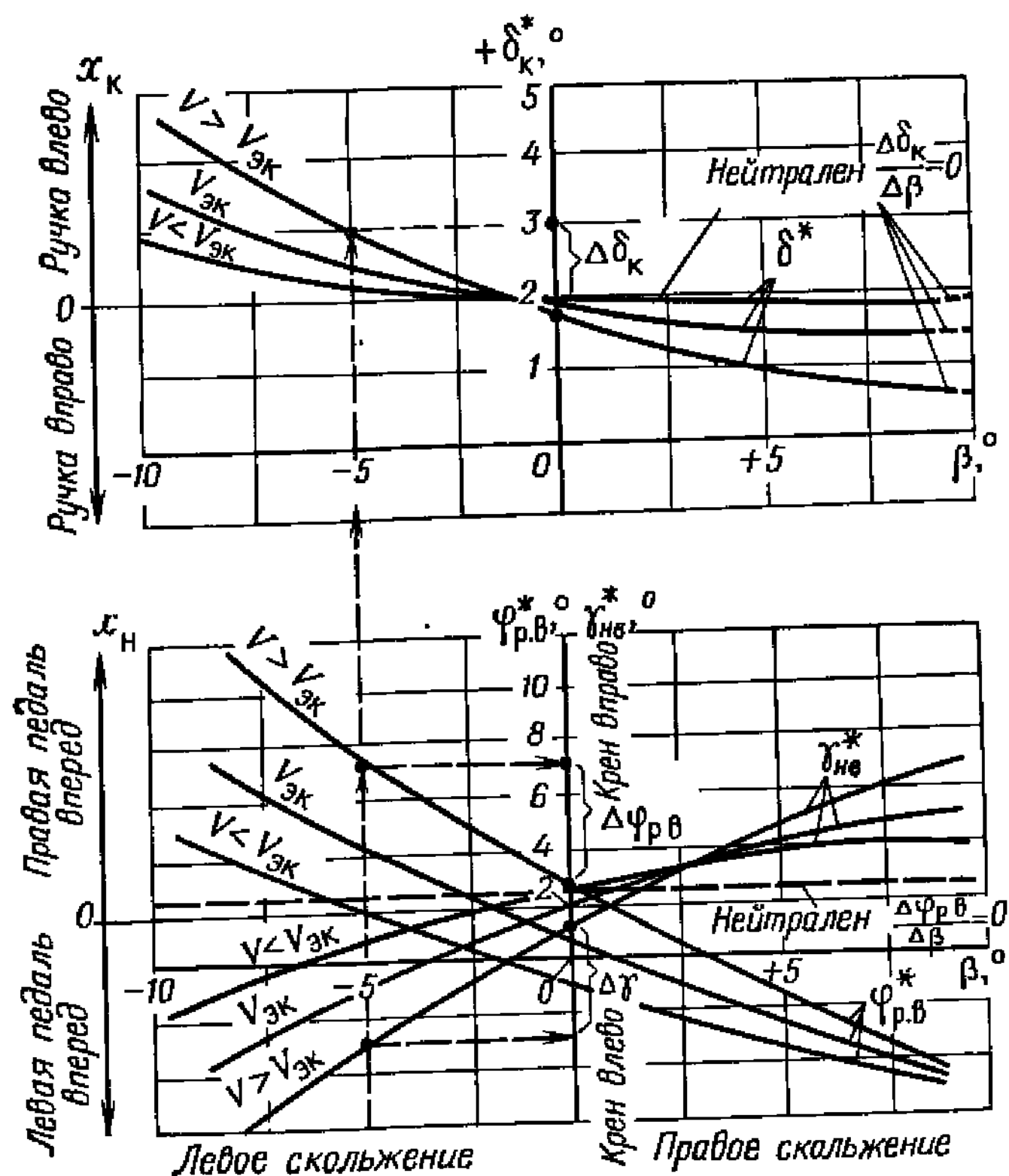


Рис. 3.21. Характерный вид кривых боковой балансировки одновинтового вертолета при выполнении установившегося скольжения

Характерно, что балансировочный угол тангажа по мере роста скорости (за исключением района висения) все время уменьшается, вертолет опускает нос. Это объясняется необходимым для балансировки изменением продольных сил и взаимодействием продольных моментов, действующих на вертолет. Наибольший положительный угол тангажа соответствует горизонтальному полету на

малых скоростях (20—30 км/ч) и при предельно задних центровках. Обуславливается это в основном влиянием стабилизатора, находящегося в индуктивном потоке от НВ.

При смещении центровки вертолета вперед момент от силы $T_{НВ}$ изменяется на пикирование, а при смещении назад — на кабрирование. Для компенсации этого соответственно отклоняется ручка управления на себя (при $\Delta x_T > 0$) или от себя (при $\Delta x_T < 0$). При изменении продольной центровки балансирующие кривые смещаются вверх или вниз практически эквидистантно.

Запасы управления определяются из сравнения потребного балансирующего положения рычага или органа управления с предельно возможным (максимальным). Анализируя балансирующие кривые для горизонтального полета, можно сказать, что минимальные запасы по отклонению ручки управления вперед получаются на максимальных скоростях и при предельно задних центровках.

Используя балансирующие кривые по углу тангажа, можно определить углы атаки вертолета на том или ином режиме полета. Закон изменения балансирующего значения общего шага НВ по скорости полета аналогичен для всех вертолетов (до $V_{эк}$ величина $\Phi_{ОШ}$ уменьшается, а затем увеличивается).

Боковая балансировка включает поперечную и путевую балансировки. Для установившихся режимов полета без скольжения балансирующие кривые приведены на рис. 3.20, а для установившегося горизонтального полета со скольжением — на рис. 3.21. Из этих графиков видно, что для всех вертолетов одновинтовой схемы с принятым направлением вращения НВ на висении и малых скоростях полета характерно наличие правого крена. Это объясняется необходимостью отклонения силы $T_{НВ}$ от оси вала НВ вправо для получения составляющей T_z , вследствие чего на втулке возникает кренящий вправо момент $M_{x_{ГШ}} > 0$. Кроме того, различны уровни втулок несущего и рулевого винтов (обычно $y_T > h_{p.v}$). По мере увеличения скорости полета ручка управления перемещается влево как вследствие уменьшения потребной величины $T_{p.v}$ (до $V_{эк}$), так и по причине роста бокового завала конуса НВ (гл. 1). Такое перемещение ручки приводит к уменьшению $M_{x_{ГШ}}$. Вместе с этим из-за уменьшения угла тангажа втулка РВ поднимается вверх. Все это приводит к умень-

шению правого крена по мере роста скорости полета до перехода его для некоторых вертолетов в левый. Таким образом, одновинтовые вертолеты при полете без скольжения всегда имеют некоторый крен, а при полете без крена должны иметь небольшое скольжение.

Наибольшее потребное значение $\varphi_{p.v}$ соответствует висению. У вертолетов с килем рост $\varphi_{p.v}$ при $V > V_{эк}$ значительно меньше, чем без киля.

Для обеспечения равновесия при выполнении установившегося полета со скольжением у всех вертолетов характерно отклонение ручки управления в сторону скольжения и крена, а противоположной педали — вперед.

Чтобы снизить утомляемость летчика при выполнении длительных полетов (обычно на крейсерских скоростях), положения ручки управления и педалей должны быть близкими к нейтральным. Это достигается «сменением нейтрали» рычагов управления в соответствии с ходом балансировочных кривых. Например, нейтральному положению ручки может соответствовать отклонение кольца АП вперед на угол $1-2^\circ$, вбок — на угол до $1,5^\circ$.

§ 3.5. ПРИМЕНЕНИЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТАМИ

Изложенные выше характеристики устойчивости показывают, что вертолеты на большинстве режимов полета являются неустойчивыми летательными аппаратами. Будучи предоставлен самому себе, вертолет не в состоянии сохранять установившийся режим полета в условиях действующих различных возмущений. Основными причинами этого являются неудовлетворительные статические характеристики устойчивости и слабое демпфирование. Поэтому летчик в полете вынужден постоянно воздействовать на рычаги управления, обеспечивая создание необходимых сил и их моментов, под влиянием которых вертолет сохраняет заданный режим полета. Пилотирование вертолета, особенно на тех режимах, где он наиболее неустойчив, излишне отвлекает внимание летчика и затрудняет выполнение остальных задач, решаемых им в полете. Например, в результате неустойчивости вертолета по углам тангажа и крена

внимание летчика чрезмерно концентрируется на выдерживании пространственного положения вертолета, что приводит к ухудшению качества управления траекторией, контроля за работой систем и агрегатов вертолета, а также затрудняет выполнение других задач, необходимых или возникающих в ходе полета.

Практика вертолетостроения показывает, что у вертолетов с обычными НВ при шарнирной подвеске лопастей не удастся получить хорошие динамические свойства и характеристики управляемости во всем диапазоне скоростей и высот их полета. Этому мало помогают

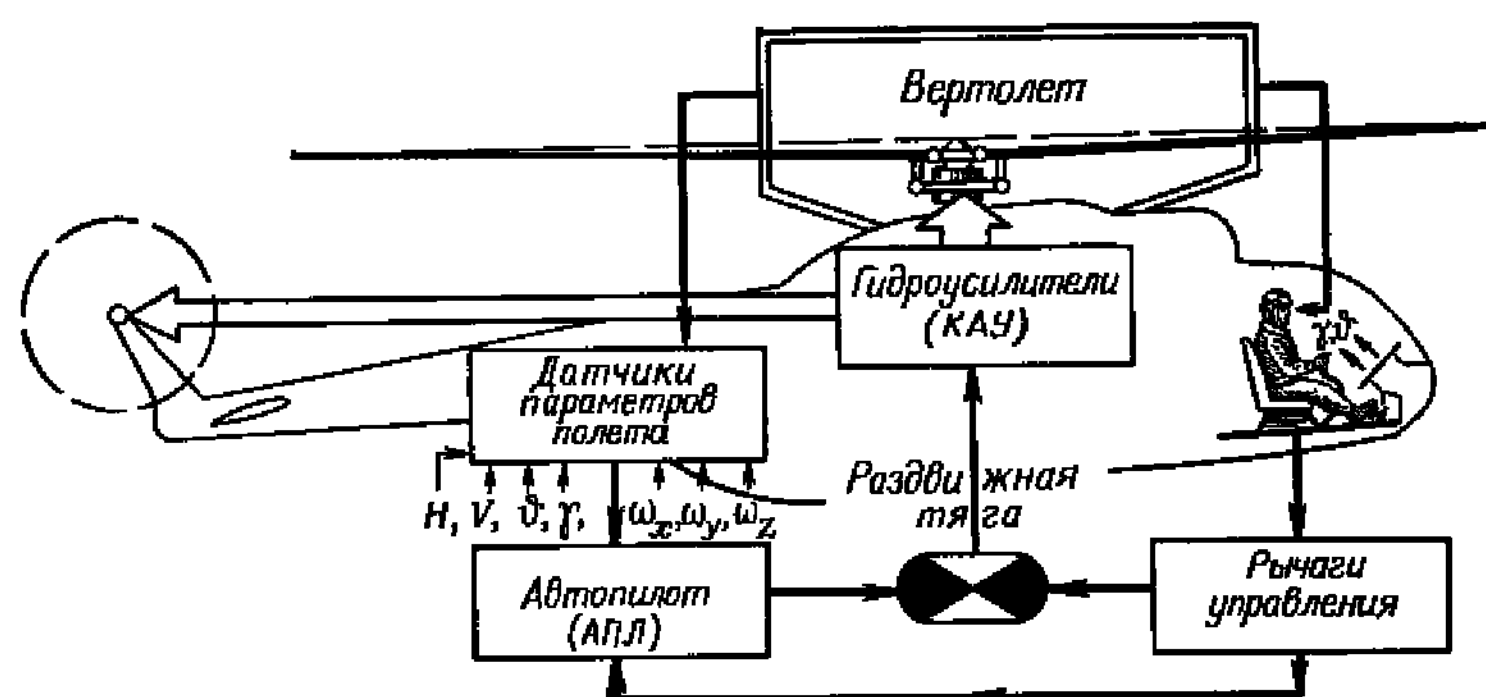


Рис. 3.22. Включение автопилота в систему управления по дифференциальной схеме

различные изменения конструкции, аэродинамических форм и компоновки вертолета. Кроме того, в ряде случаев для предотвращения изменений того или иного параметра полета в ходе возмущенного короткопериодического движения от летчика требуется ответная реакция с частотой, превышающей его физические возможности.

Наиболее полное и радикальное решение указанных проблем обеспечивается при использовании специальных автоматических устройств, улучшающих пилотажные характеристики вертолетов и помогающих летчику (а временами — заменяющих его) в пилотировании вертолета. К таким устройствам относятся автопилоты (АПЛ, рис. 1.44) и в последнее время системы автоматического управления (САУ).

Автопилоты на вертолетах (точнее, их исполнительные элементы — рулевые машины) включаются

в систему управления по так называемой дифференциальной схеме (рис. 3.22), когда команды от АПЛ реализуются с помощью «раздвижной тяги». Эта схема включения обеспечивает работу АПЛ в единой цепи управления вместе с летчиком. При этом органы управления вертолетом отклоняются по командам автопилота независимо от летчика, чтобы поддержать установленный режим полета.

Команды автопилота формируются на основе информации от датчиков, воспринимающих отклонения от заданного положения вертолета (например, рассогласование по тангажу $\Delta\vartheta = \vartheta_{\text{факт}} - \vartheta_{\text{зад}}$) и скорости изменения этих отклонений ($\Delta\dot{\vartheta}$), а иногда и ускорения ($\Delta\ddot{\vartheta}$).

Величина командного сигнала АПЛ — $\Delta\delta_{\text{АПЛ}}$ (закон управления) обычно выражается формулой

$$\Delta\delta_{\text{АПЛ}} = i\Delta\vartheta + i_{\omega}\Delta\dot{\vartheta}, \quad (3.18)$$

где i и i_{ω} — передаточные числа автопилота, определяющие его реакцию соответственно на $\Delta\vartheta$ и $\Delta\dot{\vartheta}$.

В результате вертолет с включенным автопилотом обретает новое качество — устойчивость собственного движения по углам отклонения фюзеляжа. При этом летчик может вмешаться в управление в любой момент путем отклонения рычагов управления, изменяя режим полета и одновременно задавая автопилоту новые значения параметров полета, которые необходимо поддерживать.

Постоянная работа автопилотов, направленная на гашение отклонений от заданного режима полета, обеспечивает существенное повышение характеристик демпфирования вертолета. Кроме того, при управлении с АПЛ, имеющим закон регулирования типа (3.18), увеличивается эффективность управления. Это достигается с помощью так называемых компенсационных датчиков, обеспечивающих центрирование рулевых машин на различных режимах полета (т. е. в соответствии с различными положениями рычагов управления).

Вводимый в автопилот сигнал положения рычага управления (ручки) приводит к дополнительному (от АПЛ) увеличению отклонения органа управления пропорционально величине перемещения рычага.

Таким образом, пилотируя вертолет с включенным автопилотом, летчик воспринимает его как устойчивый летательный аппарат с хорошими характеристиками управляемости.

Дифференциальная схема включения рулевых машин автопилотов позволяет ограничить ход исполнительных штоков величиной не более 20% полного диапазона отклонения рычагов управления. Это исключает появление опасных ситуаций в полете при отказе автопилота, поскольку у летчика всегда остается запас управления для парирования влияния отказавшей системы даже при уходе штоков рулевых машин в крайнее положение.

Благодаря отмеченным свойствам автопилоты, устанавливаемые на современных вертолетах, обеспечивают простоту пилотирования на всех эксплуатационных и критических режимах в простых и сложных метеорологических условиях полета днем и ночью. При этом существенно разгружается внимание летчика при пилотировании вертолета и уменьшаются затраты его умственной и физической энергии.

Точность выдерживания заданного углового положения вертолета по крену, тангажу и курсу в спокойной атмосфере у современных автопилотов составляет $\pm (0,5 \div 1,0^\circ)$.

Безопасность полета в случае какого-либо отказа автопилота обеспечивается:

- ограничением перемещений исполнительных органов управления вертолетом по сигналам автопилота (например, величиной 18% полного их отклонения для вышеуказанных АПЛ);

- индикацией положений штоков рулевых машин автопилота;

- автоматическим отключением автопилота при отказе любого из источников питания или бортовых датчиков, контролирующих исправность автопилота, и т. д.

Развитие автопилотов, улучшение их характеристик и возможностей позволило расширить функции автоматического управления, выйти из сферы контроля и стабилизации углового положения вертолета и перейти к автоматическому управлению траекторией полета. Для этого создаются системы автоматического управления (САУ), составной частью которых является автопилот. Автопилот в САУ обеспечивает работу внутреннего контура управления по углам пространственного положения вертолета. Остальные элементы САУ обеспечивают автоматическое выполнение заданной (запрограммированной заранее или формируемой в соответствии с задачей) траектории движения. Для этого САУ

имеет дополнительные воспринимающие элементы, дающие информацию о параметрах траектории, вычислительные устройства, вырабатывающие командные сигналы, и другие элементы, обеспечивающие ввод этих сигналов в соответствующие каналы автопилота и системы управления вертолетом.

САУ имеют высокие показатели по точности выдерживания контролируемых (задаваемых) величин. Например, высота полета контролируется и выдерживается по определенному закону с точностью до ± 5 м и выше,

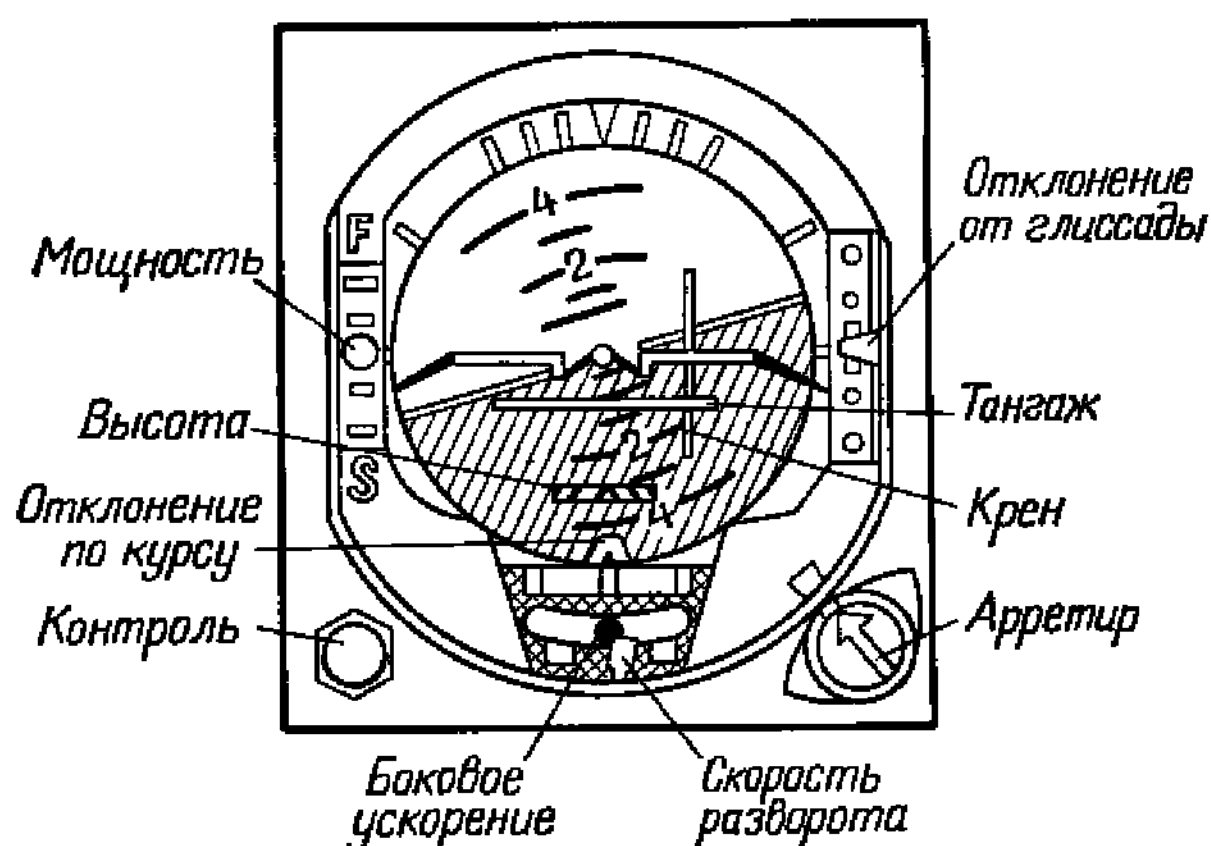


Рис. 3.23. Внешний вид командно-пилотажного прибора (вариант директорного авиагоризонта)

приборная скорость — с точностью до $\pm (5 \div 10 \text{ км/ч})$. Однако нельзя рассчитывать на возможность автоматического управления полетом вертолета во всех случаях, особенно при сложной и изменяющейся воздушной обстановке, при перенацеливании и т. д.

В то же время целесообразно для облегчения и повышения качества работы летчика при выполнении различных задач использовать возможности САУ по обобщению показаний пилотажно-навигационных приборов и выполнению сложных расчетно-логических операций, не говоря уже о ее роли в улучшении характеристик устойчивости и управляемости вертолета.

Поэтому в настоящее время для отечественных и зарубежных вертолетов разрабатываются системы комплексного полуавтоматического (директорного) управ-

ления, расширяющие сферу использования САУ. При директорном управлении результаты автоматического решения сложных задач, возлагаемых на САУ, выдаются в виде командных сигналов не в автопилот, а на директорные стрелки командно-пилотажного прибора (КПП). Внешний вид КПП показан на рис. 3.23. Летчик пилотирует вертолет, руководствуясь этими командами, а также учитывая другую информацию, которая не вводится (или не может быть введена) в САУ. КПП указывает летчику, куда и каким образом отклонять рычаги управления вертолетом, чтобы выполнить оптимальный в данных условиях маневр, рассчитанный САУ с учетом установленных ограничений (по перегрузке, темпу взятия шага и т. д.).

В этом состоит отличие директорного управления от обычной приборной или визуальной индикации, когда летчик наблюдает отклонения от заданных значений по угловому положению вертолета или по траектории движения и должен самостоятельно решать задачу выбора оптимального маневра.

Следует подчеркнуть, что на КПП для отработки летчиком вручную выдаются лишь низкочастотные сигналы (команды) управления. Все высокочастотные сигналы (с частотой $\approx 0,5$ рад/с и более), связанные со стабилизацией положения вертолета или заданной траектории, отрабатываются автоматически, не загружая летчика. Указания КПП дополняются информацией о траектории движения относительно земли в плане, которая выдается на индикатор, где показываются курс, дальность и боковое отклонение. Кроме того, летчик может использовать обычные пилотажно-навигационные приборы для контроля воздушной скорости и высоты полета, вертикальной скорости и т. п.

Особенности пилотирования при включенном автопилоте

Пилотирование вертолетов, снабженных автопилотами, осуществляется, как правило, с включенным автопилотом или САУ. Автопилот значительно упрощает летчику выдерживание установившегося полета и маневрирование. При полете с включенным автопилотом не требуются двойные знакопеременные перемещения ручки управления и педалей, которые присущи всем, особенно одновинтовым вертолетам. Автопилот, отклоняя

автомат перекося, выполняет за летчика эти двойные упреждающие движения в управлении, которые необходимы для парирования возмущений и стабилизации параметров движения вертолета. Попытки вмешательства летчика в управление короткопериодическим возмущенным движением вертолета затрудняют выполнение автопилотом его функций и могут даже на некоторых режимах полета способствовать раскачке вертолета. При пилотировании вертолета «вместе с автопилотом» достаточно плавных и однозначных движений ручки управления, характер которых показан на рис. 3.12, а.

При случайном внешнем воздействии автопилот намного раньше летчика реагирует на изменение параметров движения, выдерживая заданный режим полета. Дело в том, что запаздывание реакции летчика на то или иное отклонение вертолета при зрительном восприятии составляет в среднем 0,3—1,0 с, тогда как у современных автоматических устройств эта реакция почти мгновенна (запаздывание равно 0,01—0,02 с). Поэтому автопилот, создавая управляющие воздействия, практически не дает развиваться возмущенному движению.

В зависимости от характера выполняемого полета летчик включает только те каналы автопилота (САУ), которые обеспечивают выполнение данного режима. Так, каналы управления по крену и тангажу летчик включает на земле перед взлетом, канал направления — на любом установившемся режиме полета, каналы скорости и высоты, как правило, включаются при длительных полетах по маршруту.

Выполнение взлета (висения) и посадки с включенным автопилотом значительно упрощается. На висении автопилот стабилизирует вертолет по углу крена, тангажа, а при освобожденных педалях — по курсу. Сбалансированный вертолет может даже некоторое время выполнять висение с «брошенным» управлением, дрейфуя по ветру. Однако освобождать рычаги управления на высотах менее 50 м не рекомендуется в интересах обеспечения безопасности на случай возможного отказа автопилота.

Особенно внимательным летчик должен быть при выполнении висений с включенным автопилотом вблизи поверхности земли (0,5—1 м). В случае отказа автопилота вертолет может успеть отклониться по крену и тангажу на угол более 15° до того, как летчик успеет эффективно вмешаться в управление, если учесть время реак-

ции летчика ($\approx 0,3$ с) и время перемещения ручки управления в крайнее положение ($\approx 0,5$ с). Это приведет к касанию (удару) основным колесом, лопастями НВ или хвостовой опорой о землю со смещением и последующим, как правило, опрокидыванием вертолета.

В установившемся полете с освобожденным управлением вертолет сохраняет режим полета (при включенных каналах автопилота — крен, тангаж, направление), постепенно изменяя заданную скорость, что вызвано в основном неточностью балансировки и изменением центровки из-за выработки топлива. Фактически в этом случае автопилот стабилизирует лишь углы тангажа, крена и курса. При длительных полетах, когда включается канал скорости, выдерживается заданная скорость полета посредством некоторых изменений угла тангажа. При полете в условиях болтанки летчику приходится периодически восстанавливать заданный режим полета либо отклонением рычагов управления, либо с помощью рукояток центрирования на пульте управления автопилотом. В противном случае возможен выход на упор штоков рулевых машин и от автопилота на органы управления не смогут поступать управляющие сигналы.

При отказах компенсационных датчиков создается ощущение отказа системы управления до тех пор, пока при перемещении рычага управления не выберется ход рулевых машин, предоставленный автопилоту (18%).

При переходе с одного режима на другой (при маневрировании) с включенным автопилотом и освобожденным ножным управлением в момент перемещения ручки управления по крену обычно возникает сильное скольжение, поскольку автопилот стремится выдержать заданный ему курс полета. Это скольжение приводит к значительным нагрузкам рулевого винта и хвостовой балки. Поэтому необходимо следить, чтобы при вводе в маневр ноги находились на педалях (подпедальниках). К возникновению скольжения приводит и согласование курсовой системы при освобожденных педалях.

При нажатии на подпедальники автопилот по каналу направления работает в режиме согласования по курсу, но при этом остается 50% хода рулевой машины для демпфирования. Это существенно облегчает пилотирование вертолета, особенно на висении и малых скоростях полета.

Нормальная работа каналов автопилота определяется по колебаниям стрелок индикаторов на пульте

управления АПЛ около нейтрального положения и характерным «подергиванием» вертолета, возникающим при парировании сильных возмущений (особенно когда управление вертолетом АПЛ осуществляет вблизи упоров рулевых машин).

Если в полете с включенным автопилотом появляется постоянно действующее на вертолет возмущение, например вследствие изменения метеорологических условий, полетной массы и др., стрелки индикаторов могут установиться вблизи упоров. В этом случае необходимо ручками центрирования установить стрелки индикаторов и раздвижные тяги в нейтральное положение. Это особенно важно выполнить перед отключением автопилота или какого-либо канала в полете. Невыполнение указанного условия может привести в момент выключения АПЛ (канала) к резкому отклонению вертолета, так как раздвижная тяга быстро возвращается в нейтральное положение. Важно учитывать необходимость установки стрелки индикатора в нейтральное положение при выполнении разгона, когда, как правило, стрелка канала тангажа становится на упор.

При попадании в зону сильной турбулентности целесообразно выключить каналы направления и высоты, оставив включенными только каналы крена и тангажа, что значительно снизит нагрузки на НВ и исключит случайное уменьшение его оборотов при знакопеременных перемещениях рычага общего шага.

При обнаружении в полете ненормальностей в работе автопилота или при полном отказе его следует немедленно выключить. При отказе автопилота по каналам направления, высоты или скорости можно выключить только отказавший канал, оставив остальные включенными.

Следует особо подчеркнуть, что при отказе автопилота экипаж немедленно лишается всех преимуществ в пилотажных характеристиках вертолета, обеспечиваемых АПЛ. Приходится пилотировать вертолет со всеми присущими ему недостатками в устойчивости и управляемости. Летчики, привыкшие к полетам только с включенным АПЛ, не всегда удовлетворительно справляются с пилотированием вертолета без автопилота. В этом заключается еще одна особенность применения автопилотов, которую необходимо учитывать при организации периодических тренировочных полетов с включенным автопилотом.

Глава 4

РЕЖИМЫ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

Одним из важных и часто встречающихся в летной практике видов движения вертолета является полет по прямолинейным траекториям. Наиболее простым видом является установившийся полет. В зависимости от направления движения различают следующие установившиеся режимы полета:

- вертикальные (висение, вертикальный подъем и вертикальное снижение);
- горизонтальный полет;
- набор высоты и снижение по наклонным траекториям;
- планирование на режиме самовращения НВ.

Уравнения сил, обеспечивающих прямолинейность полета вертолета в конкретном режиме, можно получить из общих уравнений установившегося движения (3.10)—(3.12). Например, для режима горизонтального полета ($\theta = 0$):

$$\begin{aligned} T_x - X_v - X_{кр} &= 0; & T_y + Y_{кр} - G &= 0; & T_z - T_{р.в} - \\ & & - Z_k &= 0. \end{aligned} \quad (4.1)$$

Вертикальная скорость при наборе высоты и снижении определяется с учетом знака θ из треугольника скоростей $V_y = V \sin \theta$:

- в горизонтальном полете и на висении ($\sin \theta = 0$) $V_y = 0$;
- в наборе высоты ($\sin \theta > 0$) $V_y > 0$;
- при вертикальном подъеме и снижении ($\sin \theta = \pm 1$) $V_y = V$, т. е. истинной скорости полета вертолета по траектории.

§ 4.1. ПОТРЕБНЫЕ И РАСПОЛАГАЕМЫЕ ТЯГИ И МОЩНОСТИ НВ

Для выполнения установившегося движения необходимо, чтобы НВ создавал результирующую аэродинамическую силу (полную тягу) $T_{\text{нв}}$, равную потребной $T_{\text{п}}$ на данном режиме полета. Из уравнений движения (3.10)—(3.12) видно, что потребная полная тяга НВ должна иметь три составляющих:

$$\left. \begin{aligned} T_x &= X_{\text{в}} + X_{\text{кр}} + G \sin \theta; \\ T_y &= G \cos \theta - Y_{\text{кр}}; \\ T_z &= T_{\text{р.в}} + Z_{\text{к}}. \end{aligned} \right\} \quad (4.2)$$

Поэтому величина потребной тяги НВ ($T_{\text{п}}$) равна

$$T_{\text{п}} = \sqrt{T_x^2 + T_y^2 + T_z^2} = \sqrt{(X_{\text{в}} + X_{\text{кр}} + G \sin \theta)^2 + (G \cos \theta - Y_{\text{кр}})^2 + (T_{\text{р.в}} + Z_{\text{к}})^2}. \quad (4.3)$$

Для вертолетов, не имеющих крыла и киля, формула (4.3) упрощается:

$$T_{\text{п}} = \sqrt{X_{\text{в}}^2 + 2X_{\text{в}}G \sin \theta + G^2 + T_{\text{р.в}}^2}. \quad (4.4)$$

Из формулы (4.4) видно, что минимальное значение $T_{\text{п}}$ соответствует режиму висения и равно $T_{\text{п.в}}$ (рис. 4.1), так как $X_{\text{в}} = 0$. С увеличением скорости полета потребная тяга НВ для горизонтального полета $T_{\text{г.п}}$ увеличивается, так как она должна еще уравновешивать возрастающую силу вредного сопротивления вертолета $X_{\text{в}}$.

В установившемся наборе высоты по наклонной траектории потребная тяга НВ больше, чем в горизонтальном полете, при прочих равных условиях на величину $2X_{\text{в}}G \sin \theta$, находящуюся под корнем. Избыток величины потребной тяги НВ при наборе высоты по наклонной траектории (по сравнению с горизонтальным полетом) выполняет работу, расходуемую на увеличение полной механической энергии вертолета (увеличивается потенциальная энергия при постоянной кинетической).

При установившемся снижении по наклонной траектории потребная тяга НВ на эту же величину меньше, чем в горизонтальном полете, при этом уменьшается потенциальная энергия вертолета.

С изменением высоты установившегося полета потребная тяга при одной и той же приборной (индикаторной) скорости (постоянный скоростной напор) не изменяется, так как остается постоянной величина вредного сопротивления вертолета X_v .

Потребная тяга зависит от величины полетной массы. Увеличение массы, а значит, и силы тяжести вертолета ведет к увеличению потребной тяги на всех установившихся режимах полета, и наоборот.

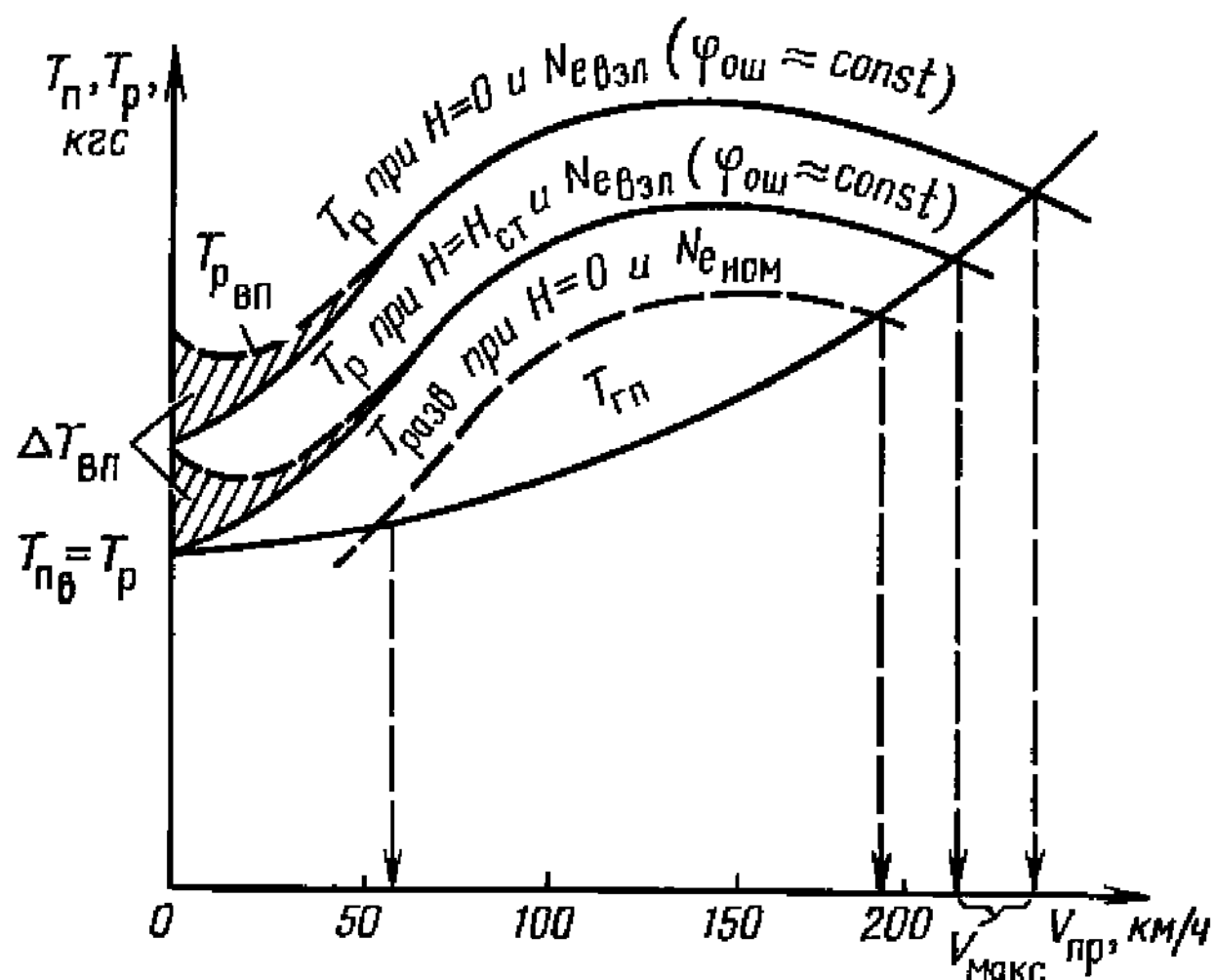


Рис. 4.1. Зависимость потребных и располагаемых тяг НВ от скорости и высоты установившегося горизонтального полета вертолета

Несущий винт создает тягу за счет подводимой к нему мощности силовой установки. Максимально возможную величину тяги T_p несущий винт развивает при работе двигателей на максимальном (взлетном) $Ne_{взл}$ режиме. Ее принято называть **р а с п о л а г а е м о й** (рис. 4.1).

Для тяги НВ на всех остальных режимах работы двигателей будем применять термин **р а з в и в а е м а я** тяга НВ $T_{разв}$ (или тяга, развиваемая НВ при фиксированном положении рычага общего шага).

Располагаемая тяга T_p не зависит от величины массы вертолета, но она зависит от высоты полета и от температуры наружного воздуха, так как от этих

факторов в сильной степени зависит мощность двигателей.

С подъемом на высоту и при изменении температуры наружного воздуха изменяется и мощность двигателей. Например, из высотной характеристики ГТД (рис. 2. 7) видно, что с увеличением высоты взлетная мощность падает, следовательно, уменьшается и располагаемая тяга НВ (рис. 4. 1).

Для некоторых специальных (высотных) ГТД, мощность которых на взлетном режиме до расчетной высоты заметно увеличивается, располагаемая тяга до этой высоты растет, но затем опять падает. Таким образом, T_p изменяется, подчиняясь характеру изменения взлетной мощности двигателей от высоты и температуры наружного воздуха.

Значительный прирост располагаемой (и развиваемой) тяги НВ получается при висении вертолета вблизи земли за счет влияния (эффекта) в о з д у ш н о й п о д у ш к и.

Сущность явления воздушной подушки заключается в том, что индуктивный поток, отбрасываемый винтом вниз, встречает экран (земную поверхность) и энергия его рассеивается в ограниченном пространстве под винтом. Поток, отбрасываемый винтом, обладает значительной кинетической энергией и при ударе о преграду-экран скорость его уменьшается. Часть этой кинетической энергии идет на повышение давления воздуха под винтом. В целом давление внутри этого потока растет и распространяется вверх, вплоть до плоскости вращения НВ. В результате этого увеличивается разность давлений под винтом и над винтом, что создает дополнительное увеличение тяги НВ.

Поэтому при наличии эффекта воздушной подушки НВ способен развивать требуемую тягу при меньшем значении общего шага и меньшей затрате мощности, чем без влияния воздушной подушки. Соответственно при использовании одной и той же мощности ($\Phi_{\text{ош}} = \text{const}$) висение в зоне влияния воздушной подушки обеспечивается с большей массой вертолета по сравнению с висением вне зоны ее влияния. Последнее имеет большое практическое значение, так как за счет этого повышается экономичность перевозок грузов вертолетами.

Эффект воздушной подушки уменьшается при увеличении высоты висения над площадкой. Практически

ощутимое влияние воздушной подушки на тягу НВ распространяется до высоты висения $h_{\text{вис}}$, определяемой летчиком от земли до уровня колес (рис. 4.2), примерно равной величине радиуса НВ. Например, для вертолета Ми-8 эта высота равна 10 м. Чем меньше высота висения, тем больше эффект воздушной подушки.

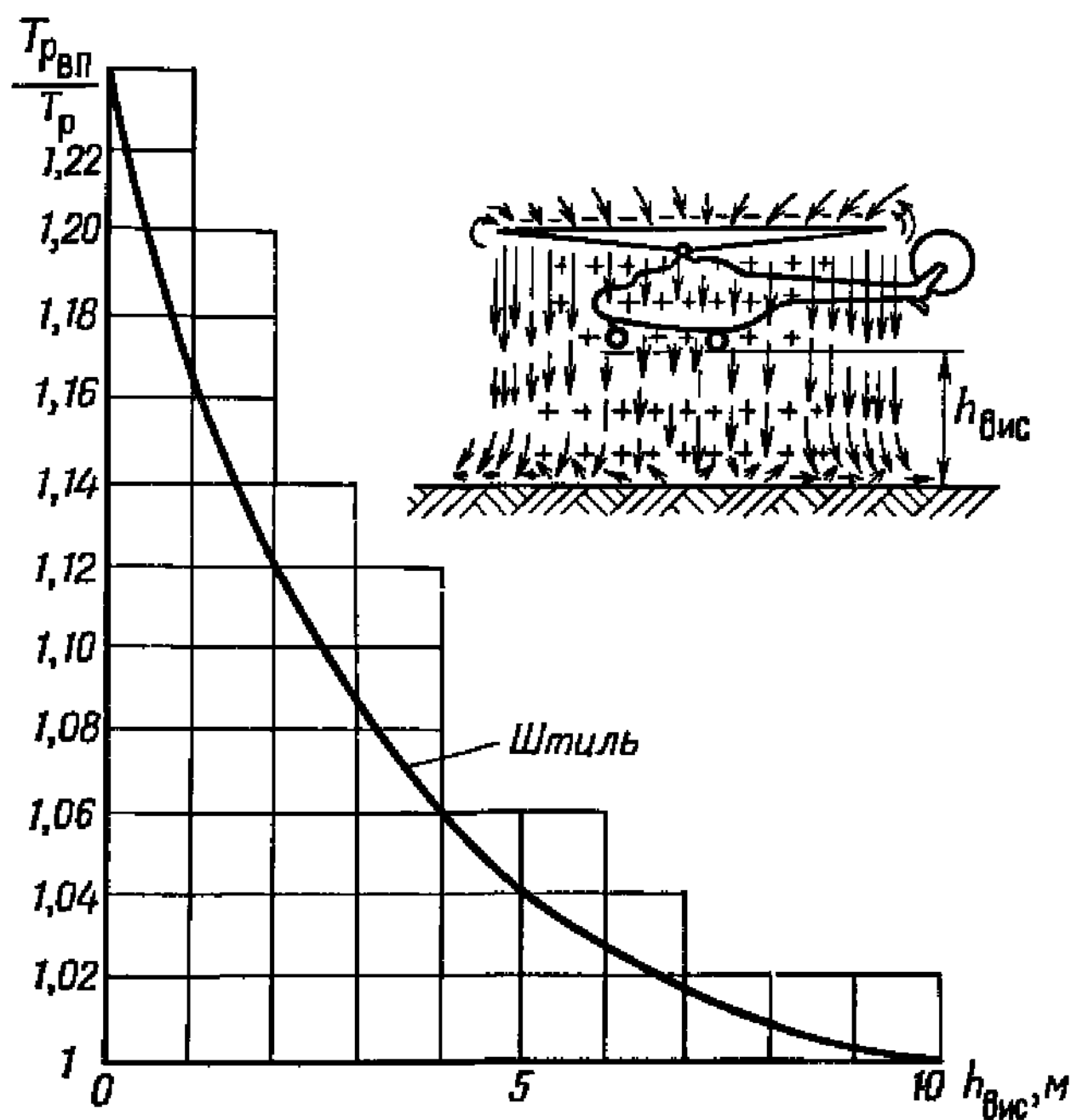


Рис. 4.2. Влияние воздушной подушки на величину развиваемой относительной тяги НВ в зависимости от высоты висения над площадкой

Максимальная $T_{p_{вп}}$ получается при висении вблизи поверхности площадки ($h_{\text{вис}} \approx 0$). Дополнительный прирост располагаемой тяги составляет 25—30% (рис. 4.2).

Однако в летной практике необходимо учитывать, что влияние воздушной подушки пропадает при выполнении висения над кустарником (камышом, высокой травой) и над водной поверхностью. В этих случаях энергия воздушного потока от НВ полностью рассеивается на раскачивание кустарника или образование волн

на поверхности воды. Кроме того, исчезает влияние воздушной подушки при висении над площадками, имеющими уклон, или над вершинами холмов. В этом случае индуктивный поток, «скатываясь» под уклон, не образует воздушной подушки.

Располагаемая тяга НВ (а также и развиваемая тяга при постоянных оборотах НВ, мощности двигателей и общего шага) в зоне влияния воздушной подушки в значительной степени зависит от скорости ветра и скорости полета. При скорости ветра 60 км/ч (или $V_{пр} = 60$ км/ч) влияние воздушной подушки полностью исчезает. На рис. 4.1 заштрихованные участки показывают изменение избытка располагаемой тяги НВ за счет влияния воздушной подушки ($\Delta T_{вп}$) от скорости полета.

С увеличением скорости полета, как видно из рис. 4.1, располагаемая тяга возрастает более интенсивно, чем потребная. Увеличение располагаемой тяги, как выше уже было показано (гл. I), происходит в результате косой обдувки и уменьшения потерь на этом режиме работы НВ. Однако с ростом скорости полета расширяются зоны обратного обтекания, срыва потока и сверхзвукового обтекания, что отрицательно сказывается на создании располагаемой тяги НВ — понижается к.п.д. винта. Кроме того, с ростом скорости полета увеличивается потребность в дополнительном отклонении конуса НВ вперед, что приближает его к осевой обдувке, и условия работы НВ несколько ухудшаются еще и по этой причине. Аналогично располагаемой изменяется и развиваемая тяга НВ $T_{разв}$ при работе двигателей, например, на номинальном режиме или при фиксированном общем шаге НВ (рис. 4.1).

Для выполнения установившегося полета необходимо соблюдение баланса энергий, т. е. чтобы мощность, вырабатываемая силовой установкой, была равна мощности, потребной для полета на данном режиме.

Потребной называется мощность, которую надо подводить к НВ при создании потребной тяги для полета. В частности, мощность, потребная для горизонтального полета ($N_{г.п}$), — это мощность, необходимая НВ для выполнения установившегося горизонтального полета. Поэтому потребную мощность $N_{г.п}$ можно получить, если учесть затраты мощности для образования потребной тяги НВ в связи с расходом ее для создания индуктивной скорости ($N_{инд}$), преодоления профильного

сопротивления вращению лопастей НВ ($N_{пр}$) и вредного сопротивления вертолета при движении ($N_{дв}$):

$$N_{г.п} = N_{инд} + N_{пр} + N_{дв}.$$

Закон изменения индуктивной мощности $N_{инд}$, профильной $N_{пр}$, мощности движения $N_{дв}$ и суммарной мощности, потребной для горизонтального полета, характерный для любого вертолета, показан на рис. 4.3.

Потребная мощность для горизонтального полета $N_{г.п}$ с увеличением скорости вначале уменьшается, а затем увеличивается в соответствии с характером изменения ее составляющих $N_{инд}$, $N_{пр}$ и $N_{дв}$.

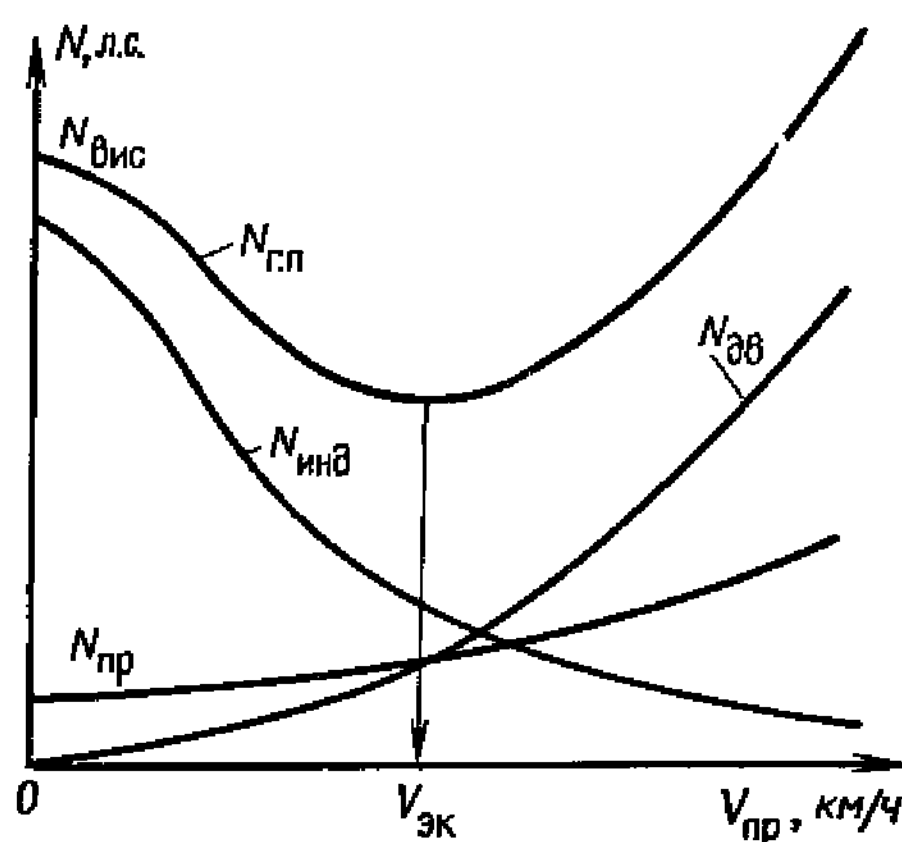


Рис. 4.3. Зависимость потребной мощности НВ и ее составляющих от скорости установившегося горизонтального полета

При нулевой поступательной скорости (висение в штиль) $N_{г.п}$ представляет собой мощность, потребную для висения ($N_{вис}$). Расход мощности в этом случае идет на создание индуктивной скорости и преодоление профильного сопротивления вращению лопастей.

Мощность, развиваемая двигательной установкой N_e , должна быть больше на величину непроизводительных расходов, которые учитываются через коэффициент использования мощности двигателей (ξ_m):

$$N_e = N_{г.п} / \xi_m.$$

Зависимость ξ_m от скорости полета, характерная для современных вертолетов, показана на рис. 4.4.

Величина потребной мощности для одной и той же скорости установившегося горизонтального полета зависит, как и тяга НВ, от многих эксплуатационных факторов: высоты, полетной массы вертолета, варианта вооружения и внешних подвесок, груза, выпущенного или убранного шасси и внешних условий.

С увеличением высоты горизонтального полета изменяется плотность воздуха и для создания одинаковой по величине потребной тяги при одной и той же $V_{пр}$ потребная мощность увеличивается: $N_{г. п} \approx N_{г. п H=0} / \sqrt{\Delta}$. Однако с увеличением H при одной и той же $V_{пр}$ растет

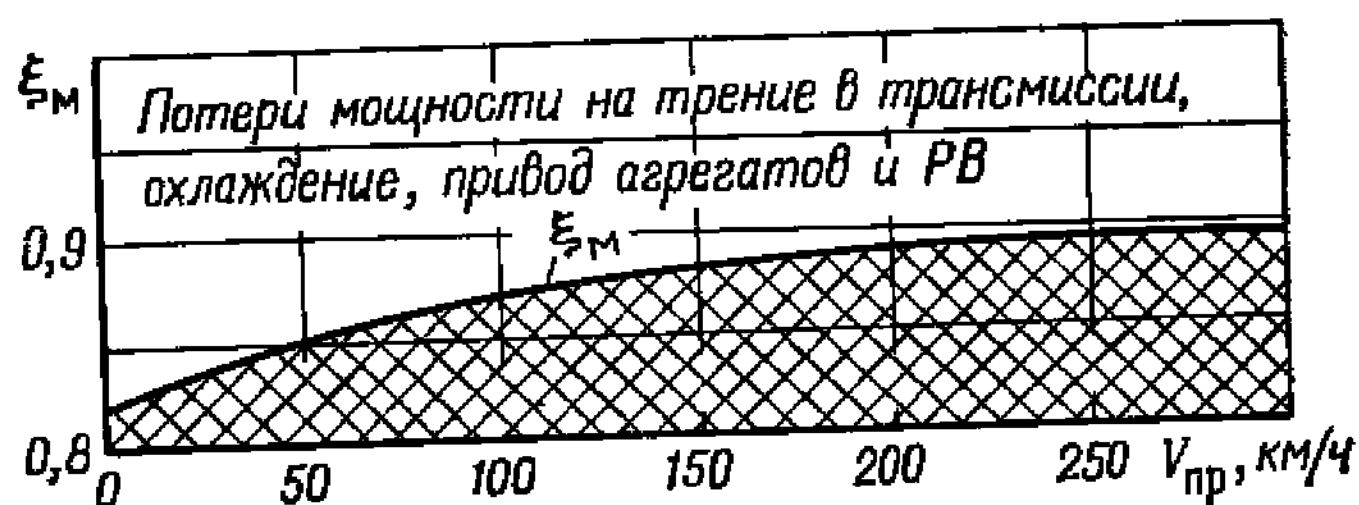


Рис. 4.4. Зависимость коэффициента использования мощности силовой установки от скорости полета

истинная скорость полета V и поэтому график зависимости $N_{г. п}$ от H и V сдвигается вверх и вправо (рис. 4.5).

В связи с тем что при большей массе вертолета требуется бо́льшая тяга, в результате увеличивается мощность $N_{г. п}$. Ее зависимость от массы m вертолета приведена на рис. 4.6, а. Кроме того, $N_{г. п}$ зависит от изменения температуры наружного воздуха, отличающейся от стандартной (по МСА) для данной высоты полета. При увеличении температуры уменьшается плотность воздуха на данной высоте. Чтобы создать одну и ту же по величине потребную тягу НВ, необходимо увеличить общий шаг НВ, а это, в свою очередь, ведет к увеличению $N_{пр}$ и $N_{инд}$, в целом — $N_{г. п}$ (рис. 4.6, б).

Располагаемая мощность для НВ N_p — это максимально возможная мощность, которая подводится к несущему винту при работе двигательной установки на максимальном (взлетном) режиме. Она меньше, например, эффективной взлетной мощности двигателя $N_{свз.л}$ на величину потерь (ΔN_k) на трение в трансмиссии, при-

нудительное охлаждение и вращение РВ: $N_p = N_{e_{взл}} - \sum \Delta N_k$. Учитывается эта разность через коэффициент использования мощности двигателей по формуле $N_p = N_{e_{взл}} \xi_m$.

Располагаемая мощность N_p с ростом скорости (от $V = 0$) незначительно увеличивается, хотя $N_{e_{взл}}$ от V не зависит (рис. 4.5 и 4.6), так как уменьшаются производительные потери мощности при создании располагаемой тяги и растет ξ_m (рис. 4.4).

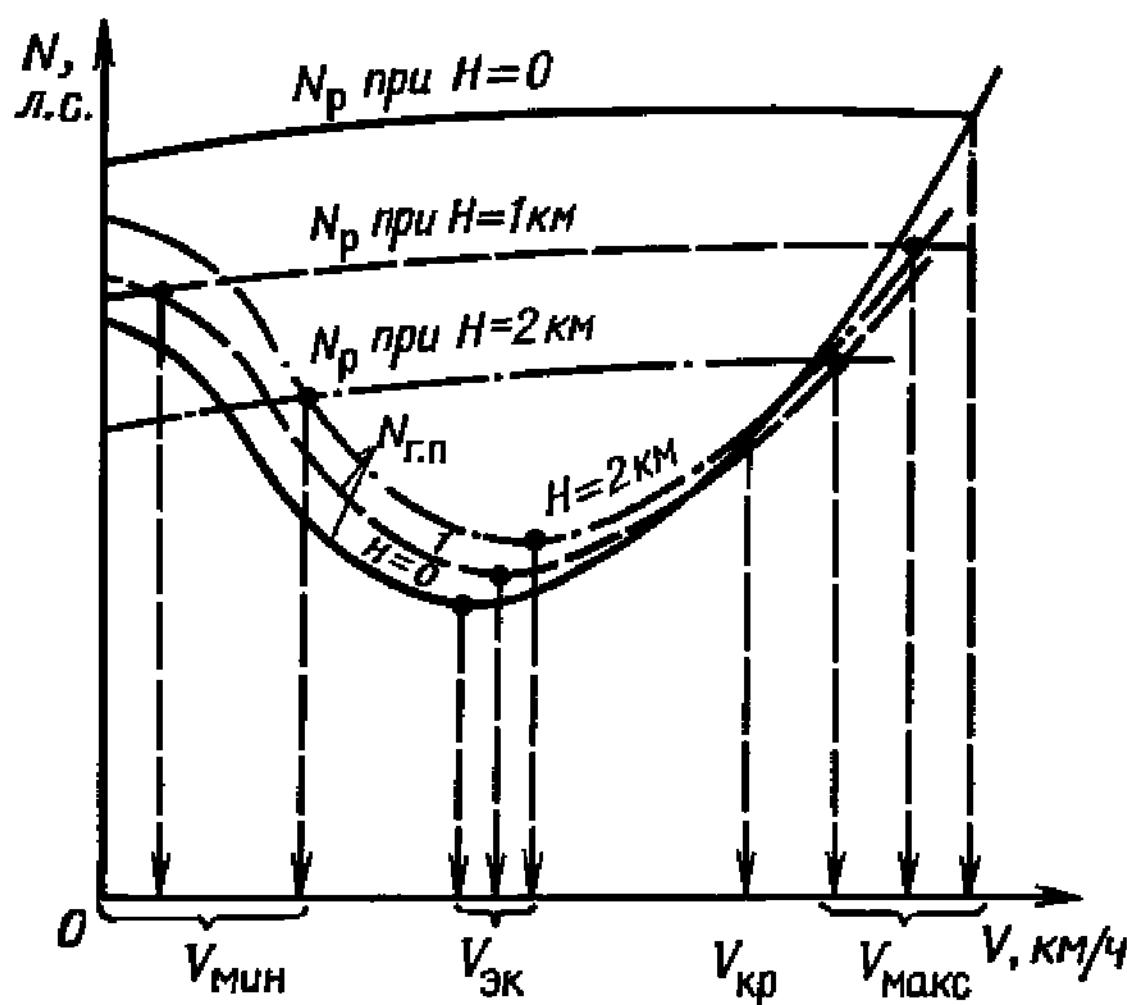


Рис. 4.5. Зависимость потребных и располагаемых мощностей НВ от высоты и истинной скорости установившегося горизонтального полета

Располагаемая мощность изменяется от высоты полета и температуры наружного воздуха точно так же, как и эффективная мощность двигателей при работе на взлетном режиме, т. е. для невысотного двигателя с увеличением высоты полета и температуры более расчетной располагаемая мощность падает (рис. 4.5 и 4.6, б).

Мощность, подводимая к НВ при различных значениях общего шага НВ и промежуточных режимах работы двигателей, называется п о д в о д и м о й м о щ н о с т ью $N_{подв}$. Подводимая к НВ мощность при постоянном режиме работы двигателей (например, крейсерском) и постоянном общем шаге НВ подчиняется

тем же закономерностям при изменении скорости, высоты и температуры, что и располагаемая мощность НВ.

Если подводимая мощность $N_{\text{подв}}$ будет больше, чем потребная для горизонтального полета на данной ско-

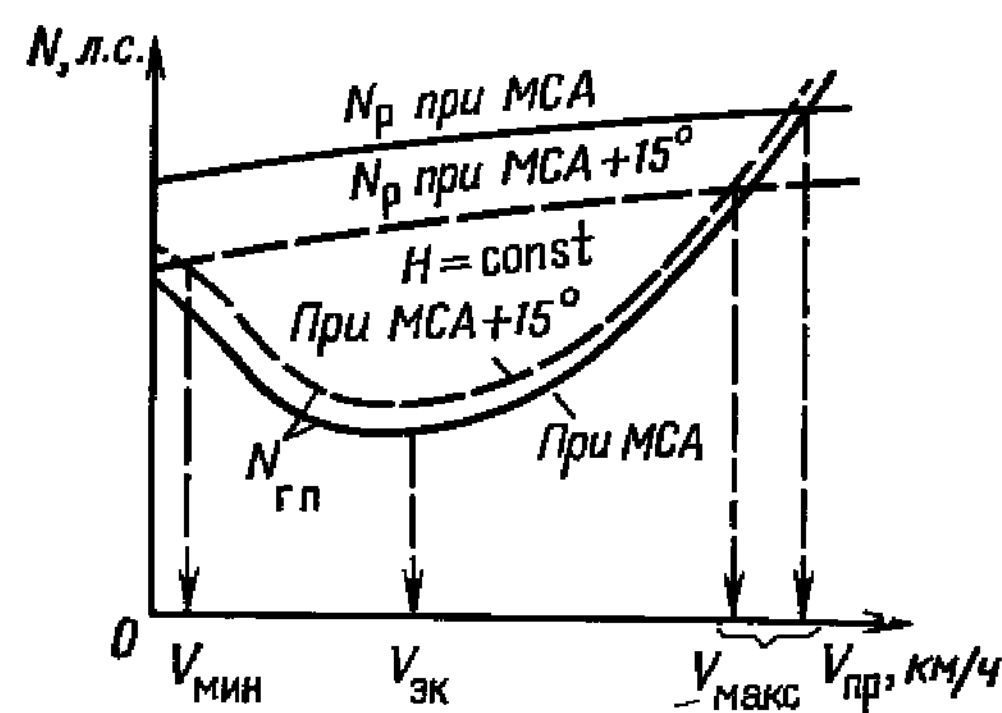
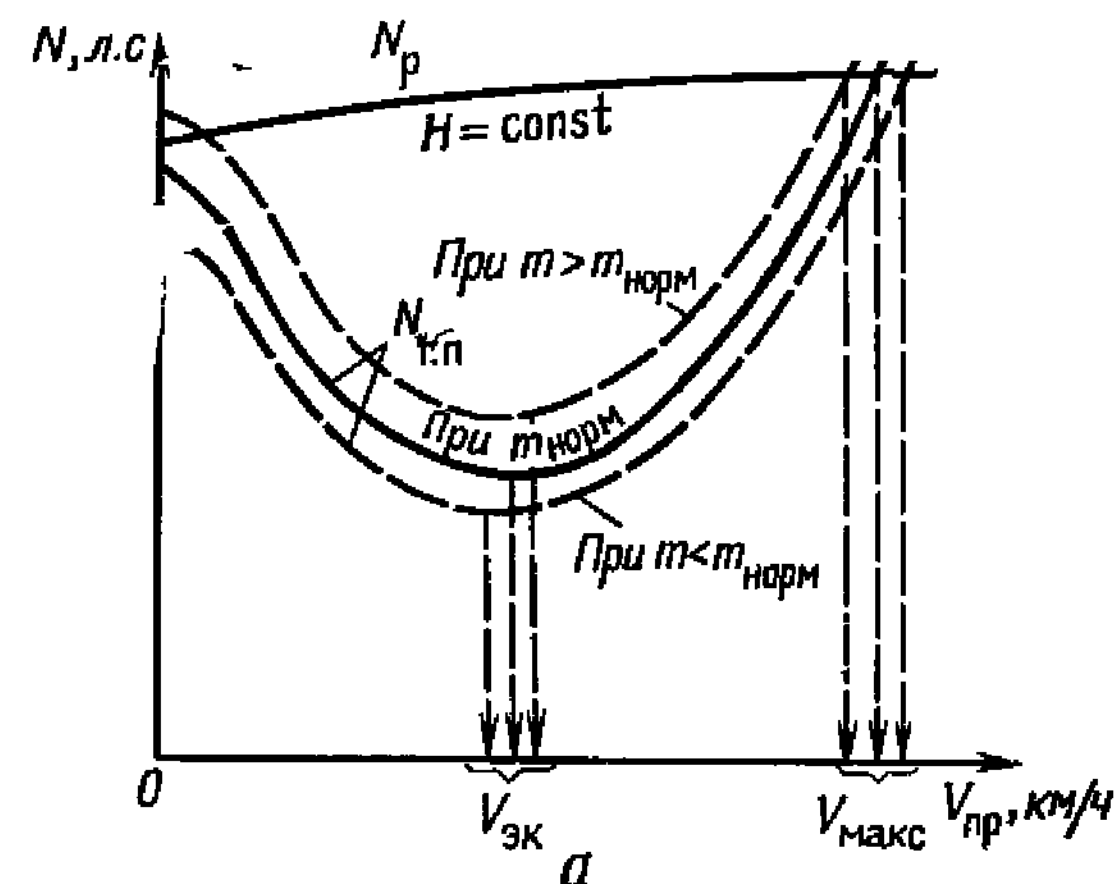


Рис. 4.6. Зависимость потребных и располагаемых мощностей НВ от массы вертолета m (а) и температуры наружного воздуха (б), отличной от стандартной (МСА) на данной высоте

рости, возможен разгон при сохранении горизонтальности траектории $V_y = 0$ и набор высоты при сохранении скорости полета. Если же подводимая мощность окажется меньше потребной, то при сохранении горизонтальности траектории будет происходить торможение, а при выдерживании скорости — снижение.

В связи с перечисленными закономерностями изменения потребных и располагаемых тяг и мощностей ограничиваются минимальные и максимальные скорости и в целом высотно-скоростные свойства вертолетов.

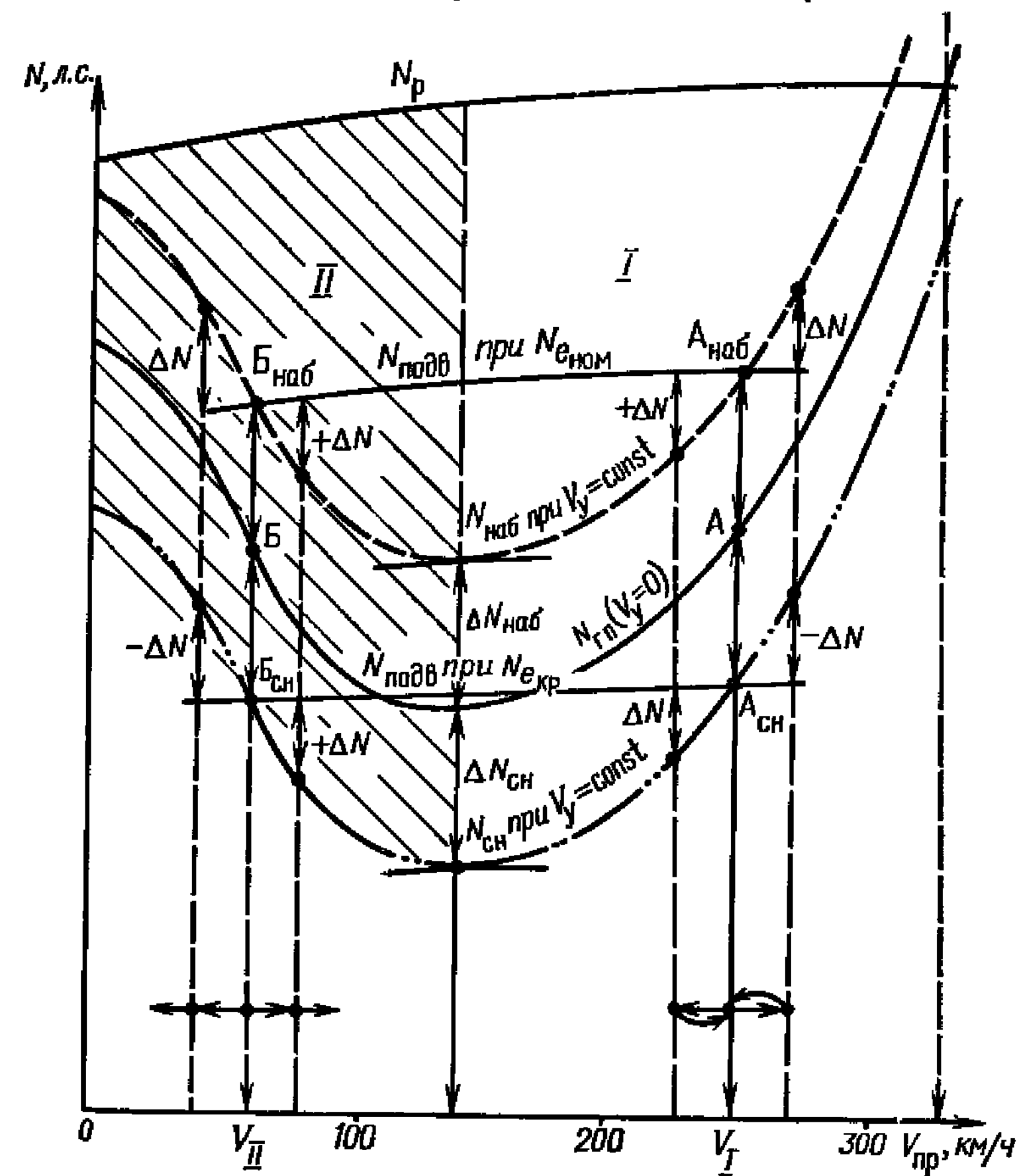


Рис. 4.7. Изменение потребных мощностей НВ при установившемся наборе и снижении

Потребная мощность для набора высоты $N_{\text{наб}}$ складывается (при прочих равных условиях) из потребной мощности для горизонтального полета (висения) и дополнительного избытка мощности, расходуемого на набор высоты (т. е. на увеличение потенциальной энергии вертолета). Если

задаться постоянной вертикальной скоростью (например, $V_y = 2 \text{ м/с} = \text{const}$), необходимая мощность для набора высоты как при вертикальном подъеме, так и при движении по наклонной траектории по сравнению с необходимой мощностью для висения и горизонтального полета (при одинаковых скоростях полета по прибору) должна быть увеличена на постоянную величину $\Delta N_{\text{наб}}$, т. е. кривая необходимой мощности при наборе высоты сдвигается эквидистантно вверх относительно необходимой мощности для горизонтального полета (рис 4. 7).

Аналогично этому эквидистантно вниз сдвигается и кривая необходимой мощности для установившегося снижения $N_{\text{сн}}$ по наклонной траектории, например, при вертикальной скорости снижения $V_y = 2 \text{ м/с}$ (рис. 4. 7). Эта закономерность справедлива для потребных мощностей и небольших вертикальных скоростей набора и снижения.

Максимальные вертикальные скорости установившегося набора рассчитываются по формуле

$$V_y = (N_p - N_{г.п}) 75/G = \frac{75 \Delta N}{G},$$

где $N_{г.п}$ должна определяться для соответствующих полетной массы вертолета и скорости набора.

Используя эту формулу, можно рассчитывать и максимальные вертикальные скорости установившегося снижения при планировании на режиме самовращения НВ, если известна необходимая мощность для горизонтального полета, т. е.

$$V_{y_{\text{макс}}} \approx - N_{г.п} 75/G.$$

Получаемые максимальные вертикальные скорости близки к практическим скоростям.

§ 4.2. РЕЖИМЫ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Висение

В и с е н и е м называется такой режим полета вертолета, при котором его скорость относительно земли равна нулю. При наличии ветра висение (носом против ветра) является горизонтальным полетом. В этом случае вертолет выполняет полет относительно воздушной массы со скоростью ветра и НВ работает в режиме

косо́го обтекания. Если вертолет будет дрейфовать по ветру, т. е. перемещаться относительно земли со скоростью ветра, НВ работает как и при висении в штиль, т. е. в осевом потоке.

Режим висения является одним из основных рабочих режимов, а также и одним из основных элементов взлета и посадки по-вертолетному. На режиме висения условия работы несущего и рулевого винтов по напряженности и нагруженности довольно тяжелые, а от двигателей в целом ряде случаев требуется длительное использование всей их мощности. Поэтому режим висения применяется для проверки работы двигателей, трансмиссии, управления, а также для определения запаса мощности и центровки перед каждым полетом. Как показано в гл. 3, этот режим является одним из наиболее сложных по технике пилотирования, особенно при полете с отключенным автопилотом. Он требует от летчика повышенного внимания, большого физического напряжения и четкости в пилотировании.

Условия и особенности выполнения висения

Исходя из анализа изменения потребных и располагаемых тяг и мощностей НВ при $V_{пр} = 0$, можно сказать, что с увеличением высоты висения наступает момент, когда потребная тяга НВ для висения $T_{пв}$ по величине равна располагаемой T_p , т. е. потребная мощность для висения равна располагаемой ($N_{вис} = N_p$). Максимальная высота, на которой возможно выполнение висения на вертолете, называется статическим потолком вертолета ($H_{ст}$). В характеристиках вертолетов величина $H_{ст}$ приводится для нормальной массы вертолета при стандартных атмосферных условиях без учета эффекта воздушной подушки. Практически выполнять висение на $H_{ст}$ нельзя, так как нет запаса по тяге (мощности) и в случае какого-либо внешнего воздействия (или если будет допущена малейшая неточность в технике пилотирования) происходит потеря оборотов НВ и вертолет начинает снижаться.

В Инструкциях экипажу для каждого вертолета предусматриваются номограммы для определения предельной полетной массы вертолета в зависимости от различных эксплуатационных факторов. Если определить по номограмме максимальную высоту висения для нормальной массы вертолета при стандартной температуре

наружного воздуха (рис. 4.8), то она оказывается несколько ниже статического потолка вертолета. Эта высота висения называется **п о т о л к о м в и с е - н и я** $H_{п.в.}$, где практически можно выполнить висение вне зоны влияния воздушной подушки. Имеющиеся при этом запасы по мощности СУ и путевому управлению обеспечивают необходимую безопасность выполнения висения.

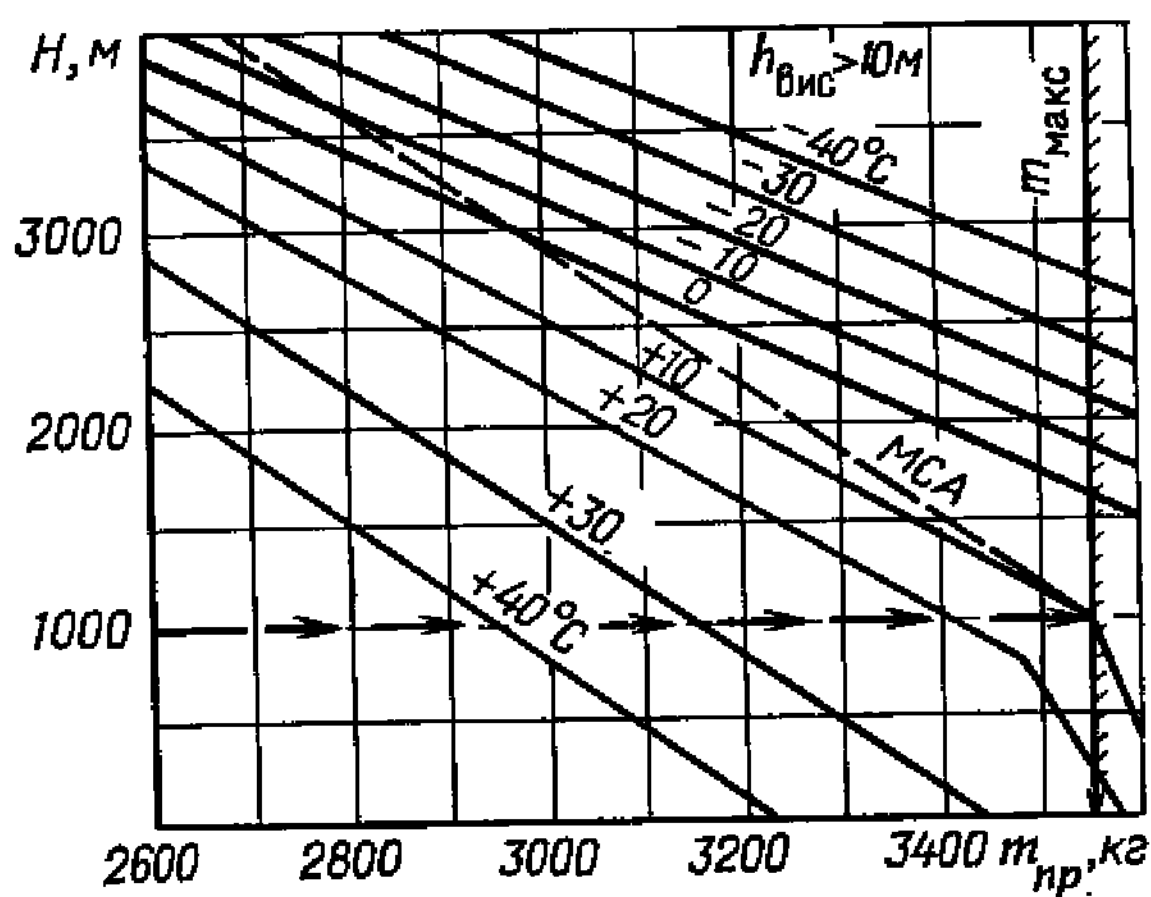


Рис. 4.8. Номограмма для определения предельной массы вертолета Ми-2 в зависимости от высоты висения вне зоны влияния воздушной подушки и температуры наружного воздуха

Учитывая возможность использования эффекта воздушной подушки, в Инструкции экипажу приводятся номограммы для определения предельной массы вертолета с выполнением висения в зоне ее влияния. В этом случае определенный по номограмме потолок висения при прочих равных условиях оказывается больше статического потолка вертолета, хотя для висения на этой предельной высоте также предусмотрены определенные запасы мощности СУ и управления. Высота висения 10—200 м над поверхностью площадки почти для всех вертолетов считается опасной из-за возможного отказа одного или обоих двигателей. Поэтому висение на этих высотах можно выполнять только при необходимости (при взлетах и посадках на площадках

ограниченных размеров и с высокими препятствиями на подходах, при спасательных работах, при полете с грузом на внешней подвеске и др.). Такое ограничение в этом случае установлено потому, что при отказе двигателя, с одной стороны, высота недостаточна для перевода вертолета с вертикального снижения на поступательный полет, а с другой — на некоторых вертолетах не обеспечивается безопасность вертикального приземления. На высотах более 200 м над поверхностью площадки висение визуально по земле выполнять затруднительно. Поэтому на этих высотах висение можно осуществлять только при наличии специальных приборов — указателей малых скоростей, которые, как известно, позволяют после соответствующей тренировки выполнять не только висение, но и маневрирование на малых скоростях полета вертолета.

Для установившегося режима висения необходимо, чтобы при пилотировании летчик добивался равновесия всех сил и моментов (рис. 4.9), действующих на вертолет. Достигается это в процессе балансировки вертолета, когда летчик соответствующими отклонениями рычагов управления устраняет всякие перемещения относительно земли и сохраняет высоту висения. При этом вертолет занимает вполне определенное положение в пространстве по крену, тангажу и курсу (направлению) висения.

Вертолеты одновинтовой схемы (реактивный момент НВ стремится развернуть вертолет влево), сбалансированные на висении при средней продольной центровке, висят с правым креном $\gamma_{НВ}$ при полуопущенной хвостовой балке. Равновесие всех сил и моментов в поперечной плоскости наступает, когда правый балансировочный крен по валу НВ достигает приблизительно $2-3^\circ$. Происходит это из-за превышения вертикальной центровки y_T над расстоянием $h_{р.в}$ (рис. 4.9). При равенстве этих плеч ($y_T = h_{р.в}$) вертолеты одновинтовой схемы могут висеть без крена, так как $T_z = T_{р.в}$ и поперечные моменты уравновешены. При $h_{р.в} > y_T$ возможен даже небольшой левый крен. Последний случай наблюдается на практике, когда висение выполняется при больших предельно передних центровках вертолета. При отсутствии крена на висении наклон конуса НВ вправо и, следовательно, равенство $T_z = T_{р.в}$ обеспечиваются только в результате отклонения автомата перекоса (ручки управления) вправо.

чагов управления. На висении рычаги управления занимают определенное балансирующее положение, соответствующее данной продольной центровке вертолета (гл. 3). Летчик непрерывно перемещает их около этого положения, так как вертолет динамически неустойчив на вертикальных режимах и на малых скоростях полета. В процессе выдерживания заданных параметров висения (высоты, направления) летчик, отклоняя рычаги управления, в какой-то мере упреждает стремление вертолета к увеличению или уменьшению углов тангажа и крена и к появлению разворота, чтобы не допустить развития возмущенного движения. Движения ручкой управления в этом случае двойные, упреждающие (реагирующие на малейшую тенденцию вертолета) и короткие по ходу. Большие движения ручкой управления ведут к значительной разбалансировке вертолета.

Аналогичные движения характерны и для рычага общего шага НВ. Обычно летчик при выполнении висения рычаг «шаг-газ» почти не фиксирует, реагируя на изменение высоты. При перемещениях рычага общего шага НВ изменяется реактивный момент НВ, нарушается равновесие путевых моментов (моментов рыскания). Поэтому летчик должен, учитывая эту особенность, одновременно с перемещением рычага отклонять (координированно) соответствующую педаль вперед (рычаг «шаг-газ» перемещается вверх — дается правая педаль вперед, вниз — левая педаль вперед).

При включенном автопилоте техника пилотирования значительно упрощается. Необходимо избегать частых и двойных движений ручкой управления, так как это только способствует разбалтыванию вертолета на висении (гл. 3).

В установившемся положении, когда вертолет не накрывается, не поднимает и не опускает нос, рекомендуется снять нагрузку с ручки управления механизмом триммерного эффекта.

Висение рекомендуется выполнять против ветра, так как в этом случае положение вертолета более устойчиво и обеспечиваются наибольшие запасы путевого управления.

Более сложным по технике пилотирования является выполнение висения в условиях порывистого ветра, особенно бокового и попутного, так как помимо соблюдения приведенного выше равновесия сил, которого летчик добивается соответствующим отклонением рычагов

управления, затрудняется выдерживание путевого равновесия моментов и направления висения. Вертолеты могут выполнять висение только в том случае, если скорость ветра не превышает допустимую по Инструкции экипажу. При этом обеспечивается определенный запас по путевому управлению.

Боковой ветер слева (рис. 4.10). При таком направлении ветра рулевой винт работает

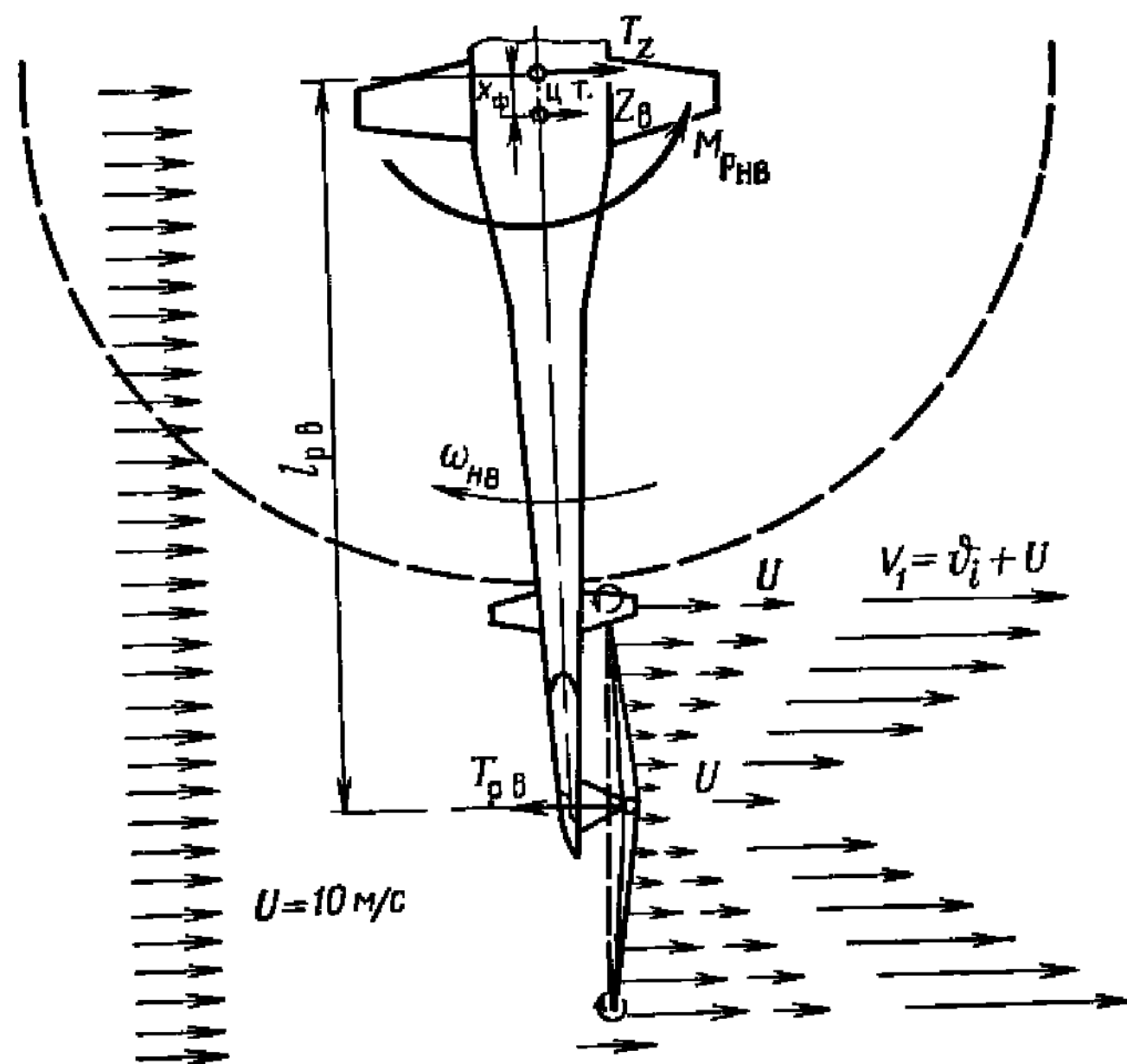


Рис. 4.10. Схема сил на висении с левым боковым ветром

в осевом потоке, подобно несущему винту при вертикальном подъеме (гл. 1).

При увеличении скорости ветра слева уменьшаются углы атаки элементов лопастей. Летчик, чтобы сохранить или даже увеличить тягу винта, должен с возрастанием скорости ветра слева увеличивать угол установки лопастей РВ. Несмотря на это, мощность, потребная для вращения РВ, почти не изменяется (рис. 4.11), так как в процессе восстановления путевого равновесия уменьшение угла атаки элементов лопастей от бокового ветра компенсируется увеличением углов установки

лопастей примерно на такую же величину и они работают на тех же углах атаки, что и при висении в штиль.

Одновременно с уменьшением тяги РВ увеличивается боковая сила вертолета $Z_b = Z_{\phi} + Z_k$ (фюзеляжа вместе с килем).

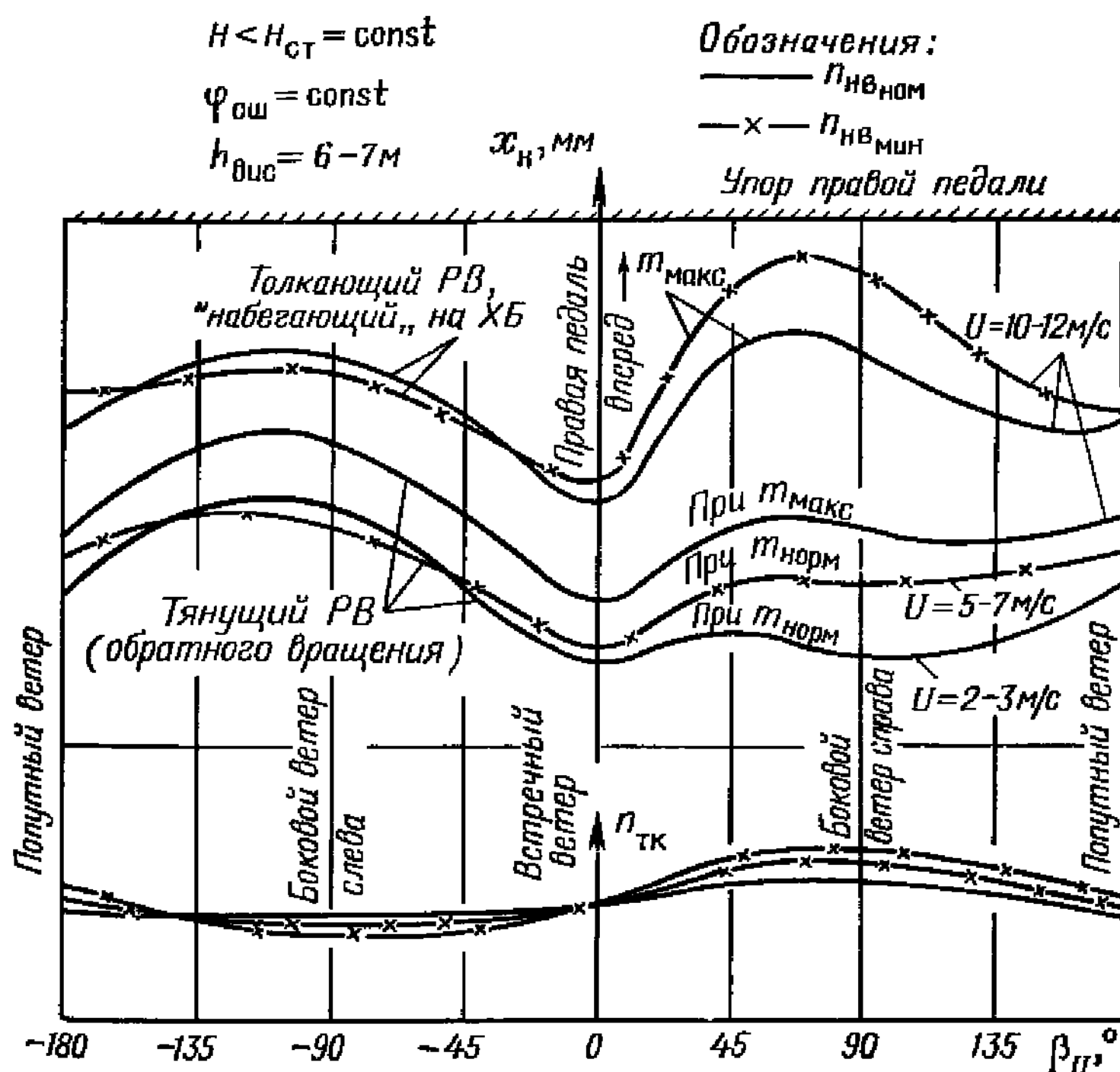


Рис. 4.11. Влияние ветра на балансировку вертолета на висении

Однако величиной путевого момента от боковой силы Z_b можно пренебречь, так как она приложена в районе центра тяжести. Поэтому для всех одновинтовых вертолетов при ветре слева характерно увеличение требуемого балансирующего отклонения правой педали вперед по сравнению с висением в штиль, а тем более со встречным или попутным ветром, даже независимо от направления вращения РВ (рис. 4.11).

Боковой ветер справа (рис. 4.12). При ветре справа РВ работает в осевом потоке, подобно НВ при вертикальном снижении (гл. 1). При увеличении

скорости ветра углы атаки элементов лопастей РВ увеличиваются. Казалось бы, закономерен вывод, что, если углы атаки увеличиваются, следует меньше отклонять вперед правую педаль при висении с правым боковым ветром. Действительно, для некоторых вертолетов при небольших скоростях бокового ветра справа (2—3 м/с) наблюдается уменьшение потребного балансирующего

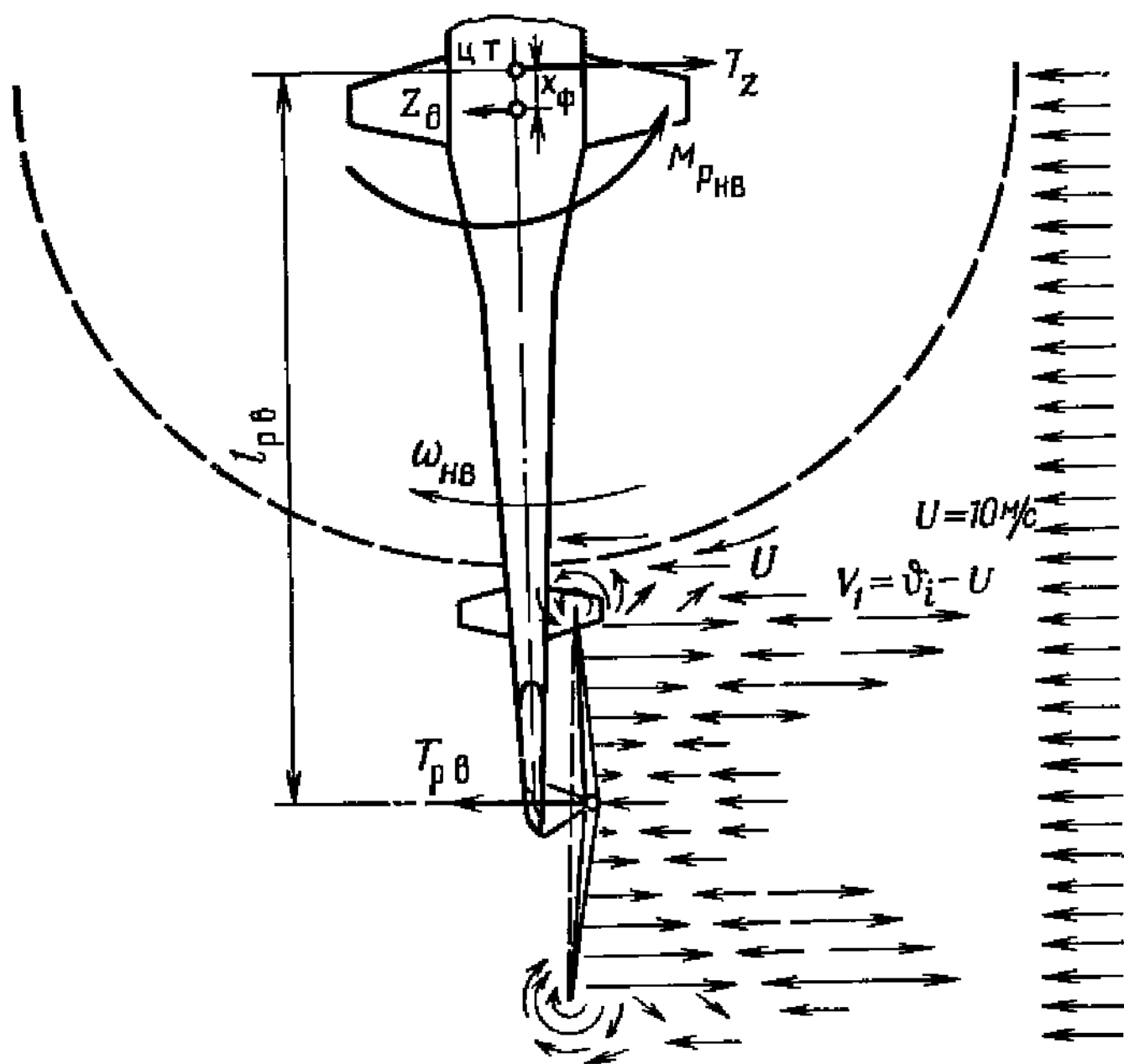


Рис. 4.12. Схема сил на висении с правым боковым ветром

хода вперед правой педали по сравнению с висением в штиль и встречным ветром при прочих равных условиях (рис. 4.11). Однако при больших скоростях ветра, близких к предельным, картина обтекания РВ быстро меняется. В этом случае падение тяги РВ настолько значительно, что резко возрастает потребное отклонение вперед правой педали. При определенных условиях (встречно-боковой ветер справа под углом 45°) потребное отклонение педали вперед становится больше, чем при висении с левым боковым ветром (рис. 4.11), так как осевая обдувка РВ, «набегающего» на хвостовую балку (ХБ), усиливается влиянием потока от НВ (рис. 1.38).

Поведение вертолета при висении с правым боковым ветром, когда скорость ветра близка к допустимому значению, а масса вертолета предельная $m_{пр}$, очень неустойчиво: при случайном увеличении скорости ветра справа он стремится развернуться не вправо (носом против ветра), а наоборот, влево (хвостом на ветер). Чтобы удержать направление при висении с боковым ветром справа, летчику приходится постоянно выполнять двойные движения педалями, при этом возможна постановка педали на упор.

Основной причиной возможной потери путевой устойчивости вертолета на висении с правым боковым ветром является падение тяги РВ из-за срыва потока с лопастей и потерь на вихреобразование при такой осевой обдувке, особенно при пониженных оборотах НВ.

Наличие срыва потока с лопастей РВ подтверждается тем, что при висении с правым боковым ветром (если даже величина хода правой педали вперед меньше, чем при висении с левым боковым ветром) необходимая мощность на вращение несущего и рулевого винтов больше независимо от направления вращения РВ (рис. 4.11). Это заметно, если обратить внимание на увеличение $n_{тк}$ при постоянных оборотах НВ ($n_{НВ} = \text{const}$ и $\varphi_{ош} = \text{const}$). Для НВ в принципе необходимая мощность на вращение не зависит от направления ветра, если скорость его одинакова (во всех этих случаях — косая обдувка). Следовательно, весь прирост потребной мощности двигателей при висении с правым боковым ветром можно отнести только за счет увеличения потребной мощности на вращение РВ. При пониженных оборотах НВ потребный расход правой педали вперед увеличивается, дополнительно растет и потребная мощность на вращение РВ. На висении в условиях, когда скорость бокового ветра превышает допустимое значение по Инструкции экипажу, при постановке правой педали на упор возможно столь высокое дополнительное увеличение потребной мощности на вращение РВ (из-за срыва потока с лопастей), что обороты НВ падают, дополнительно уменьшается $T_{р.в}$ и вертолет входит в так называемый с а м о п р о и з в о л ь н ы й разворот влево.

Таким образом, чтобы исключить самопроизвольный разворот вертолета влево (в сторону действия реактивного момента НВ), в Инструкции экипажу даются ограничения по скорости бокового ветра, благодаря чему

предусматривается определенный запас до критической скорости ветра и обеспечиваются запасы по путевому управлению.

Попутный ветер. При попутном ветре на висении вертолет в путевом отношении неустойчив. Как правило, он стремится развернуться влево. На висении без перемещения вертолета относительно земли в зоне влияния воздушной подушки вихрь, образованный взаимодействием потока НВ и ветра (рис. 4.13), создает условия, в которых толкающий РВ, «набегающий» на хвостовую балку, теряет часть тяги вследствие уменьшения относительной скорости обтекания лопастей и об-

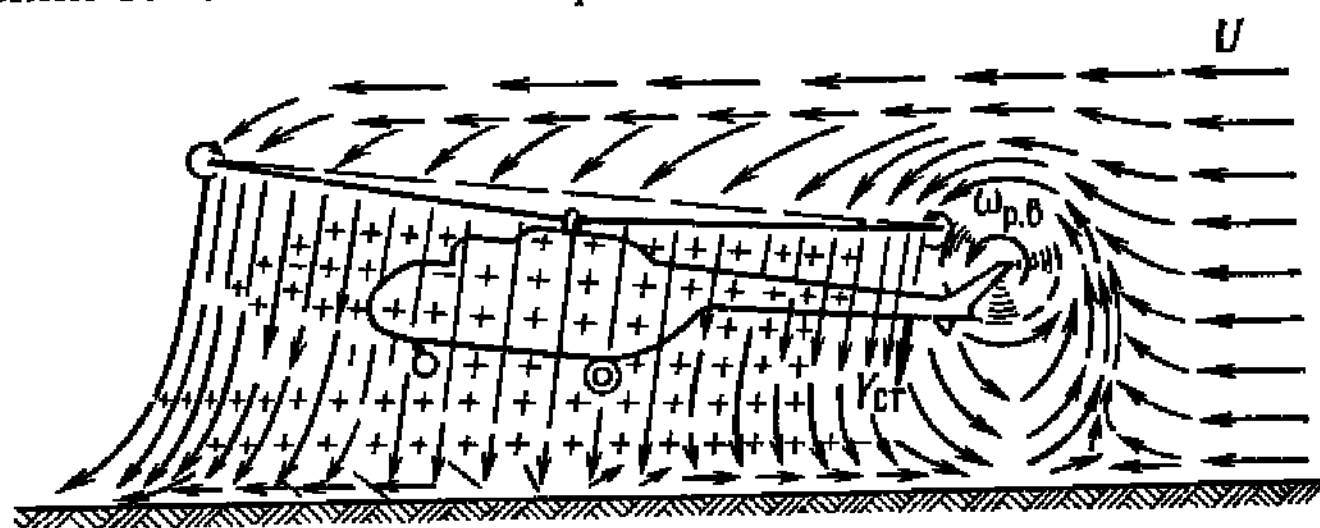


Рис. 4.13. Схема образования вихря около вертолета со стороны ветра на висении в зоне влияния воздушной подушки

разования срыва потока. Поэтому при висении с попутным ветром наблюдается увеличение потребного отклонения вперед правой педали (рис. 4.11). Для уменьшения расхода педали на некоторых современных вертолетах изменено направление вращения РВ, что увеличило запасы по ходу правой педали при висении с правым и попутным ветром.

Вертикальный подъем

Режим вертикального подъема является, как и висение, одним из напряженных режимов работы НВ. Для его выполнения требуется большая мощность, чем для висения. Этот режим является одним из основных элементов взлета по-вертолетному. Особенно значительный по продолжительности вертикальный подъем выполняется при взлете с площадок, окруженных высокими препятствиями. Вертикальный подъем может применяться и как маневр для обзора местности при действии вертолетов из засад, когда выходить вперед и сближаться с противником нецелесообразно.

Условия и особенности выполнения вертикального подъема

Для начала вертикального подъема необходимо, чтобы на висении летчик увеличил шаг НВ и подъемная сила стала больше, чем требуется для выполнения висения, т. е. $T_y > G$. При нарушении равновесия вертикальных сил появится вертикальное ускорение $\frac{dV_y}{dt} = g \left(\frac{T_y - Y_{\text{кд}} - G}{G} \right)$. Но как только начнет увеличиваться вертикальная скорость, появится дополнительная сила вредного сопротивления вертолета, которая будет направлена вниз. Кроме того, уменьшится подъемная сила T_y , так как уменьшатся углы атаки элементов лопастей НВ (рис. 1.16). Следовательно, с увеличением вертикальной скорости будет уменьшаться перегрузка n_y , которая при определенной вертикальной скорости становится равной 1. Физически это означает, что ускорения не будет ($\frac{dV_y}{dt} = 0$) и достигнутая к этому моменту вертикальная скорость сохраняется постоянной. Наступает так называемый установившийся режим вертикального подъема, когда силы, действующие на вертолет по вертикали, уравновешены и вертолет поднимается вертикально с постоянной скоростью.

Для начала подъема необходимо увеличить силу T_y , а следовательно, подвести к НВ дополнительную мощность (избыток мощности).

Максимальный избыток мощности можно получить у земли (на уровне моря) при работе двигателей на взлетном режиме. С подъемом на высоту максимальный избыток мощности уменьшается, так как располагаемая мощность НВ падает, а мощность, потребная для висения, растет. Поэтому при подъеме максимальная вертикальная скорость уменьшается. На высоте статического потолка она будет равна нулю.

Вертикальную скорость набора высоты (V_y) можно определить из приведенной выше формулы (4.7) при известной величине избытка мощности и силе тяжести вертолета.

Из формулы (4.7) видно, что чем больше избыток мощности и меньше сила тяжести вертолета, тем большей вертикальной скорости можно достичь при вертикальном подъеме.

Таким образом, установившийся режим вертикального подъема получается после соответствующего вертикального разгона вертолета до заданной вертикальной скорости. В дальнейшем для соблюдения условий установившегося полета необходимо выдерживать вертикальную скорость постоянной. Выдерживание вертикальной скорости требует перемещения рычага общего шага НВ только при длительном выполнении подъема, так как с увеличением высоты нарушается равновесие сил. Кроме того, это возможно только до тех пор, пока есть запас мощности двигателей. По мере уменьшения запаса (избытка) мощности дальнейший вертикальный подъем замедляется и вертикальная скорость постепенно уменьшается.

Для того чтобы прекратить вертикальный подъем при подходе к заданной высоте зависания, необходимо плавно уменьшить общий шаг НВ и погасить вертикальную скорость до нуля.

По технике пилотирования вертикальный подъем почти не отличается от режима висения. Движения рычагами управления должны быть плавными и координированными.

Резкое (быстрее, чем указано в Инструкции) перемещение рычага общего шага НВ вверх ведет, как правило, к падению оборотов НВ, так как на некоторых вертолетах приемистость двигателей не обеспечивает в этом случае сохранения оборотов НВ. При таком движении вертолет вначале набирает высоту, но затем вертикальная скорость начинает уменьшаться. Если при этом общий шаг НВ был установлен больше того, который могут обеспечить двигатели при работе на взлетном режиме, набор высоты прекращается и в дальнейшем вследствие падения оборотов и уменьшения тяги НВ начинается самопроизвольное снижение вертолета (подробнее рассмотрено далее). Такая ошибка летчика называется перетяжением НВ (перетягиванием рычага «шаг-газ»). Эта ошибка встречается на вертолетах с ГТД при малом запасе мощности (предельной взлетной массе), так как время приемистости двигателей довольно большое (гл. 2).

Следовательно, чтобы исключить попадание вертолета в самопроизвольное снижение при вертикальном подъеме, летчику необходимо выполнять рекомендации по темпу перемещения рычага «шаг-газ», указанные в

гл. 2, и контролировать изменение оборотов НВ, не допуская их уменьшения менее соответствующих для взлетного режима работы двигателей.

Вертикальное снижение

При вертикальном снижении вертолета с работающими двигателями есть целый ряд специфических особенностей, связанных с работой НВ. В аэродинамике выделяют три основных режима работы НВ. В связи

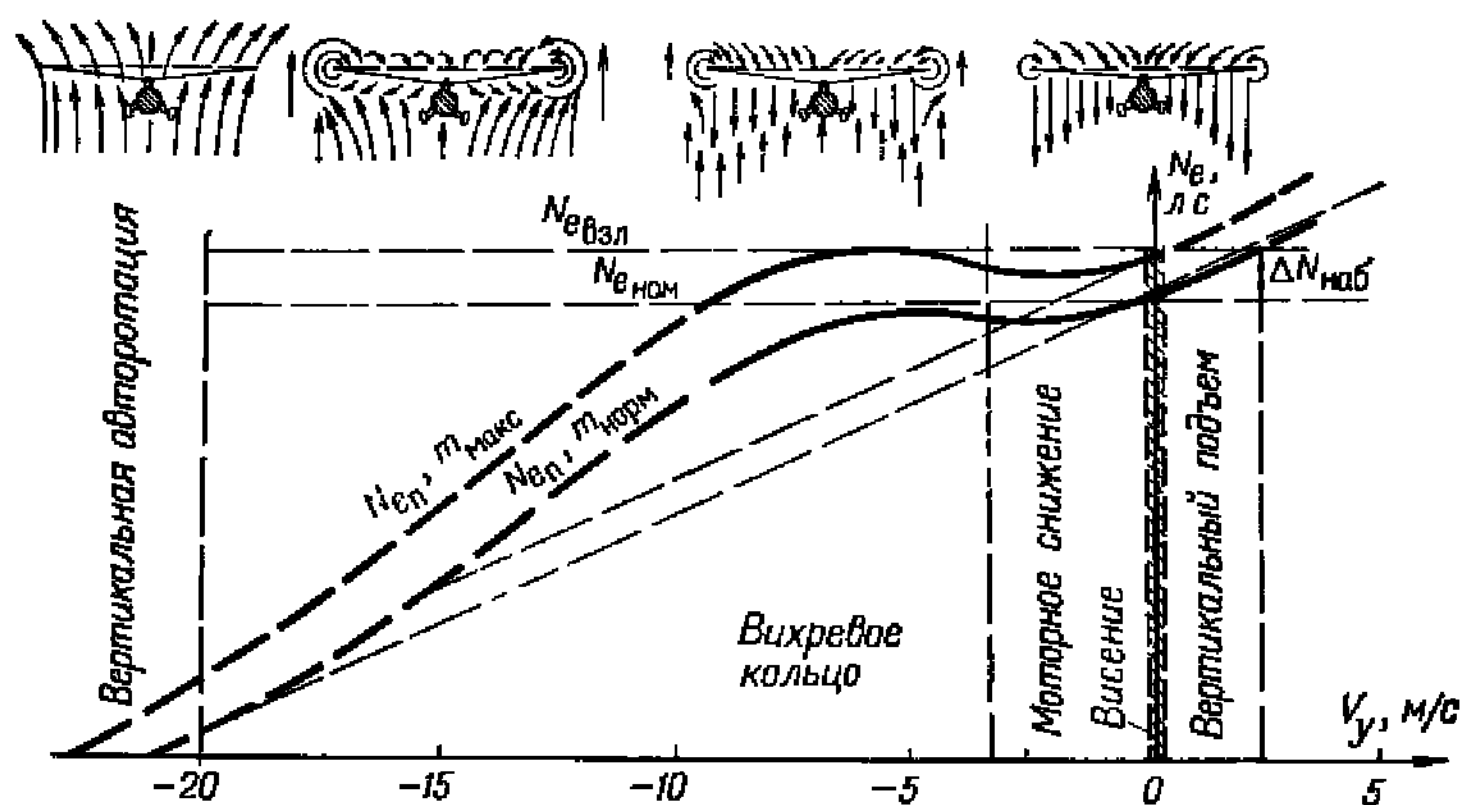


Рис. 4.14. Зависимость потребляемой эффективной мощности двигателей N_e от вертикальной скорости V_y и массы вертолета m на различных вертикальных режимах

с этим различают и три режима снижения вертолета (рис. 4.14): моторное снижение, вихревое кольцо и вертикальную авторотацию.

Режим моторного снижения — это установившееся снижение вертолета с малыми вертикальными скоростями (до 4 м/с), когда НВ работает в условиях, почти не отличающихся от висения. Этот режим выполняется, как правило, при значениях общего шага НВ, меньшем, чем на висении, при этом двигатели работают на мощности, меньшей, чем требуется для висения.

Этот режим снижения получил широкое использование и является одним из основных элементов посадки по-вертолетному, так как позволяет выполнять как установившееся снижение ($V_y = \text{const}$), так и управление вертикальной скоростью снижения.

Режим вихревого кольца — это вертикальное снижение с большой вертикальной скоростью, при котором НВ образует вокруг себя воздушный вихрь тороидного типа («бублик»), получивший название «вихревое кольцо». Вертикальная скорость снижения зависит от степени уменьшения общего шага НВ и мощности двигателей. Этот режим вследствие большой вертикальной скорости и возможности (при недостатке мощности) попадания вертолета в неустойчившееся с а м о п р о и з в о л ь н о е с н и ж е н и е, а также из-за увеличенного вертикального пути при гашении вертикальной скорости и большого увеличения потребной мощности на вращение НВ в летной практике эксплуатируемых вертолетов запрещен. Однако в режим вихревого кольца можно попасть непреднамеренно при некоторых ошибках летчика в технике пилотирования на взлете, при посадке и маневрировании на минимально допустимых скоростях и вертикальных режимах.

Режим вертикальной авторотации — это установившееся снижение на самовращении несущего винта при полностью задресселированных или отказавших двигателях. Этот режим вследствие большой вертикальной скорости снижения и трудности в точном определении момента выполнения «подрыва» для гашения вертикальной скорости является опасным и для вертолетов запрещен. Однако неустойчившееся вертикальное снижение на режиме самовращения НВ вынужденно выполняется при отказе двигателей на висении и вертикальном подъеме (в опасной зоне висения 10—200 м), когда летчик практически не в состоянии перевести вертолет на поступательный полет вперед.

Условия и особенности выполнения вертикального снижения

Для начала вертикального снижения необходимо, чтобы на висении уменьшилась подъемная сила НВ и стала по величине меньше силы тяжести. При этом вертикальное ускорение $\frac{dV_y}{dt} = g \left(\frac{T_y - Y_{кр} - G}{G} \right)$ и величина в скоб-

ках отрицательная. Но как только начнет увеличиваться вертикальная скорость снижения, произойдет некоторое восстановление подъемной силы T_y за счет увеличения углов атаки элементов лопастей НВ. Однако при этом

помимо восстановления углов атаки увеличиваются потери на вихреобразование на концах лопастей НВ. Поэтому восстановление равновесия сил T_y и G произойдет при несколько больших углах атаки элементов лопастей, чем они были на висении, хотя значения общего шага НВ в этом случае меньше. В результате дополнительного увеличения углов атаки (рис. 1.16) расширяется зона срыва в районе комлевых сечений лопастей, а в целом повышается потребляемая мощность на вращение НВ. При этом наблюдается известный парадокс: при установившемся снижении, несмотря на то что $\Phi_{\text{Ош}}$ меньше, чем на висении, мощность двигателей требуется бо́льшая (обороты ротора турбокомпрессора больше). Это необходимо учитывать, так как при определенных условиях вертикального снижения двигатели могут работать на взлетной мощности $N_{\text{взл}}$ (например, на рис. 4.14 при $m_{\text{макс}}$, $n_{\text{НВ}} = \text{const}$, $N_{\text{вп}} = N_{\text{взл}}$; $V_y = 7$ м/с).

Для выполнения вертикального снижения с работающими двигателями (например, с висения) необходимо уменьшить подъемную силу НВ (T_y). В этом случае рычаг «шаг-газ» плавно перемещается вниз с таким расчетом, чтобы не допустить увеличения скорости более допустимой по Инструкции или более заданной (например, более 2 м/с). При этом следует координированно отклонить вперед левую педаль и ручку управления влево, чтобы сохранить заданное направление, не допустить боковых смещений и строго выдержать вертикальность траектории снижения.

Установившийся режим снижения достигается после соответствующего вертикального разгона до заданной вертикальной скорости снижения. В дальнейшем для соблюдения условий установившегося полета необходимо выдерживать вертикальную скорость постоянной. Выдерживание вертикальной скорости требует постоянного внимания летчика, как и при других вертикальных режимах. При небольших скоростях снижения (2—3 м/с), особенно при входе в зону влияния воздушной подушки, происходит их уменьшение, а вертикальная скорость 1 м/с, как правило, гасится полностью.

Для прекращения вертикального снижения надо увеличить силу тяги НВ, причем по величине она должна быть больше силы тяжести вертолета ($T_y > G$). Только в этом случае появится положительное вертикальное ускорение и начнет уменьшаться вертикальная скорость.

Обычно общий шаг НВ устанавливается даже несколько большим, чем на висении, и, когда вертолет полностью остановится, возвращается в положение, соответствующее висению.

При снижении, когда несущий винт работает в режиме вихревого кольца, вследствие образования зон срыва потока в районе комлевых сечений лопастей (углы атаки элементов лопастей близки к критическим значениям) и из-за значительных потерь на вихреобразование на концах лопастей, а также из-за большой турбулентности самого вихревого кольца поведение вертолета очень неустойчиво. Трудно строго выдержать положение вертолета и вертикальную скорость снижения. При скоростях снижения до 7 м/с почти для всех отечественных вертолетов потребная мощность на вращение несущего винта в связи с указанными условиями его работы увеличивается (рис. 4.14), хотя значение общего шага меньше, чем на висении. Это можно заметить по оборотам ротора турбокомпрессора, которые иногда близки по значению к $n_{\text{тк}}$ на взлетном режиме.

В связи с некоторым увеличением потребной мощности на вращение НВ при снижении уменьшается избыток мощности двигателей ΔN , т. е. разность между располагаемой мощностью двигателей и потребной мощностью на вращение НВ. Кроме того, запас мощности необходим, чтобы уменьшить вертикальную скорость снижения. Но при работе НВ в режиме вихревого кольца даже при наличии избытка мощности прироста тяги НВ при увеличении общего шага не происходит и вертолет входит в самопроизвольное снижение.

Характерные признаки поведения вертолета при глубоком входе НВ в режим вихревого кольца:

- самопроизвольное увеличение вертикальной скорости;
- повышенная вибрация всего вертолета;
- уменьшение оборотов НВ при работе двигателей на взлетном режиме или их колебания при $N_e < N_{e_{\text{взл}}}$;
- колебания вертолета по крену и тангажу;
- ухудшение управляемости и запасов управления рычагов общего шага НВ и правой педали.

Если сохранение оборотов НВ не обеспечивается, возможно дальнейшее самопроизвольное увеличение вертикальной скорости вплоть до скоростей, близких по величине к скоростям снижения на режиме вертикальной авторотации.

При снижении вертолета на режиме вертикальной авторотации НВ приводится во вращение аэродинамическими силами, возникающими в результате взаимодействия лопастей с воздухом при уменьшении высоты полета (расхождении потенциальной энергии вертолета).

Для выяснения физической сущности режима самовращения НВ при вертикальном снижении рассмотрим коротко работу элемента лопасти винта в этом случае (рис. 4.15).

Силы, возникающие на элементе лопасти, зависят от величины и направления суммарной скорости W , с ко-

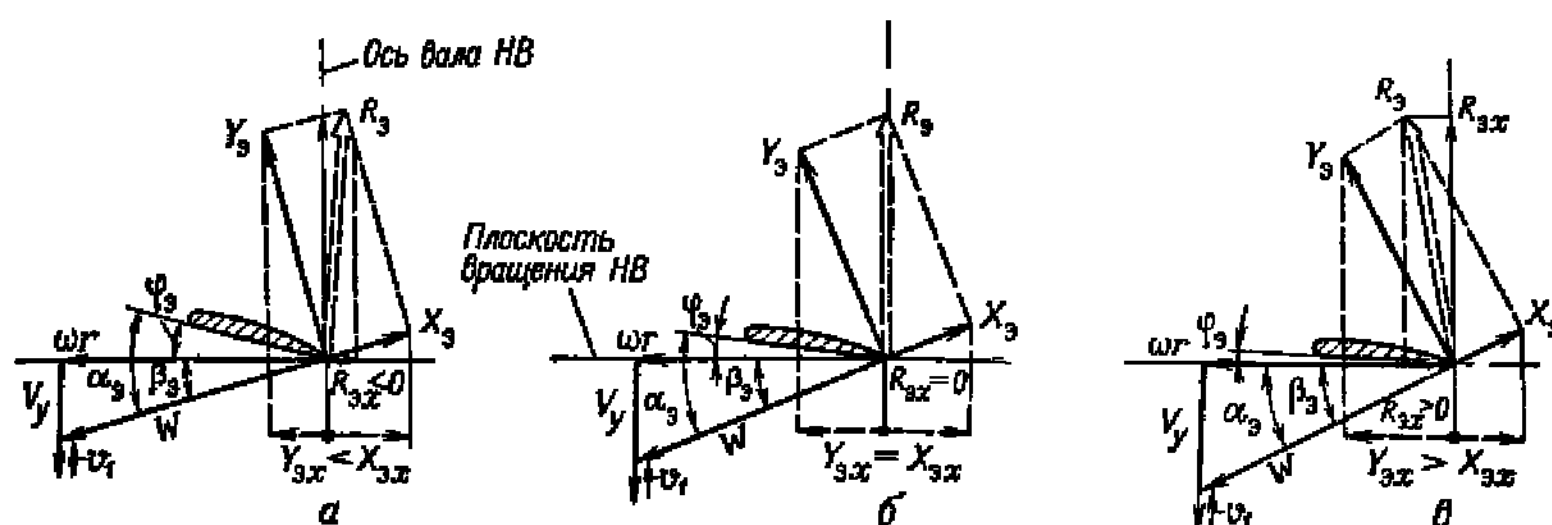


Рис. 4.15. Треугольники скоростей в характерном сечении лопасти и условия замедленного (а), установившегося (б) и ускоренного (в) самовращений НВ при вертикальном снижении

торой профиль лопасти встречается с воздушным потоком, т. е. от угла атаки элемента α_z , равного сумме угла установки ϕ_z и угла притекания потока воздуха β_z . При этом возникает результирующая аэродинамическая сила элемента лопасти R_z , которая дает составляющие: подъемную силу Y_z , направленную перпендикулярно к скорости W , и силу сопротивления X_z .

Анализировать можно как проекцию результирующей силы R_z на плоскость вращения НВ, так и проекции ее составляющих. На рис. 4.15 показаны три возможных направления результирующей силы R_z одного и того же сечения лопасти при одинаковых углах атаки α_z , но при различных углах установки ϕ_z .

Наклон результирующей силы R_z по отношению к плоскости вращения винта раскрывает физическую сущность причины замедленного, ускоренного и установившегося вращения элементов лопасти и лопасти в целом.

Из рис. 4.15 видно, что для сохранения оборотов НВ в допустимых пределах после выключения двига-

телей или их отказа) необходимо уменьшить общий шаг НВ.

Свойства самовращения НВ будут зависеть от свойств самовращения каждой отдельной лопасти. Поэтому летчик, уменьшая угол установки (общий шаг) НВ, создает необходимые условия для самовращения лопастей.

При перемещении рычага общего шага вниз НВ будет переходить от замедленного самовращения к ускоренному. В принципе можно при вертикальном снижении на режиме самовращения, изменяя общий шаг НВ, устанавливать определенные обороты, и этому режиму снижения будет соответствовать вполне установившаяся скорость вертикального снижения (в пределах 17—25 м/с).

При уменьшении общего шага НВ (до упора) число оборотов не будет возрастать беспредельно, так как с ростом вертикальной скорости мощность, подводимая к НВ, увеличивается и при создании подъемной силы НВ, равной по величине силе тяжести, вертикальная скорость стабилизируется. Подвод мощности от воздушного потока становится постоянным, и обороты больше не увеличиваются. Однако при данной силе тяжести вертолета это будет максимальная вертикальная скорость снижения.

При увеличении общего шага НВ (от минимального значения) обороты НВ несколько падают. При этом уменьшается и вертикальная скорость снижения. Движение вновь станет установившимся. Из этого, конечно, не следует, что можно увеличивать общий шаг НВ до любого его значения и всегда при этом получать меньшую V_y и установившиеся обороты. Наоборот, преждевременно затягивать винт опасно, так как это приведет к резкому затормаживанию винта с одновременным увеличением вертикальной скорости снижения.

Важно учитывать, что чем больше обороты НВ при вертикальном снижении, тем выше кинетическая энергия его вращения и тем выгоднее можно использовать НВ при выполнении «подрыва» перед приземлением, так как в этом случае будет большее время падения оборотов НВ при затягивании его и создается лучшая возможность по созданию перегрузки для торможения вертикальной скорости снижения. Поэтому во всех случаях рекомендуется при отказе двигателей общий шаг НВ сбрасывать до минимального значения.

На режиме самовращения несущий винт подводит мощность к трансмиссии и рулевому винту и на вертолет от НВ передается крутящий момент, который разворачивает вертолет вправо. Рулевой винт должен создавать силу тяги и соответствующий момент для уравнивания крутящего момента. В этом случае летчик отклоняет вперед левую педаль и одновременно ручку управления влево, так как сила тяги РВ по сравнению с висением будет направлена вправо (если смотреть по полету), а уравнивающая ее сила T_2 должна быть направлена влево, чтобы не было боковых смещений.

Кроме того, при вертикальном снижении на режиме авторотации НВ летчику необходимо еще учитывать большой потребный путь гашения вертикальной скорости при выполнении «подрыва».

Чтобы сделать условия выполнения «подрыва» более оптимальными с точки зрения обеспечения безопасности приземления, летчик должен (если есть такая возможность) переводить вертолет на разгон поступательной скорости в сторону, свободную от препятствий.

§ 4.3. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

Под режимом горизонтального полета понимается установившееся прямолинейное движение вертолета с постоянной скоростью без набора высоты и снижения. В горизонтальном полете НВ работает в условиях кривой обдувки. Это более экономичный режим работы НВ по сравнению с осевой обдувкой, потому что меньше потери мощности СУ. На режиме горизонтального полета вертолет более устойчив, имеет большие запасы управления, особенно на средних скоростях полета. Однако с увеличением скорости возрастает вредное сопротивление фюзеляжа и полет на скоростях, близких к максимальной, является напряженным как для НВ, так и для всей конструкции вертолета.

В практической аэродинамике вертолетов различают следующие основные характерные скорости горизонтального полета: минимальную, экономическую, крейсерскую и максимальную (рис. 4 5).

Минимальная скорость горизонтального полета ($V_{\min}$) — это наименьшая скорость, на которой вертолет еще удерживается в горизонтальном полете на данной высоте на максимальном режиме работы двигателей.

На рис. 4.5 точки пересечения кривых располагаемых и потребных мощностей по высотам определяют возможности висения и полета на $V_{\min}$.

Экономическая скорость ($V_{\text{эк}}$) — это скорость установившегося горизонтального полета, при которой требуется минимальная мощность двигателей. С точки зрения практической аэродинамики такая скорость довольно универсальна.

При полете на $V_{\text{эк}}$ получают наибольшие запасы продольного, поперечного и путевого управления, а также и запас по шагу НВ от его балансирующего положения до использования взлетной мощности двигателей. Для этой скорости характерен максимальный запас (избыток) мощности при выполнении установившегося горизонтального полета. Имеющийся в этом случае максимальный избыток мощности можно реализовать для получения максимальной вертикальной скорости установившегося набора высоты по наклонной траектории. Поэтому экономическая скорость является одновременно и **наиболее выгодной скоростью установившегося набора высоты по наклонной траектории** $V_{\text{н. наб}}$ (скорость максимальной скороподъемности).

При выполнении горизонтального полета на $V_{\text{эк}}$ достигается наибольшая продолжительность полета (гл. 6).

При выполнении установившегося снижения по наклонной траектории на $V_{\text{эк}}$ при постоянном (уменьшенном по сравнению с горизонтальным полетом) значении мощности, а также и при планировании на режиме самовращения НВ получается минимальная вертикальная скорость. Поэтому на снижении $V_{\text{эк}}$ иногда называют **наиболее выгодной скоростью планирования**.

Обычно экономическую скорость указывают для нормальной взлетной массы ($m_{\text{норм}}$) вертолета.

От изменения полетной массы вертолета значение экономической скорости находится в следующей зависимости:

$$V_{\text{эк}} = V_{\text{экнорм}} \sqrt{m/m_{\text{норм}}}.$$

При незначительных изменениях массы этой поправкой можно пренебречь. Так, например, для вертолета Ми-8 при $m_{\text{норм}} = 11100$ кг $V_{\text{эк}}$ по прибору у земли равна

120 км/ч, тогда $V_{эк}$ для максимальной массы составляет 122 км/ч.

При увеличении вредного сопротивления вертолета (при одной и той же массе), например, за счет внешней подвески вооружения или груза на тросе и т. п. значение экономической скорости несколько уменьшается, так как в этом случае увеличивается мощность движения. Из практики известно, что при перевозке грузов на внешней подвеске более экономичен полет на меньшей скорости, чем $V_{эк}$, на 5—10 км/ч.

С увеличением высоты полета, как правило, до 3000 м экономическая скорость по прибору (индикаторная) остается неизменной. Изменяется только ее истинное значение. На больших высотах экономическая скорость уменьшается вследствие увеличения профильной мощности (срыва потока с лопастей).

Крейсерская скорость — это скорость установившегося горизонтального полета, при которой достигается максимальная дальность полета вертолета (гл. 6).

Максимальная скорость горизонтального полета — это наибольшая скорость установившегося горизонтального полета при использовании максимальной мощности двигателей. Максимальная скорость $V_{макс}$ обуславливается зависимостью потребных и располагаемых мощностей. На рис. 4.5 точки пересечения кривых потребных и располагаемых мощностей определяют значения $V_{макс}$ по высотам.

Диапазон скоростей и высот полета вертолета

Минимальная и максимальная скорости горизонтального полета по высотам определяют в целом диапазон возможных скоростей и высот полета вертолета.

Минимальная скорость полета ($V_{мин}$) изменяется, как показано на рис. 4.16, линия Oab . До высоты статического потолка ($H_{ст}$, точка a) при $m_{норм}$ и стандартных условиях (МСА) вертолет может выполнять горизонтальный полет с $V_{пр} = 0$, т. е. с $V_{мин} = 0$. На высоте более $H_{ст}$ для висения не хватает располагаемой мощности (и тяги), поэтому горизонтальный полет возможен только на поступательной скорости, т. е. когда НВ переходит на косую обдувку и возможности его по созданию тяги при взлетной мощности двигателей увеличиваются. При полете на $V_{мин}$ при $H > H_{ст}$ отсутствуют запасы по мощности СУ и, как правило, очень малы

запасы по путевому управлению, а также ограничено время работы двигателей на взлетном (максимальном) режиме. Полет в этом случае на некоторых вертолетах сопровождается повышенным уровнем тряски, возможно самопроизвольное движение вертолета.

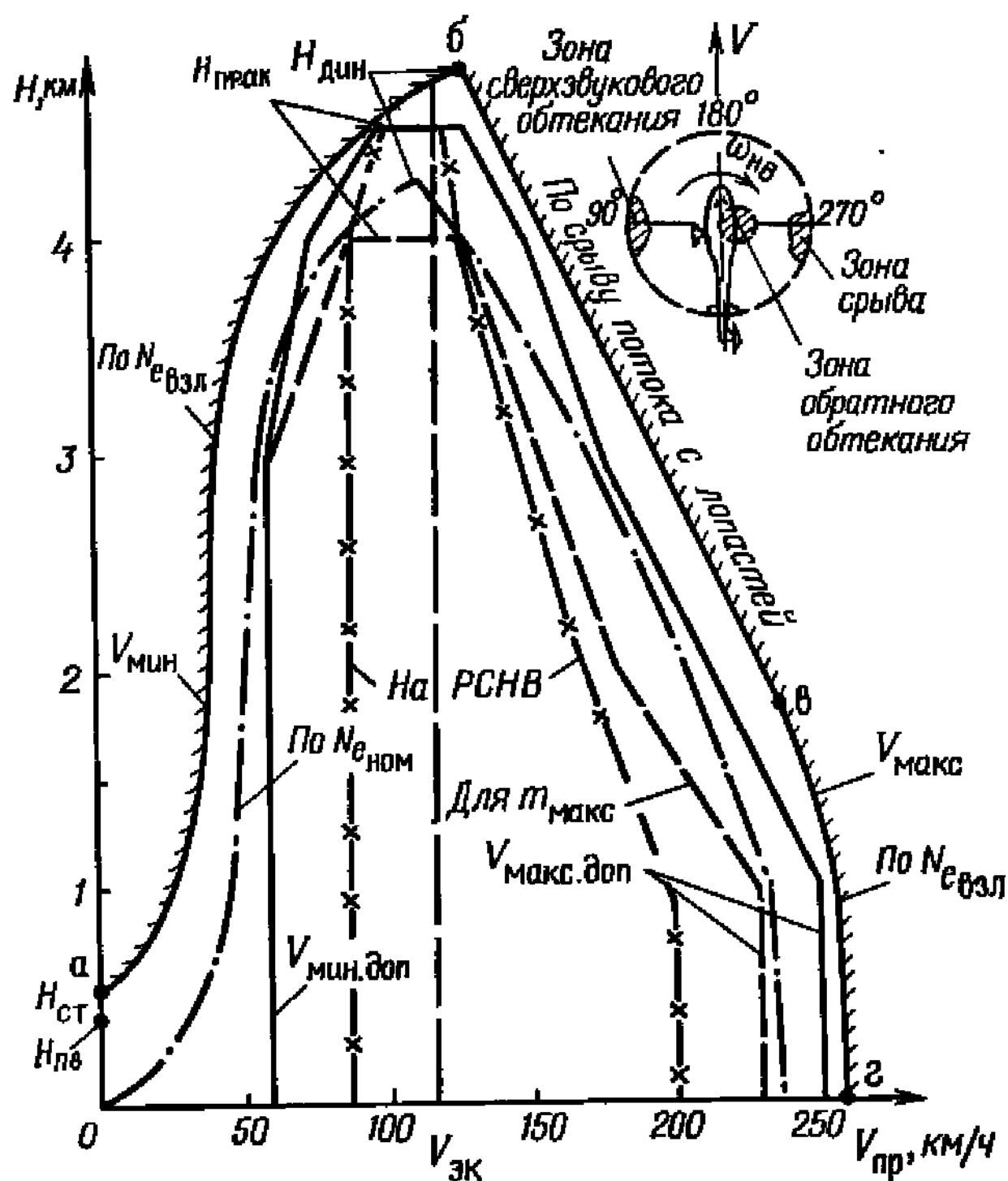


Рис. 4.16. Диапазон скоростей и высот полета вертолета Ми-8 (с нормальной взлетной массой $m_{\text{норм}}$)

Максимальная скорость полета ($V_{\text{макс}}$) изменяется, как показано на рис. 4.16, линия *бвг*. Она ограничена в основном по двум причинам.

1. По срыву потока с лопастей НВ (рис. 4.16, линия *бв*). С увеличением скорости и высоты полета на отступающей лопасти (с азимутами $270\text{—}300^\circ$) вследствие увеличения скорости взмаха вниз и работы регулятора взмаха местные углы атаки становятся близкими к кри-

тическим, в результате чего нарушается плавность обтекания профилей лопасти в этом секторе и образуется срыв потока (гл. 1). Кроме того, для некоторых вертолетов характерно образование срыва потока и в зоне обратного обтекания (азимут 270°), и в зоне сверхзвукового обтекания (азимут 90°). По существу, срыв потока — одна из главных причин ограничения максимальных скоростей полета для всех вертолетов на высотах более 1000—1500 м. Полет на этих скоростях и соответствующих им высотах сопровождается повышенной тряской (вибрацией) всего вертолета, самопроизвольным накрениением его вправо, раскачиванием в продольном и особенно в поперечном направлениях, а также общим ухудшением устойчивости и управляемости. Повышенная вибрация вертолета при полете на этих скоростях свидетельствует о больших местных знакопеременных нагружениях лопастей НВ и системы управления.

2. По максимальной располагаемой мощности силовой установки при работе двигателей на взлетном режиме — по $N_{\text{взл}}$ (рис. 4.16, кривая *вз*). При полете на этих скоростях $N_p = N_{\text{г.п.}}$ и вертолет не может увеличить скорость в горизонтальном полете из-за отсутствия запаса мощности и тяги НВ. Полет на этих скоростях и высотах ограничен также по времени работы двигателей на взлетном режиме.

Благодаря конструктивному решению современные вертолеты в летной эксплуатации не имеют ограничений максимальных скоростей полета по ф л а т т е р у лопастей несущего и рулевого винтов, а также крыла на тех вертолетах, где оно устанавливается. Обычно скорости, при которых возможно возникновение флаттера, превышают максимальную, ограниченную располагаемой мощностью НВ, на 100—150 км/ч. Они определяются расчетным путем и затем проверяются при испытаниях на моделях.

Наибольшая высота полета (точка *б*), где минимальная скорость почти равна максимальной и нет избытка мощности, называется д и н а м и ч е с к и м п о т о л к о м ($H_{\text{дин}}$) вертолета. Практически достичь динамического потолка вертолета представляет определенную сложность, так как время набора этой высоты значительно превышает время работы двигателей на взлетном режиме и, кроме того, усложняется техника пилотирования в связи с близостью ограничений по срыву потока с лопастей и отсутствием запаса по мощности СУ.

Диапазон высот и скоростей полета вертолета изменяется в зависимости от различных факторов: полетной массы вертолета, атмосферных условий (давления, температуры, ветра, турбулентности атмосферы), режима работы двигателей и оборотов НВ.

Изменение массы вертолета по сравнению с нормальной сказывается на изменении потребной величины подъемной силы НВ и, следовательно, потребной мощности НВ.

Увеличение массы вертолета ведет к уменьшению высоты статического потолка вертолета. При этом опускается и граница минимальных скоростей полета (рис. 4.16). Кроме того, увеличение массы вертолета при сохранении высоты полета, когда $N_{e_{взл}} = \text{const}$, ведет к необходимости повышения минимальной скорости полета и уменьшения максимальной. Здесь строгой математической зависимости нет, но это видно по изменению потребной мощности для горизонтального полета (рис. 4.6, а). Практически наиболее ощутимо сокращается диапазон скоростей и высот полета с увеличением массы вертолета за счет уменьшения статического и динамического потолков вертолета (примерно, увеличение массы на 100 кг выше нормальной уменьшает высоту статического и динамического потолков на 100 м), а также уменьшения максимальной скорости (примерно на каждые 100 кг максимальная скорость уменьшается на 5 км/ч).

Влияние атмосферных условий. Диапазон скоростей и высот полета вертолета определяется для стандартных атмосферных условий, соответствующих международной стандартной атмосфере (МСА). В реальных условиях на той или иной высоте полета как температура, так и давление воздуха могут отличаться от МСА. Это, в свою очередь, ведет к изменению плотности воздуха, а значит, и сил, действующих на вертолет. При выполнении полетов вблизи ограничений необходимо для определения высоты устанавливать на барометрическом приборе давление 760 мм рт. ст. Изменение давления на высоте (относительно МСА) ведет к изменению только истинной высоты полета над пролетаемой местностью, а приборная высота будет соответствовать стандартным условиям. Поэтому изменение плотности нужно учитывать только в зависимости от температуры наружного воздуха, отличной от стандартной для данной высоты.

Увеличение температуры по сравнению со стандартной на данной высоте ведет к уменьшению плотности воздуха, следовательно, падает располагаемая и растет потребная мощности (рис. 4.6, б), в результате понижается высота статического и динамического потолков и в целом сокращается диапазон скоростей и высот полета.

Турбулентность атмосферы требует наличия определенных запасов по мощности силовой установки, с тем чтобы обеспечить безопасность полета. Это ведет к увеличению минимальных и к уменьшению максимальных скоростей полета. В целом полет в условиях интенсивной болтанки представляет определенную сложность по технике пилотирования, и это необходимо учитывать, сокращая диапазон скоростей и высот полета вертолета.

Влияние режима работы двигателей. Диапазон высот и скоростей полета вертолета сокращается, если двигатели работают не на взлетном, а, например, на номинальном режиме. Пониженный режим работы двигателей уменьшает значение располагаемой мощности для НВ. При этом уменьшается высота статического и динамического потолков вертолета, т. е. значительно сокращаются высотно-скоростные свойства вертолета. На рис. 4.16 штрихпунктирной линией показан диапазон высот и скоростей полета вертолета при использовании номинального режима работы двигателей и нормальной взлетной массе вертолета.

Изменение оборотов НВ по сравнению с установленными для заданного (взлетного) режима работы двигателей влияет на величину силы тяги и потребной мощности НВ.

Уменьшение оборотов НВ ведет к уменьшению тяги НВ (гл. 1). Это можно компенсировать только увеличением коэффициента C_T , т. е. за счет увеличения общего шага НВ. Как правило, увеличение $\varphi_{\text{общ}}$ приводит к некоторому росту потребной мощности на вращение НВ и понижению статического потолка при условии, что имеется достаточный запас хода правой педали. Дело в том, что уменьшение оборотов НВ существенно снижает и величину силы тяги РВ. В результате падения тяги РВ увеличивается потребный ход вперед правой педали, что приводит (при пониженных запасах по ходу правой педали) к постановке ее на упор. На статическом потолке это может привести к такому явлению, как

самостоятельный разворот вертолета влево. При развороте влево потребляемая мощность на вращение РВ еще дополнительно увеличивается, что приводит, в свою очередь, к дополнительному забору мощности с НВ и к еще большему уменьшению его оборотов, компенсировать которое увеличением общего шага НВ оказывается невозможным, и вертолет начинает самостоятельно снижаться. Следовательно, висение с уменьшенными оборотами НВ становится на высоте статического потолка невозможным.

На максимальных скоростях полета падение оборотов НВ ведет к уменьшению $V_{\text{макс}}$ как на высотах, где она ограничивается располагаемой мощностью, так и выше, где ограничения вызваны срывом потока с отступающих лопастей из-за увеличения $\varphi_{\text{от}}$ и $N_{\text{г.п.}}$. Поэтому уменьшение оборотов НВ при полете на скоростях, близких к максимальной, нежелательно. Примерно можно считать, что уменьшение оборотов НВ на 1% (по указателю) снижает максимальную скорость почти на 10 км/ч.

Таково влияние перечисленных эксплуатационных факторов на диапазон возможных (располагаемых) скоростей и высот полета вертолета. Полеты на скоростях и высотах, ограничивающих диапазон, считаются полетами на критических режимах и в летной практике, как правило, запрещены, так как для их выполнения летчик не располагает достаточными запасами по мощности СУ и управлению, поэтому возможны самостоятельные движения вертолета, угрожающие безопасности полетов.

С учетом изменения диапазона возможных скоростей, высот и обеспечения безопасности полета Инструкцией экипажу для каждого типа вертолета предусмотрены минимально и максимально допустимые в эксплуатации скорости, а также максимально допустимые высоты для различных установившихся режимов полета, которые и определяют так называемый эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета.

На рис. 4.16 в качестве примера показан эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета вертолета Ми-8 с нормальной полетной массой ($m_{\text{норм}}$) для стандартных условий (сплошная линия). Из сравнения диапазона возможных скоростей и высот полета (линия *abce*) с эксплуатационным видно, что на всех высотах есть определенный запас по скорости полета. При имеющемся

запасе по скорости и высоте, т. е. по мощности СУ и управлению, летчик может непреднамеренно выйти за ограничения, если не будет контролировать скорость, высоту и другие условия полета. При определенном (отрицательном) сочетании некоторых эксплуатационных факторов (увеличение полетной массы, повышение температуры, уменьшение давления воздуха, оборотов НВ и др.) возможно такое сокращение диапазона возможных скоростей и высот полета, что он становится равным эксплуатационному. В этом случае полет на границе эксплуатационного диапазона может сопровождаться теми же явлениями, что и при полете на границе диапазона возможных скоростей и высот полета. Если летчик будет пренебрегать учетом этих эксплуатационных факторов, он может непреднамеренно попасть в условия, аналогичные полету на критическом режиме, поэтому в Инструкции экипажу указывается эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета для максимальной взлетной массы вертолета (рис. 4.16). Следовательно, летчик помимо контроля скорости и высоты полета вынужден учитывать различные эксплуатационные факторы и знать особенности поведения вертолета при полете на критическом режиме, чтобы своевременно принять правильное решение и не допустить развития аварийной ситуации в полете.

Минимально допустимая скорость горизонтального полета $V_{\text{мин. доп}}$ ограничена Инструкцией экипажу по причине обеспечения необходимых запасов мощности и управления для предотвращения попадания вертолета в самопроизвольные снижение и разворот из-за возможных ошибок летчика в технике пилотирования, таких, как перетяжеление НВ, резкое увеличение общего шага НВ без учета приемистости двигателей, запаздывание со своевременным увеличением общего шага НВ при торможении и др. Поэтому при непреднамеренном уменьшении скорости менее минимально допустимой, особенно на высотах выше статического потолка, необходимо немедленно перевести вертолет на разгон и, если есть запас мощности СУ, плавно увеличить общий шаг НВ до взлетного режима.

Однако уменьшение скорости менее $V_{\text{мин. доп}}$ разрешается по Инструкции экипажу только при полете на потолке висения и ниже для данной (предельной) массы вертолета, определенной по номограммам, при выпол-

нении специальных задач (например, спасательных работ с висения, высадки десанта и др.) и при посадке по-вертолетному.

Для некоторых типов вертолетов возможны и другие причины ограничений минимально допустимой скорости полета. Так, например, на вертолетах Ми-2 и Ми-8 полет на скоростях 20—40 км/ч сопровождается повышенным уровнем вибраций всего вертолета — так называемой скоростью тряски ($V_{\text{тряски}}$), что может привести к преждевременному выходу из строя лопастей несущего винта и оборудования вертолета.

Кроме того, возможно ограничение $V_{\text{мин доп}}$ при полете на скоростях менее 40 км/ч из-за неустойчивости показаний прибора воздушной скорости, вследствие сложности определения скорости визуально по земле при висении на высотах более 200 м и др.

Максимально допустимая скорость горизонтального полета ($V_{\text{макс доп}}$) ограничена Инструкцией экипажу для обеспечения необходимого запаса управления, по вибропрочности элементов конструкции вертолета, а также на случай возможных ошибок в технике пилотирования, таких, как резкое перемещение ручки управления на себя, резкое увеличение общего шага НВ, скольжение и др.

Поэтому при непреднамеренном увеличении скорости более максимально допустимой для данной высоты полета, особенно на высотах, где основной причиной ограничения является срыв потока и возможны самопроизвольное накренивание вертолета вправо («валежка»), увеличение тряски, «затягивание» в пикирование, следует немедленно уменьшить скорость полета, для чего необходимо сначала уменьшить общий шаг НВ, а затем плавно перевести вертолет в набор высоты. При полете на $V_{\text{макс. доп}}$ для предотвращения значительного развития срыва потока и сохранения достаточно хороших условий по устойчивости и управляемости, а также для снижения уровня вибраций вертолета необходимо соблюдать следующие условия:

- при полетах на высотах, как правило, выше 1000 м нельзя допускать понижения оборотов НВ менее минимально допустимых;

- при маневрировании нельзя резко перемещать ручку управления на себя и увеличивать чрезмерно общий шаг НВ;

— при выполнении полета в условиях сильной атмосферной турбулентности скорость по прибору должна быть меньше максимально допустимой.

Исходя из сложности техники пилотирования при выполнении полета на динамическом потолке для каждого типа вертолета в Инструкции указывается максимально допустимая высота полета с данной (нормальной или максимальной) массой. Эта высота называется **практическим потолком вертолета $H_{\text{прак}}$** . При выполнении полета на практическом потолке летчик располагает необходимым запасом скорости (рис. 4.16, $V_{\text{пр}} = 90 \div 130$ км/ч) и мощности СУ для поддержания установившегося режима горизонтального полета.

Полет на границе эксплуатационного диапазона скоростей и высот полета считается полетом на предельном режиме, и превышение установленных ограничений запрещается.

Первый и второй режимы установившегося горизонтального полета

В зависимости от скорости установившийся горизонтальный полет может выполняться на первом или втором режиме. Необходимость такого разделения установившегося полета связана с целым рядом важных особенностей поведения вертолета, которые летчику необходимо учитывать при пилотировании.

Равновесие сил тяги НВ, вредного сопротивления и тяжести вертолета в условиях прямолинейного горизонтального полета на различных скоростях полета может быть устойчивым и неустойчивым при условии поддержания летчиком ручки управления $V_y = 0$.

Из графика изменения потребных и располагаемых (развиваемых) несущим винтом тяг (рис. 4.17) видно, что при подведении к НВ одной и той же мощности $N_{\text{подв}}$ (общий шаг НВ постоянный) установившийся горизонтальный полет может выполняться как на V_I , так и на V_{II} (точки пересечения потребной и развиваемой тяг НВ А и Б).

На скорости V_I (первый режим) в точке А равновесие сил $T_{\text{разв}}$ и T_x — устойчивое, так как при случайном изменении скорости по сравнению с заданной происходит такое взаимное изменение движущей силы НВ T_x и вредного сопротивления вертолета X_v , что вертолет

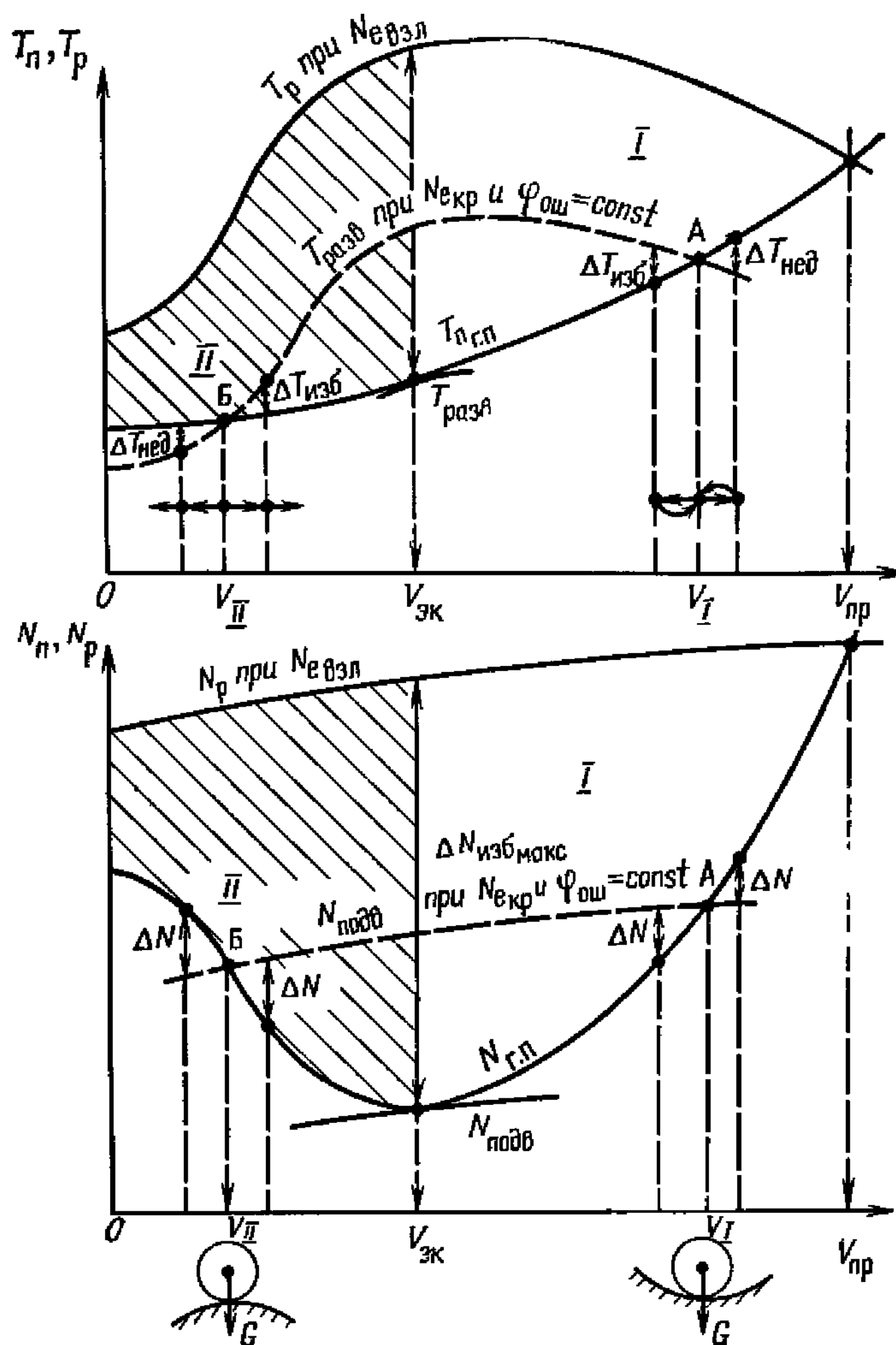


Рис. 4.17. Первый (I) и второй (II) режимы установившегося горизонтального полета на кривых потребных и располагаемых тяг и мощностей НВ

без изменения положения рычага общего шага НВ восстанавливает исходную скорость полета. При этом летчик, управляя вертолетом, сохраняет только горизонтальность траектории ($V_y = 0$). Например, при входе во встречный поток воздуха (встречный порыв ветра)

скорость по прибору ($V_{пр}$) через короткий промежуток времени восстановится до прежней величины, но вертолет относительно земли будет лететь с меньшей путевой скоростью.

При полете на скорости V_{II} (точка B) этого уже не наблюдается. При случайном изменении скорости полета $V_{пр}$ вертолет под действием изменившегося соотношения продольных сил будет уходить от исходного значения скорости полета при условии, что общий шаг НВ остается постоянным и летчик ручкой управления строго выдерживает горизонтальность траектории ($V_y = 0$). При случайном увеличении скорости, например при входе во встречный поток воздуха, скорость по прибору увеличится и вертолет начнет разгоняться, пока не выйдет на скорость V_I первого режима, где располагаемая тяга равна потребной.

Из приведенного примера видно, что для восстановления исходного значения скорости $V_{пр}$ в процессе выдерживания установившегося горизонтального полета потребуется изменять положение общего шага НВ, с тем чтобы сохранить требуемое равновесие продольных сил при случайном его нарушении. Другими словами, если при выполнении установившегося горизонтального полета в области первого режима при случайном изменении скорости нет необходимости изменять значение общего шага НВ (перемещать рычаг «шаг-газ»), то при выполнении полета в области второго режима при случайном изменении скорости необходимо изменить общий шаг НВ, чтобы своевременно восстановить нарушенное равновесие сил.

Таким образом, для выполнения установившегося полета на скоростях второго режима (по сравнению с полетом на первом режиме) можно выделить следующие характерные особенности.

1. При выдерживании горизонтального полета случайное изменение скорости вызывает необходимость немедленного перемещения рычага общего шага НВ, чтобы обеспечить сохранение скорости и горизонтальности траектории (при случайном увеличении скорости общий шаг НВ необходимо уменьшить и при возвращении к исходной скорости вернуть его в исходное балансировочное положение, а при уменьшении — увеличить и также при возвращении к исходной скорости вернуть в исходное положение), т. е. приходится выполнять постоянно двойные движения рычагом общего

шага НВ, особенно при полете в неспокойной атмосфере.

2. Уменьшение скорости в горизонтальном полете от исходной в дальнейшем сопровождается прогрессирующим падением развиваемой тяги НВ и ростом интенсивности торможения, особенно если летчик при постоянном шаге НВ будет пытаться одной ручкой управления за счет увеличения угла тангажа сохранить горизонтальность траектории ($V_y = 0$).

3. Установившийся горизонтальный полет выполняется при двойных движениях рычагом «шаг-газ», что дополнительно нарушает оптимальные условия работы двигателей и ведет к повышенному расходу топлива. Границей, разделяющей установившиеся режимы горизонтального полета на первый и второй, является экономическая скорость $V_{эк}$. При скоростях полета, меньших экономической, горизонтальный установившийся полет осуществляется на втором режиме. При пилотировании вертолета на скоростях второго режима следует более внимательно контролировать скорость и высоту, так как при уменьшении скорости (если летчик не увеличит шаг) вертолет теряет высоту. Это особенно опасно при полете на предельно малых высотах. Хотя разделение на первый и второй режимы относится к установившимся режимам полета, однако при неуставившихся режимах все же проявляются такие особенности, как различная интенсивность торможения и разгона.

В летной практике при гашении скорости в горизонтальном полете ($V_y = 0$) летчику необходимо учитывать, что при уменьшении скорости от максимальной до экономической общий шаг НВ следует уменьшать, а при дальнейшем уменьшении менее $V_{эк}$, наоборот, увеличивать. При этом увеличивать общий шаг НВ необходимо своевременно с учетом приемистости двигателей.

Интенсивность горизонтального торможения в диапазоне скоростей первого режима уменьшается по мере падения скорости до $V_{эк}$ и торможение может прекратиться, если шаг уменьшен до балансирующего положения, соответствующего полету, например, на $V_{эк}$, а в диапазоне скоростей второго режима, наоборот, возрастает.

На практике некоторые летчики часто путают особенности равновесия сил на первом и втором режимах со статической устойчивостью по скорости. Здесь есть

существенная разница, на которую следует обратить внимание.

При определении статической устойчивости по скорости, как уже показано в гл. 3, в основу положено исследование равновесия продольных моментов, определяющее реакцию вертолета по тангажу, на изменение скорости, когда летчик в управлении не вмешивается.

При определении и разделении режимов установившегося полета на первый и второй в основу положено исследование устойчивости равновесия продольных сил, определяющих движение вертолета вдоль траектории при неизменном общем шаге НВ, но при условии, что летчик все время ручкой управления балансирует вертолет на данном режиме ($T_y = G$ и $V_y = 0$), т. е. управляет вертолетом.

Таким образом, если статическая устойчивость по скорости раскрывала особенности техники пилотирования ручкой управления, то первый и второй режимы дополнительно раскрывают особенности техники пилотирования рычагом общего шага НВ.

Наиболее сложные условия по технике пилотирования при выдерживании заданного установившегося режима по скорости характерны для полета в условиях порывистых ветров на статически неустойчивом по скорости вертолете в диапазоне скоростей второго режима. Для одновинтовых вертолетов (Ми-2, Ми-8 и др.) это наблюдается в диапазоне скоростей 40—80 км/ч, когда при неизменном положении ручки управления и общего шага НВ случайное увеличение скорости приводит к «затягиванию» в пикирование и к разгону, а уменьшение скорости — к кабрированию и торможению вертолета. При выполнении установившегося полета на скорости 50—60 км/ч порыв встречного ветра 10—12 м/с может практически за секунду увеличить воздушную скорость полета сразу на 35—40 км/ч, а его исчезновение — привести к такому же резкому ее уменьшению, т. е. скорость может упасть практически до нуля. Это приводит к необходимости резкого перемещения рычага общего шага НВ, особенно при падении скорости. Учитывая, что при полете на $V_{пр} = 50 \div 60$ км/ч балансирующее значение общего шага для вертолетов Ми-2, Ми-8 и Ми-6 примерно на 3—4° меньше, чем на висении, такое резкое (вынужденное) перемещение его может

привести к падению оборотов НВ из-за недостаточной приемистости двигателей и к последующему снижению (проваливанию) вертолета. Поэтому при выполнении полетов в диапазоне скоростей 40—80 км/ч в условиях порывистого ветра и сильной турбулентности воздуха необходимо на вертолетах с ГТД быть особенно внимательным и при выдерживании заданного режима по скорости своевременно и плавно изменять общий шаг НВ.

Условия и особенности выполнения горизонтального полета

Для горизонтального полета скорость выбирается из требований и условий задания: будет ли это полет для достижения наибольшей дальности или наибольшей продолжительности, или это полет, на который необходимо затратить минимальное время, и т. д. По выбранным скоростям, высоте полета и полетной массе летчик устанавливает заданный режим полета. При выдерживании заданного режима он выполняет условия равновесия, балансирует вертолет, т. е. отклоняет рычаги управления в определенное балансировочное положение, соответствующее данной центровке, скорости и высоте полета, и затем небольшими отклонениями их выдерживает установившийся режим полета (рис. 4.18). Управлять вертолетом при выдерживании заданного режима необходимо координированно и целесообразно полет выполнять без скольжения (с небольшим креном $\gamma_{НВ}$ в ту или иную сторону). Этот балансировочный крен, исключая скольжение, одновременно не должен создавать и разворота, т. е. курс должен быть постоянным, а при отсутствии бокового ветра не должно быть сносов в ту или иную сторону. Полет без скольжения с энергетической точки зрения более выгоден, так как затраты мощности меньше (меньше вредное сопротивление вертолета). При этом, если выполнить все указанные условия, указатель поворота и скольжения, установленный в кабине летчика по оси вала НВ, будет показывать при небольшом крене вправо наличие правого скольжения (шарик на $1/8$ диаметра справа от нейтрали). Если же летчик попытается при правом крене «загнать» шарик в центр, т. е. отклонит вперед правую педаль, то в результате получится координированный разворот вправо и курс будет увеличиваться. Другими словами, особенностью одновинтовых вертолетов нужно

считать нормальным отклонение шарика от нейтрали при балансирующем значении крена, так как это является результатом крена, а не скольжения. Конечно, если крен еще увеличить и одновременно добиваться, чтобы не изменялся курс полета, возможен уже полет с правым скольжением и шарик уйдет на половину своего диаметра от центра.

Практически в этом легко убедиться, если в условиях хорошей видимости в штиль строго сбалансировать

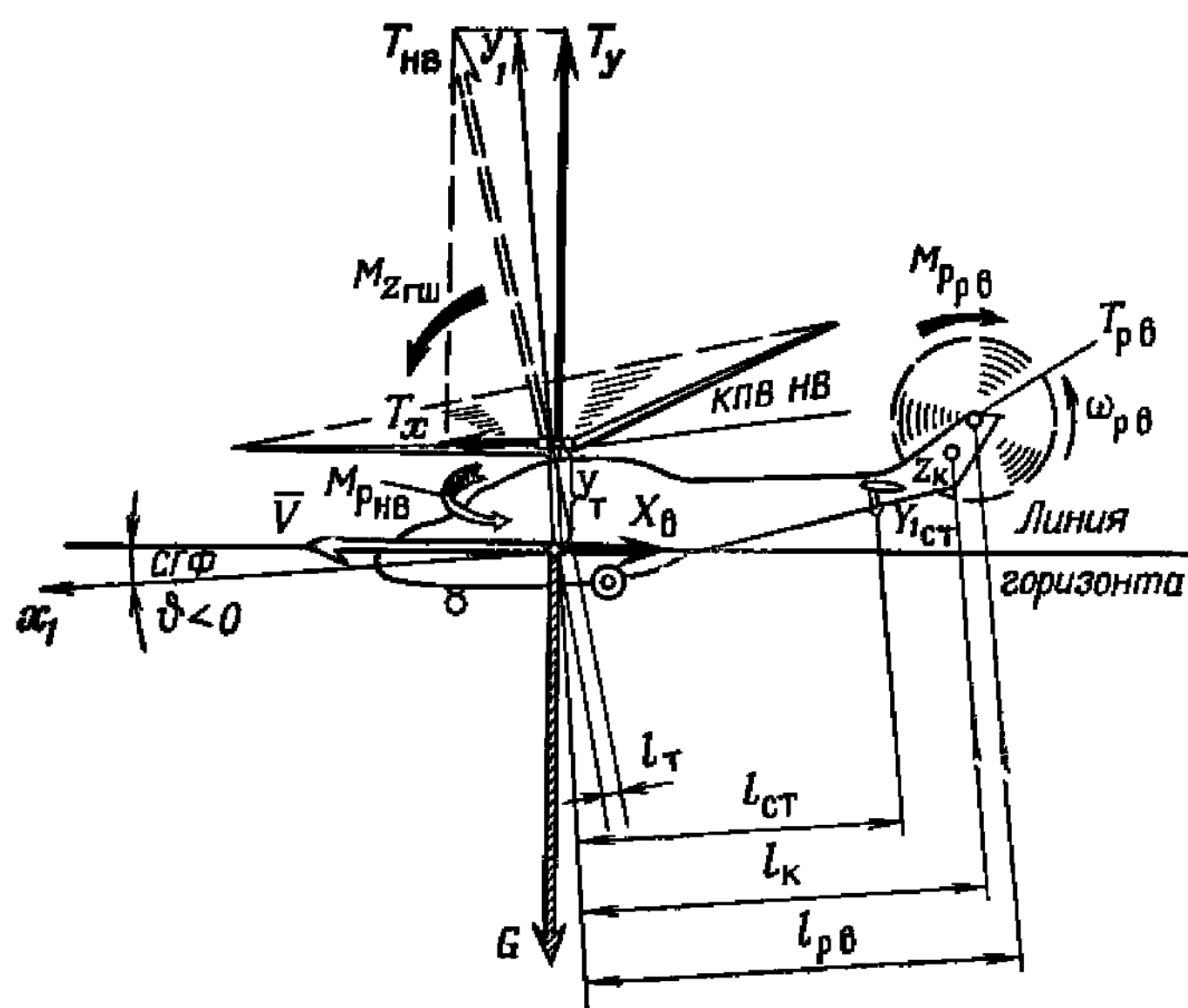


Рис. 4.18. Схема сил и моментов, действующих на вертолет в установившемся горизонтальном полете

вертолет, так, чтобы ориентир на горизонте не перемещался (или вывести вертолет на линию пути, посадочный курс и установить курсовой угол радиостанции на нуль), а затем проконтролировать крен и положение шарика. Если после этого установить вертолет без крена и шарик в центр, то через несколько секунд изменится положение вертолета относительно ориентира, а на посадочной прямой изменятся курс и курсовой угол радиостанции.

Полет без крена и при положении шарика в центре приводит к развороту на вертолетах Ми-2, Ми-8, Ми-6. В этом случае уменьшается курс полета вертолета.

Чтобы избавиться от разворота, летчик вынужден отклонить вперед правую педаль так, чтобы шарик ушел от центра, но теперь влево, опять же примерно на $1/8$ диаметра (не более). В этом случае вертолет хотя и летит без крена и не разворачивается влево (курс = const), но смещается влево, что свидетельствует о наличии небольшого левого скольжения.

На тех вертолетах, где имеется конструктивный наклон оси вала НВ вправо на угол $2,5^\circ$ от вертикали к полу кабины экипажа (причем авиагоризонт и указатель поворота и скольжения установлены не по оси вала НВ, а по вертикали к полу кабины), полет без крена и при положении шарика в центре выполняется без скольжения только на тех скоростях, на которых балансировочный угол крена по оси НВ равен $2,5^\circ$. На остальных скоростях возможен левый крен по указателю крена и тангажа (или по авиагоризонту), следовательно, при его устранении полет выполняется с правым скольжением, а при выдерживании еще и шарика в центральном положении происходит небольшой правый разворот. Эти особенности следует учитывать при полете по приборам в закрытой кабине и в сложных метеоусловиях.

При пилотировании одновинтовых вертолетов обычно не «гоняются за шариком», а стремятся выдержать курс.

Выдерживание установившегося горизонтального полета на скоростях второго режима имеет свои особенности, которые необходимо учитывать летчику в интересах безопасности, особенно при полетах на предельно малых высотах в условиях сильной турбулентности атмосферы и порывистого ветра.

При случайном увеличении скорости полета, чтобы не было набора высоты и дальнейшего разгона, летчик должен своевременно переместить вниз рычаг «шаг-газ», соблюдая при этом координацию и определенную соразмерность движений рычагами управления для сохранения высоты и направления полета.

Если по каким-либо внешним причинам скорость полета уменьшилась, чтобы не допустить снижения и падения скорости, летчик должен своевременно переместить рычаг «шаг-газ» вверх, также соблюдая координацию и соразмерность движений другими рычагами управления.

После того как скорость восстановится до заданной, необходимо плавно переместить рычаг «шаг-газ», ручку управления и педали в исходное положение.

Координацию движений в целях сохранения направления полета и высоты коротко можно описать следующим образом. При перемещении рычага общего шага вверх одновременно должна отдаваться в п е р е д правая педаль и ручка управления в п р а в о и от себя, в зависимости от тенденции вертолета по крену и тангажу (при перемещении рычага «шаг-газ» вниз левая педаль отдается вперед, ручка управления — влево и на себя). Правильность координации и соразмерность движения рычагами летчик проверяет визуально по земным ориентирам и контролирует по пилотажно-навигационным приборам. При выдерживании скорости на втором режиме очень заметны двойные движения почти всеми рычагами управления, что обусловлено отсутствием статической устойчивости по скорости и углу атаки и слабым демпфированием. По существу, выдерживание режима возложено на летчика (гл. 3), но при включенном автопилоте техника пилотирования упрощается, так как многие двойные движения органами управления выполняет АПЛ.

Выполнение полета на скоростях первого режима, т. е. на скоростях выше экономической, более простое. После тщательной балансировки вертолета на заданном режиме и снятия нагрузки с ручки управления и педалей (триммирования) на некоторых вертолетах можно «сросить» управление (в том числе и рычаг «шаг-газ») и вертолет в течение довольно продолжительного времени (до 1—2 мин) способен сохранять заданный ему режим. Техника пилотирования при выдерживании режима еще более упрощается при выполнении полета с включенным автопилотом или САУ. За летчиком остается только функция контроля и периодической балансировки (гл. 3).

§ 4.4. НАБОР ВЫСОТЫ ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ

Набор высоты по наклонной траектории является основным видом набора высоты вертолетом и применяется во всех случаях, когда позволяют условия. Такой набор высоты по сравнению с вертикальным подъемом более экономичен, так как НВ работает в режиме косого обтекания. На этом режиме можно получить наибольшую вертикальную скорость установившегося набора и достичь динамического потолка полета вертолета, который обычно в несколько раз больше статического.

Условия и особенности выполнения набора высоты

Техника пилотирования на данном режиме почти не отличается от выполнения горизонтального полета. Разница только в величине потребной мощности (потребного значения общего шага НВ), которая всегда при наборе высоты несколько больше, чем для таких же условий горизонтального полета. С подъемом на высоту необходимо учитывать высотность двигателей, так как при

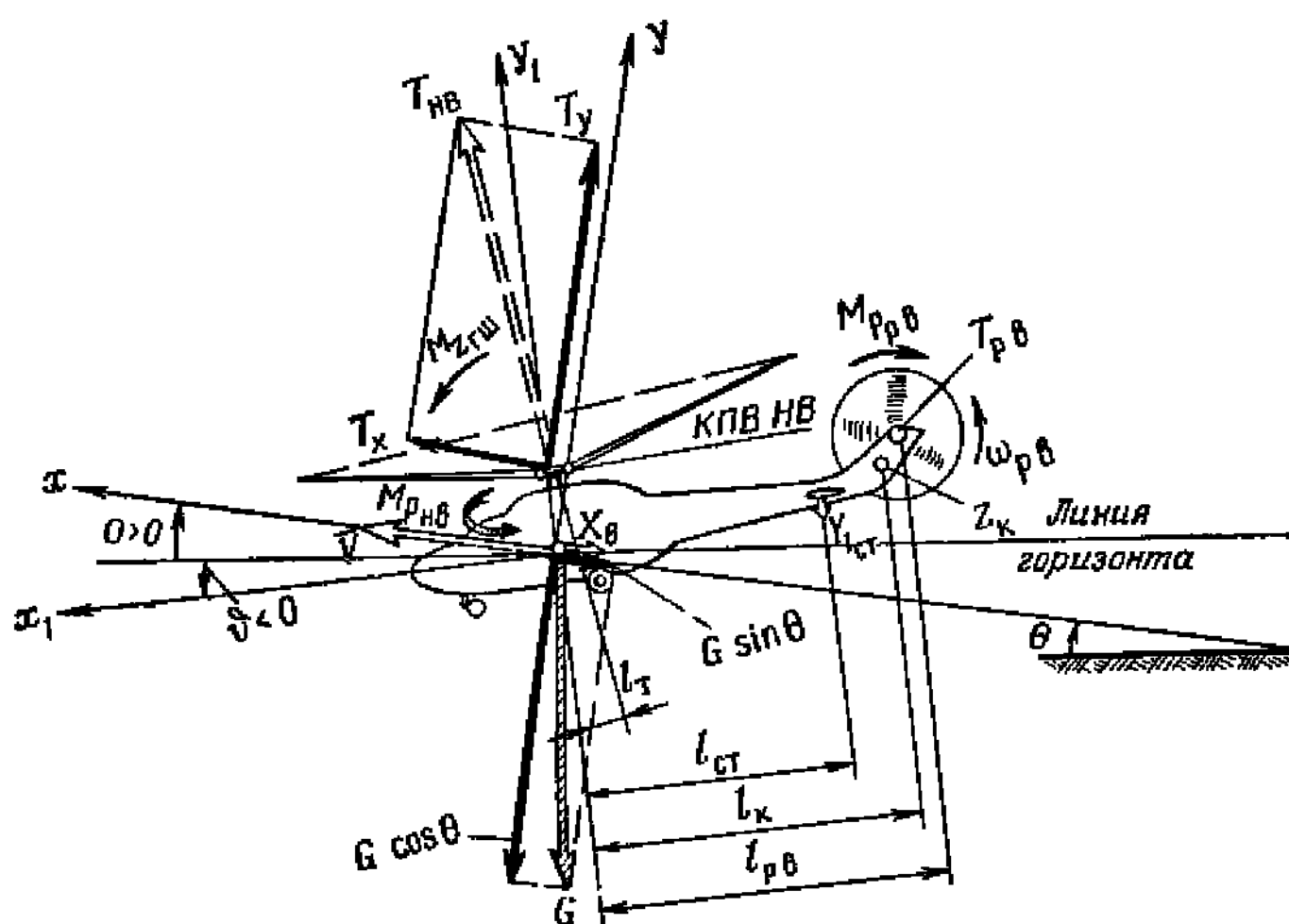


Рис. 4.19. Схема сил и моментов, действующих на вертолет в установившемся наборе высоты по наклонной траектории

уменьшении их мощности летчику приходится соответственно уменьшать общий шаг НВ, чтобы обороты НВ оставались в пределах допустимых.

Для начала выполнения набора высоты следует увеличить тягу НВ T_{HB} (рис. 4.19). С этой целью летчик увеличивает общий шаг НВ и подводит дополнительную мощность (создает избыток мощности). При этом увеличивается подъемная сила T_y , растет нормальная перегрузка и траектория вертолета искривляется вверх. По достижении заданной вертикальной скорости необходимо прекратить дальнейшее искривление траектории, для чего летчик отдает ручку управления от себя. Сбалансировав вертолет на траектории соответствующим отклонением рычага «шаг-газ», ручки управления и пе-

далее, летчик выдерживает постоянными вертикальную и поступательную скорости по траектории.

Режим набора высоты по наклонной траектории может выполняться на различных скоростях полета вертолета. На рис. 4.20 показаны основные, характерные для всех вертолетов закономерности изменения вертикальной скорости V_y от скорости полета по траектории. Максимальную вертикальную скорость установившегося набора можно получить при полете на $V_{эк}$ и при

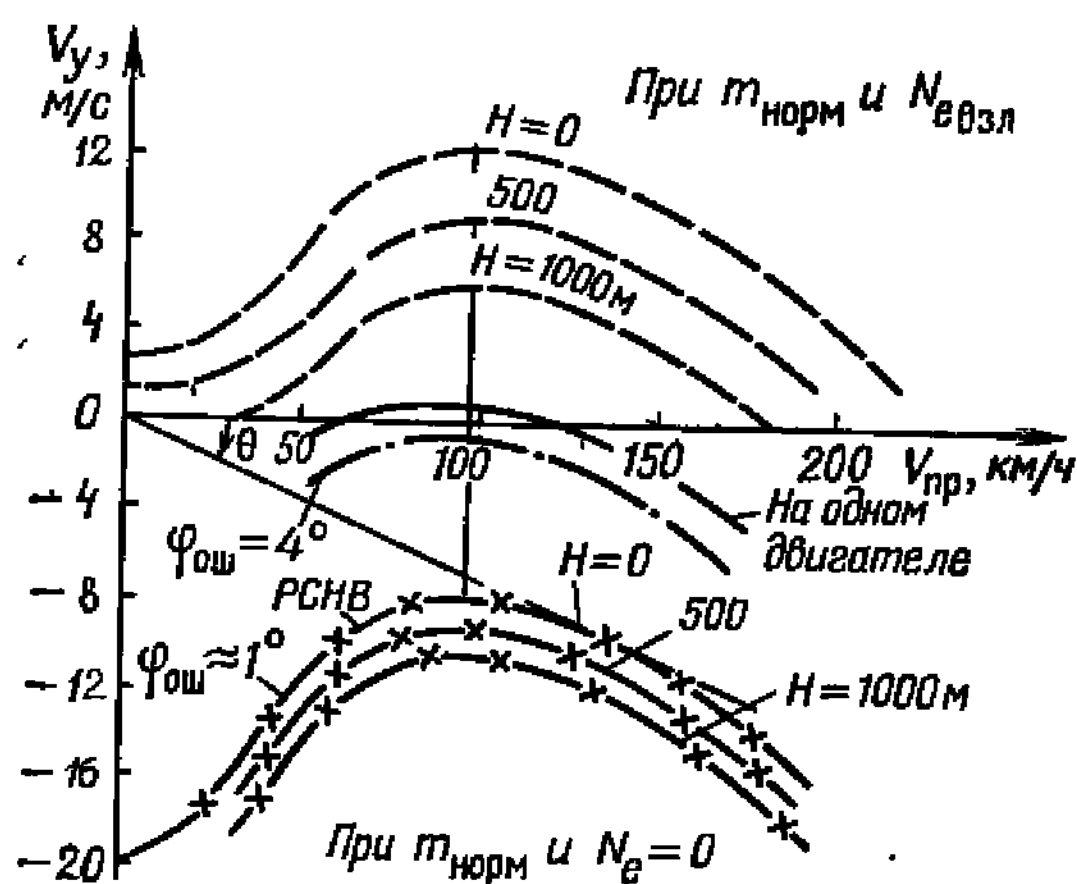


Рис. 4.20. Зависимость вертикальных скоростей V_y установившегося набора высоты по наклонной траектории и планирования на РСНВ от высоты H и скорости полета вертолета $V_{пр}$

работе двигателей на взлетном режиме. С подъемом на высоту из-за падения избытка мощности уменьшается и вертикальная скорость.

На установившемся режиме набора высоты по наклонной траектории, как и в горизонтальном полете, в наборе высоты можно выделить первый и второй режимы полета. На скоростях менее скорости наивыгоднейшего набора высоты ($V_{н наб}$) при выдерживании постоянной скорости летчик пилотирует вертолет так же, как и на втором режиме горизонтального полета. В этом случае (рис. 4.7) при случайном увеличении скорости, но при сохранении заданной вертикальной скорости (например, 2 м/с) вертолет стремится еще больше увеличить скорость полета. Если не уменьшать мощность, т. е. не пере-

мещать рычаг «шаг-газ» и сохранять вертикальную скорость постоянной, вертолет будет продолжать увеличивать скорость до соответствующей скорости на первом режиме, при которой избыток мощности позволит выдерживать заданную вертикальную скорость. При случайном уменьшении скорости избыток мощности падает и вертолет стремится еще более уменьшить скорость.

При выполнении установившегося набора высоты на скоростях второго режима полета ($V_{пр} < V_{эк}$) необходимо выдерживать постоянными одновременно и поступательную, и вертикальную скорости. Поэтому при полете в неспокойной атмосфере летчику приходится перемещать рычаг «шаг-газ» вниз при случайном увеличении скорости, вверх — при уменьшении скорости.

При выполнении установившегося режима набора высоты на скоростях первого режима (в отличие от второго) перемещать рычаг общего шага НВ нет необходимости, так как при случайном изменении скорости полета по траектории появляющийся избыток или недостаток мощности расходуется на восстановление заданной приборной скорости при условии, что летчик выдерживает постоянной вертикальную скорость ($V_y = 2 \text{ м/с} = \text{const}$) отклонением ручки управления.

Выдерживание длительного установившегося режима набора высоты затруднено потому, что с ее увеличением изменяется мощность двигателей. В связи с этим при постоянном общем шаге НВ уменьшается избыток мощности. Следовательно, выдерживание установившегося набора высоты без дополнительного увеличения общего шага НВ невозможно. На практике иногда набирается высота при постоянном общем шаге НВ. В этом случае выдерживается постоянной только скорость по прибору (например, $V_{эк} = V_{н \text{ наб}}$), а вертикальная скорость по вариометру будет постепенно уменьшаться. На высоте, где двигатели при заданном шаге НВ выйдут на взлетный режим, необходимо следить за оборотами НВ и соответственно изменять общий шаг НВ при сохранении взлетного режима работы двигателей. С этого момента вертикальная скорость начинает падать быстрее, так как значительно падает избыток мощности. На высоте динамического потолка она уменьшается до значений менее 0,5 м/с, и вертолет фактически выполняет горизонтальный полет.

С подъемом на высоту в связи с уменьшением вертикальной скорости уменьшается и угол наклона траек-

тории, который на высоте динамического потолка станет равным нулю. В интересах набора высоты за минимальное время рекомендуется выдерживать скорость, равную экономической, при работе двигателей на максимальном режиме. При этом необходимо следить за временем непрерывной работы двигателей на этом режиме, которое обычно ограничено.

§ 4.5. СНИЖЕНИЕ ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ

Снижение вертолета по наклонной траектории может выполняться как при работающих двигателях (моторное планирование), так и на режиме самовращения несущего винта (планирование на РСНВ).

Снижение вертолета по наклонной траектории с поступательной скоростью при работающих двигателях является основным видом снижения и применяется во всех случаях, когда позволяют условия. Оно требует меньшей мощности по сравнению с вертикальным снижением и, следовательно, более экономично. При таком снижении можно получить любую малую вертикальную скорость и любой малый угол наклона траектории. Этим снижение по наклонной траектории выгодно отличается от планирования на РСНВ.

Планирование на РСНВ по своей сущности напоминает планирование самолета с выключенным двигателем (без тяги), так как в этом случае изменение потенциальной энергии вертолета переходит в кинетическую энергию вращения НВ, т. е. на создание тяги для полета со снижением. Планирование на РСНВ — это не аварийный полет, а обычный, строго рассчитанный и безопасный режим полета. Этот режим применяется не только в случае отказа двигателей (двигателя), но и для срочного снижения, с учебной целью и т. д.

При снижении по наклонной траектории как при работающих, так и при выключенных двигателях НВ работает в условиях косой обдувки. При этом сохраняются хорошие устойчивость и управляемость, имеются достаточно большие запасы в отклонении рычагов управления и проще техника пилотирования, чем на вертикальном снижении. Кроме того, исключается возможность возникновения вихревого кольца, поэтому такое снижение более безопасно.

Условия и особенности выполнения снижения

Снижение по наклонной траектории выполняется, когда подводимая к НВ мощность меньше потребной мощности для горизонтального полета. Недостающая мощность для установившегося полета на той же самой скорости, что и в горизонтальном полете, подводится к НВ от воздушного потока за счет изменения потен-

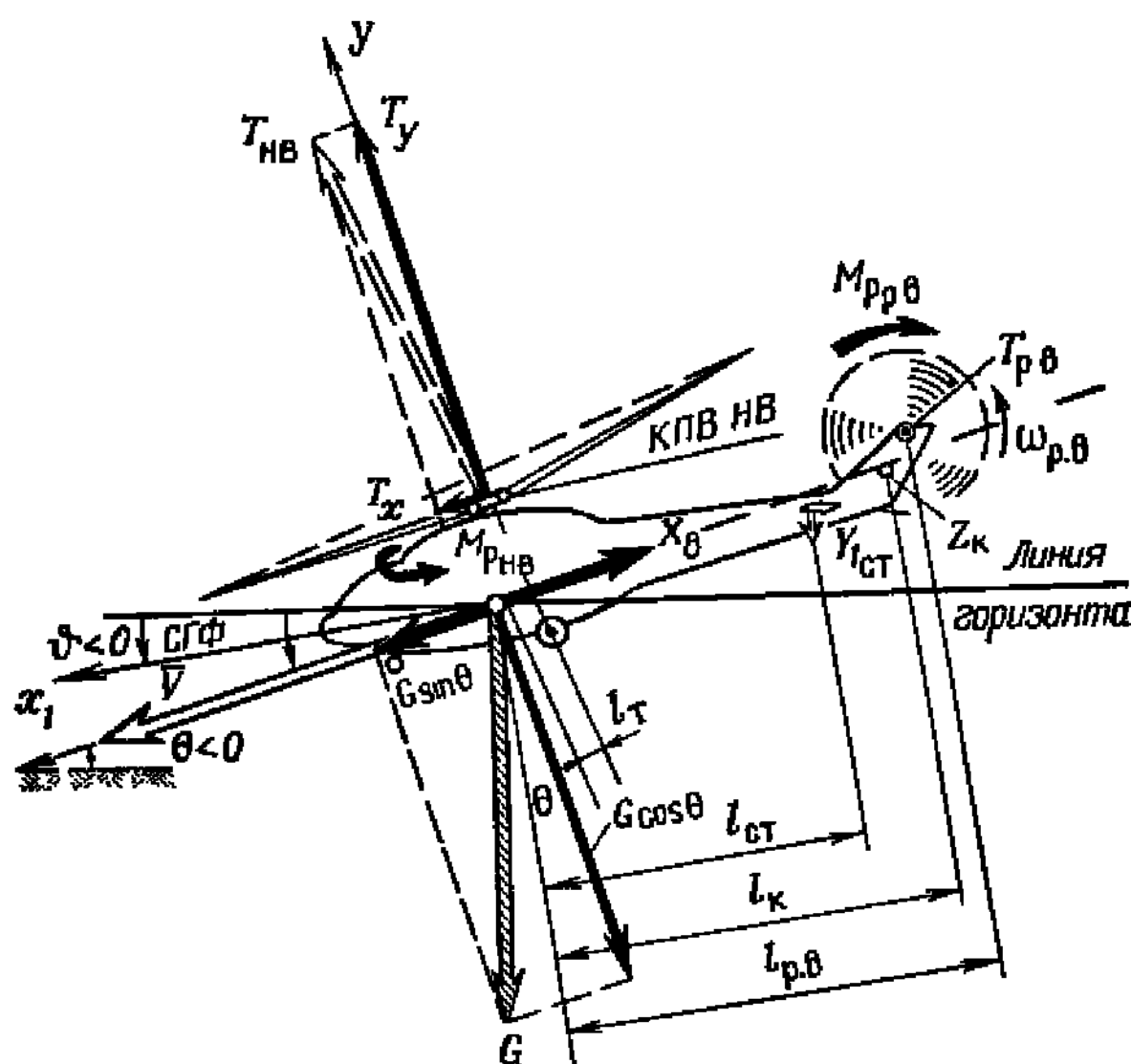


Рис. 4.21. Схема сил и моментов, действующих на вертолет при установившемся снижении по наклонной траектории (моторное планирование)

циальной энергии при снижении. Поэтому в зависимости от степени дросселирования двигателей и скорости полета по траектории будут выдерживаться вертикальная скорость снижения и соответствующий угол наклона траектории (θ). При полном дросселировании двигателей вертолет планирует на РСНВ.

При установившемся снижении по наклонной траектории все силы и моменты, действующие на вертолет, должны быть уравновешены (рис. 4.21). Это достигается летчиком при балансировке. Техника пилотирования фактически мало отличается от горизонтального

полета. Здесь также можно выделить первый и второй режимы установившегося снижения по наклонной траектории. При выдерживании постоянными $V_{пр}$ и V_y летчик вынужден по мере потери высоты корректировать падение вертикальной скорости соответствующим уменьшением общего шага НВ. Уменьшение общего шага НВ здесь обусловлено увеличением ΔN .

Вертикальная скорость снижения (при одной и той же $V_{пр}$) зависит от установленной мощности двигателей, полетной массы вертолета, атмосферных условий и высоты полета. На рис. 4.20 показана зависимость вертикальной скорости снижения от скорости планирования на РСНВ.

Если проанализировать зависимость вертикальной скорости снижения от скорости полета вертолета, то наименьшая вертикальная скорость будет достигаться на экономической скорости. Как при уменьшении поступательной скорости $V_{пр}$, так и при увеличении более $V_{эк}$ (при постоянном общем шаге НВ) вертикальная скорость снижения возрастает.

Таким образом, с точки зрения оптимальности движения по траекториям снижения при решении практических задач можно выделить две скорости снижения. В интересах минимального часового расхода, т. е. более длительного планирования при определенном запасе топлива, лучше снижение и планирование выполнять на $V_{эк}$ для данного типа вертолета. В интересах же максимальной дальности планирования, а также при снижении на наибольшую дальность при наименьшем километровом расходе топлива снижение и планирование целесообразно выполнять на скорости, большей, чем экономическая, примерно на 50—60 км/ч. Эту скорость можно получить, если провести касательную из начала координат к кривой вертикальных скоростей.

На вертолетах в отличие от самолетов бывает очень трудно определить угол наклона траектории, так как и в горизонтальном полете, и в наборе высоты, и на снижении угол тангажа α изменяется незначительно, в то время как угол наклона траектории θ может изменяться от нуля до 90° (при вертикальном снижении). Эту задачу можно несколько упростить, если построить указательницу глиссад планирования и снижения. В этом случае целесообразно строить зависимость V_y от $V_{пр}$ в одинаковом масштабе осей абсцисс и ординат. Учитывая, что приемник воздушной скорости измеряет не скорость

полета по траектории, а ее горизонтальную составляющую, т. е. примерно ту же скорость, что и в горизонтальном полете, и, кроме того, до $H = 1000$ м $V_{пр}$ можно считать равной истинной скорости V , справедливо уравнение $V_y = V_{пр} \operatorname{tg} \theta$ или $\operatorname{tg} \theta = V_y / V_{пр}$. По этой формуле рассчитывают значения θ , которые близки к практическим, на скоростях полета от 50 км/ч до максимальной. Углы наклона траектории можно определить графически, если провести через точку, соответствующую скоростям $V_{пр}$ и V_y , линию, соединяющую эту точку на указательнице с началом координат (рис. 4.20). Угол между проведенной линией и осью скоростей $V_{пр}$ и есть угол наклона траектории θ .

Снижение при работающих двигателях по наклонной траектории может выполняться на различных поступательных скоростях полета вертолета вплоть до максимально допустимых. Однако планирование на РСНВ имеет ограничения по минимально и максимально допустимым скоростям полета по высотам из-за возможного увеличения вертикальной скорости вследствие падения оборотов НВ (рис. 4.16).

Условия и особенности выполнения планирования на РСНВ

Переход на РСНВ одновинтовых вертолетов при отказе (выключении) двигателей сопровождается энергичным «броском» вертолета по курсу и накрениению вправо с одновременным падением оборотов НВ. Это стремление возникает вследствие резкого падения до нуля крутящего момента, а реактивный момент НВ на фюзеляж не передается. При этом нарушается прежде всего равновесие путевых, а затем и поперечных моментов. Под действием момента от силы тяги РВ вертолет энергично разворачивается вправо. Возникающее левое скольжение приводит к накрениению также вправо. В дополнение к этому летчик, реагируя прежде всего на изменение направления, перемещает вперед левую педаль. При этом уменьшается тяга РВ, а сила T_z на плече y_t будет создавать неуравновешенный дополнительный момент на увеличение крена вправо. Чем больше скорость полета и больше реактивный момент, тем выше тенденция одновинтового вертолета при отказе двигателей (при принятом направлении вращения НВ) к развороту и накрениению вправо.

На максимальных скоростях полета угловая скорость накренения вправо может достичь $20^\circ/\text{с}$ и более. Если летчик опоздает со своевременным отклонением рычагов управления, то через 1,5—2 с крен может достигнуть 40° . На предельно малых высотах это может привести к нежелательным последствиям. Из перечисленных тенденций вертолета вытекают необходимые действия летчика. Прежде всего летчик должен позаботиться о сохранении оборотов НВ. Для этого следует немедленно уменьшить общий шаг НВ. Одновременно ручка управления отклоняется влево и дается энергично вперед левая педаль.

Перемещение ручки управления и в продольном направлении имеет свои особенности в зависимости от исходной скорости полета.

На малых скоростях ручка управления энергично должна отдаваться от себя в целях выхода в процессе снижения на экономическую скорость (или близкую к ней) для данного типа вертолета. Если учесть перечисленные выше тенденции вертолета по крену, суммарное движение ручки управления в этом случае на одновинтовых вертолетах будет по диагонали, от себя и влево.

На максимальных скоростях и близких к ним, особенно на предельно малых высотах, ручку управления необходимо энергично отклонить по диагонали, на себя и влево, и увеличить угол тангажа на $10\text{—}15^\circ$ от исходного для предотвращения быстрой потери высоты.

Такое перемещение ручки управления с одновременным сбросом общего шага НВ и левой педали вперед обеспечивает наилучшие (оптимальные) условия перехода НВ на режим самовращения.

Продольное перемещение ручки управления на себя на больших скоростях полета переводит НВ на положительные углы атаки, т. е. на режим, при котором почти при любом исходном значении общего шага потребная мощность на вращение НВ уменьшается. В результате такого перемещения ручки управления обороты НВ сохраняются и даже увеличиваются, если летчик одновременно будет уменьшать общий шаг НВ. Более того, энергичное перемещение ручки управления на себя на больших скоростях создает дополнительное увеличение подъемной силы НВ (T_y), а значит, увеличится нормальная перегрузка, что приводит к переводу вертолета

в набор высоты. Следовательно, появится (пусть кратко- временно) положительная вертикальная скорость. Возможен небольшой набор высоты, который зависит, конечно, от степени загрузки вертолета, его массы, исходной скорости и высоты полета. Безусловно, на предельно малых высотах это немаловажный фактор в интересах обеспечения безопасности полета.

Конечно, перечисленные действия приведут к довольно энергичному торможению вертолета. Здесь важно при уменьшении скорости до $V_{э}$ своевременно перевести вертолет на планирование, не допуская ее дальнейшего падения. Перемещение ручки управления от себя при отказе двигателей на скорости, близкой к максимальной, является ошибкой. Такое перемещение ручки управления с одновременным сбросом общего шага НВ и дачей вперед левой педали приводит в этих условиях к дополнительному накрению вертолета вправо под действием гироскопического момента НВ (гл. 5). Кроме того, хотя обороты НВ и сохраняются, на этой скорости полета вертолет быстро, почти через 1,5—2 с, развивает большую вертикальную скорость с н и ж е н и я (на некоторых вертолетах — до 20 м/с). Чтобы погасить ее, недостаточно выполнить действия, подробно описанные выше. На предельно малых высотах 50 м высоты при таких действиях можно потерять за 1,5—2 с. Посадка же на РСНВ на большой поступательной скорости может привести к летному происшествию.

Как видно, летчику следует учитывать перечисленные особенности поведения и перевода вертолета на планирование при отказе (выключении) двигателей. В учебных полетах необходимо отрабатывать технику пилотирования при переходе на РСНВ до автоматизма, так как в реальных условиях летчику в этот период необходимо решать еще целый комплекс дополнительных задач по работе с аппаратурой, выключению агрегатов, выбору площадки, глиссады снижения и т. д.

Сбалансировав вертолет на планировании соответствующим отклонением рычагов управления, летчик в дальнейшем выдерживает постоянство вертикальной и поступательной скоростей небольшими отклонениями ручки управления. При этом на вертолет будут действовать силы и моменты, которые схематично изображены на рис. 4.22. В отличие от снижения с использованием мощности двигателей в этом случае НВ передает на фюзеляж крутящий момент $M_{кр}$, который стремится раз-

вернуть нос вертолета вправо. Этот путевой момент летчик уравнивает моментом от силы тяги РВ, которая направлена теперь уже вправо. Чтобы не было скольжения, эта сила уравнивается составляющей тяги НВ T_z , направленной в противоположную сторону, т. е. влево.

При выполнении длительного планирования летчику необходимо следить за оборотами НВ, не допуская выхода их за ограничения. Планирование на больших вы-

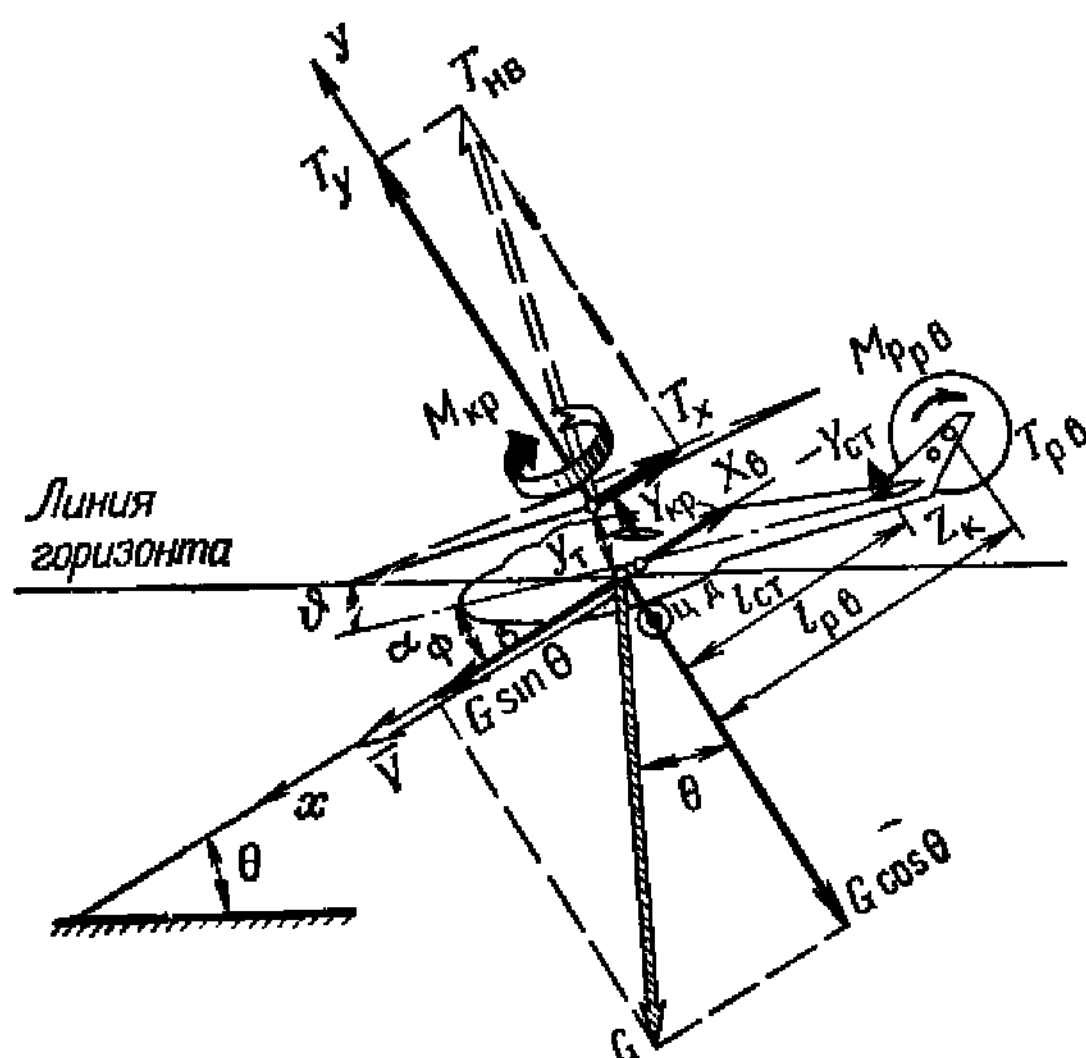


Рис. 4.22. Схема сил при планировании на режиме самовращения НВ

сотах осуществляется при большем значении общего шага НВ. С уменьшением высоты при сохранении оборотов НВ общий шаг НВ несколько уменьшается. Не следует перемещением ручки управления на себя пытаться увеличить обороты НВ. В этом случае обороты НВ увеличиваются кратковременно, только в период перемещения ручки управления. В дальнейшем они начнут уменьшаться по мере гашения поступательной скорости. Этой особенностью — кратковременным увеличением оборотов НВ при энергичном перемещении ручки управления на себя — целесообразно пользоваться только при выполнении выравнивания перед посадкой.

Для обеспечения хороших условий на посадке надо до предпосадочного снижения сохранять скорость планирования не менее $V_{эк}$ и обороты НВ не менее минимально допустимых, чтобы затем при энергичном выравнивании использовать этот запас кинетической энергии движения вертолета и вращения НВ для выполнения безопасного приземления (гл. 7).

При выполнении планирования с учебной целью вывод из этого режима имеет свои специфические особенности. В частности, для вертолетов с ГТД важно учитывать их приемистость и после введения коррекции, а также при перемещении рычага общего шага НВ вверх необходимо следить за оборотами НВ. По мере увеличения общего шага НВ следует координированно перемещать вперед правую педаль и ручку управления вправо и на себя, плавно выводя вертолет из снижения в горизонтальный полет.

Глава 5

МАНЕВРИРОВАНИЕ И ПИЛОТАЖ ВЕРТОЛЕТА

§ 5.1. ХАРАКТЕРИСТИКИ МАНЕВРЕННОСТИ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

При движении вертолета по криволинейным траекториям в отличие от прямолинейного движения скорость полета изменяется не только по величине, но и по направлению. Способность вертолета изменять свое положение в пространстве путем изменения скорости по величине и направлению называется маневренностью. Другими словами, маневренность — это способность создавать то или иное ускорение, отличающееся от ускорения свободного падения (g).

Внешние силы, действующие на вертолет в полете, подразделяются на аэродинамические силы и силу тяжести. Все аэродинамические силы можно суммировать в виде результирующей силы вертолета $\vec{R}_в$ (рис. 3.1). Тогда сила $\vec{F}$, определяющая ускорение, будет равна векторному сложению результирующей силы $\vec{R}_в$ и силы тяжести $\vec{G}$, т. е.

$$\vec{F} = \vec{R}_в + \vec{G}. \quad (5.1)$$

Изменение траектории полета определяется в земной системе координат, где величина и направление силы тяжести известны. Сложнее определить направление результирующей силы вертолета $\vec{R}_в$, которая складывается из полной силы тяги НВ и результирующей силы фюзеляжа (с крылом и стабилизатором).

Из формулы (3.1) видно, что интенсивность изменения скорости будет определяться быстротой изменения

аэродинамических сил при неизменной массе вертолета, следовательно, маневренность вертолета будет повышаться с увеличением $\vec{R}_B$ и с уменьшением величины силы тяжести $\vec{G}$. Поэтому отношение результирующей силы $\vec{R}_B$ к величине силы тяжести G принято считать основным критерием маневренности, который называется перегрузкой:

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}_B}{G}. \quad (5.2)$$

Перегрузка является векторной величиной, и она, как и аэродинамические силы, может проецироваться на оси выбранной системы координат.

Помимо ускорения и перегрузки существуют и применяются на практике другие частные показатели (характеристики) маневренности, такие, как угловая скорость разворота, радиус разворота или маневра, время разворота и т. д. Но все они в той или иной мере зависят от скорости и перегрузки.

Для интенсивного создания перегрузки требуется быстрое изменение аэродинамических сил. Для быстрого изменения направления аэродинамических сил необходимо, чтобы вертолет мог интенсивно поворачиваться относительно центра масс, т. е. имел достаточно высокую мощность и эффективность системы уравнения для быстрого изменения углов тангажа, крена и курса. Такая способность вертолета еще называется поворотливостью. С точки зрения маневренности поворотливость имеет более частный смысл. Дело в том, что, быстро повернувшись относительно центра масс, вертолет, например, резко увеличит угол атаки. Но если при этом не произошло достаточно большого увеличения результирующей аэродинамической силы по отношению к силе тяжести (иначе, перегрузки), вертолет будет вяло искривлять траекторию. Из этого примера видно, что в интересах повышения маневренности вертолета необходимо, чтобы он был способен быстро создавать перегрузку, и чем большее значение перегрузки можно получить на вертолете, тем лучше его маневренность.

$\vec{R}_{B_{\text{макс}}}$ Максимально возможная результирующая сила для каждого вертолета — есть вполне определенная величина, соответствующая данным условиям полета, режиму работы СУ и положению рычагов управ-

ления. Максимальная перегрузка вертолета, соответствующая $\vec{R}_{\text{в макс}}$, определяет максимальные возможности его при выполнении тех или иных фигур пилотажа.

При меньшей массе вертолета, а значит, и меньшей силе тяжести можно, не перегружая вертолета по величине максимальной аэродинамической силы, получать бо́льшую максимальную перегрузку при прочих равных условиях.

Маневренность является одним из важных свойств вертолетов. Повышение маневренных свойств вертолетов расширяет возможности по выполнению ими различных задач на поле боя. Фактически маневренные характеристики определяют возможности вертолета при построении маневра для атаки наземных целей, выброски груза, высадки десанта, а также эффективность выполнения противозенитных, противоракетных и противоистребительных маневров.

Перегрузки и летные ограничения при маневрировании

В скоростной системе координат аэродинамические силы (рис. 5.1), действующие на вертолет, проецируются на соответствующие оси. Если пренебречь некоторыми силами (гл. 3, § 3.1), то из уравнений (3.3) — (3.8) найдем, что перегрузка образует следующие три составляющие, которые принято называть:

— тангенциальной перегрузкой

$$n_x = \frac{T_x - X_{\text{в}}}{G}; \quad (5.3)$$

— нормальной скоростной перегрузкой

$$n_y = \frac{T_y + Y_{\text{кр}}}{G}; \quad (5.4)$$

— боковой перегрузкой

$$n_z = \frac{T_z - T_{\text{р в}} - Z_{\text{к}}}{G}. \quad (5.5)$$

С помощью этих перегрузок можно рассчитывать траекторию движения вертолета в пространстве. Анализ формул показывает, что та или иная перегрузка зависит от изменения проекций аэродинамических сил в скоростной системе координат и не зависит от положения вертолета в пространстве. Следовательно, от того, как изменятся соотношения аэродинамических сил по осям

координат, будут изменяться и перегрузки, действующие на вертолет. На рис. 5.1 показаны положительные направления перегрузок.

Перегрузки определяются и в связанной системе координат (ось Ox_1 — вдоль СГФ), где они обозначаются: n_{x_1} — продольная перегрузка, n_{y_1} — нормальная перегрузка и n_{z_1} — поперечная перегрузка. С этой целью на

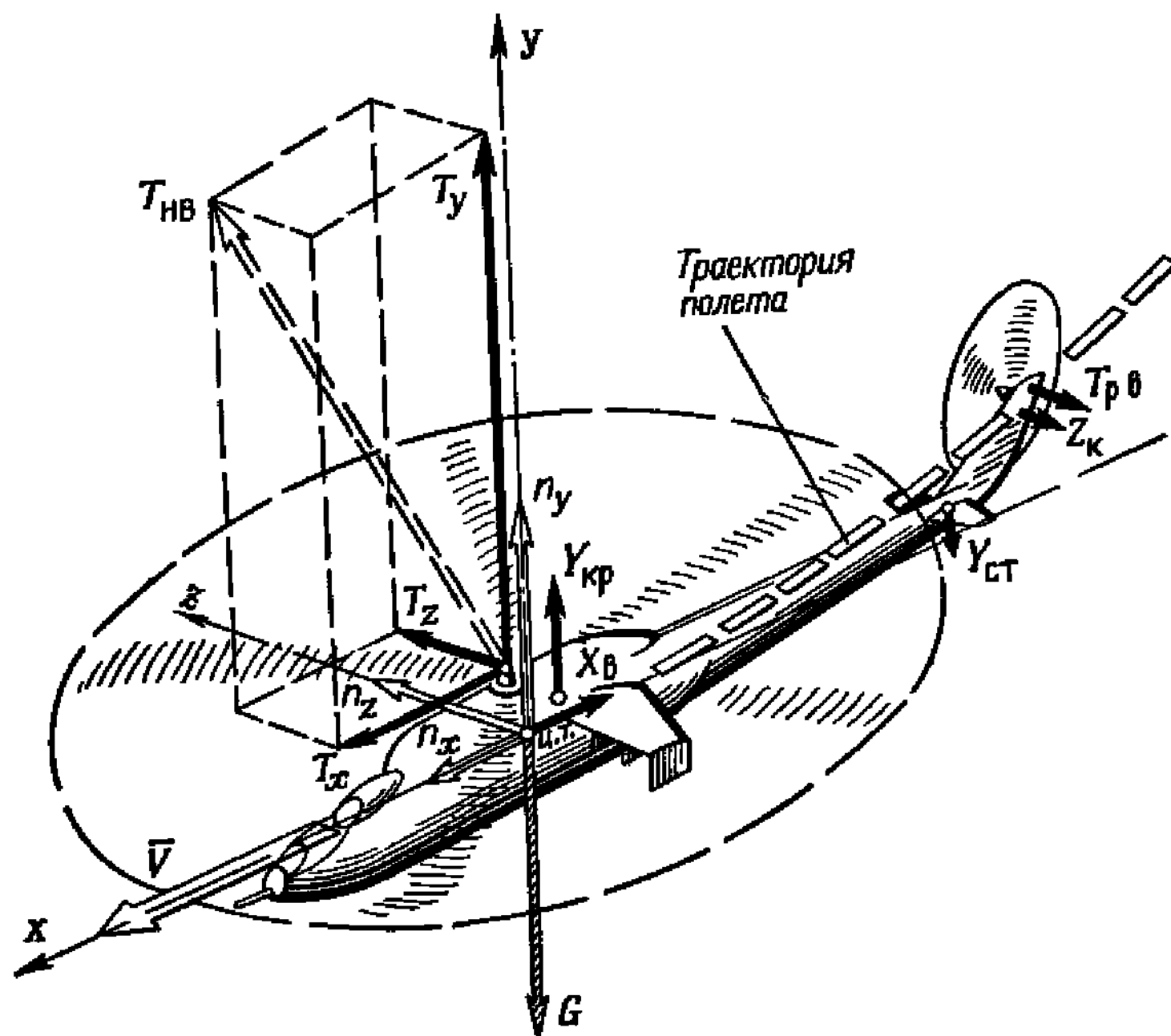


Рис. 5.1. Схема сил и перегрузок, действующих на вертолет в момент прохода нижней точки траектории при выходе из пикирования

борту вертолета устанавливаются по СГФ («по полу кабины») специальные приборы — измерители перегрузок (акселерометры). Эти приборы измеряют величины продольной и нормальной перегрузок, которые несколько отличаются от тангенциальной и нормальной скоростной перегрузок, рассчитываемых в скоростной системе координат $Oxyz$. Это происходит за счет поворота связанной системы координат относительно скоростной на углы атаки и скольжения.

Существуют специальные формулы для получения перегрузок в скоростной системе координат через пере-

грузки, полученные в связанной системе координат, но при этом необходимо знать углы атаки и скольжения. Обычно летчики стремятся выполнять маневры без скольжения, следовательно, углом скольжения можно пренебречь.

Для анализа и приближенных расчетов можно рекомендовать формулы для получения тангенциальной и нормальной скоростной перегрузок через перегрузки, полученные в связанной системе координат:

$$\left. \begin{aligned} n_x &\approx n_{x_1} - n_{y_1} \sin \alpha_{\phi}; \\ n_y &\approx n_{y_1} + n_{x_1} \sin \alpha_{\phi}. \end{aligned} \right\} \quad (5.6)$$

Действие перегрузок на вертолет ощущается летчиком по направлениям связанных осей, т. е. по расположению сиденья летчика в кабине.

Положительная продольная перегрузка прижимает летчика к спинке сиденья (давит на спину летчика), положительная нормальная перегрузка n_{y_1} — к чашке сиденья, при положительной поперечной перегрузке n_{z_1} (по оси Oz_1) летчик отклоняется к левому борту.

В полете при маневрировании летчик лучше ощущает изменение перегрузки, чем ее постоянное значение. К постоянной величине он как бы привыкает, особенно если перегрузка незначительно отличается от единицы. Поэтому в полете ощущения летчика при пилотировании вне видимости земли и без приборов, как правило, ошибочны и не дают точного представления о положении вертолета в пространстве на траектории. Кроме того, одному и тому же значению перегрузки могут соответствовать самые различные режимы полета и маневры. Например, с перегрузкой $n_y = 1$ можно выполнять установившиеся горизонтальный полет, вертикальное снижение и вертикальный подъем, а также восходящую и нисходящую спирали.

Т а н г е н ц и а л ь н а я (п р о д о л ь н а я) перегрузка n_x определяет в основном характеристики разгона и торможения вертолета. Положительное значение ее получается, если величина T_x будет больше X_v . Наибольшего положительного значения n_x можно достичь при использовании максимального избытка тяги (мощности), т. е. на экономической скорости полета. В эксплуатации максимальное положительное значение n_x дополнительно почти ничем не ограничивается. По существу, возможности НВ и СУ (приемистость) сами

ограничивают эту характеристику, и в полете летчик большего получить не сможет.

Для некоторых вертолетов ограничивается отрицательное значение n_x . Основной причиной ограничения отрицательного n_x является возможность раскрутки НВ, т. е. превышение оборотов НВ более допустимых, при переводе на торможение и в процессе его выполнения.

Н о р м а л ь н а я с к о р о с т н а я п е р е г р у з к а n_y является обобщенной характеристикой маневренности. Она в основном определяет искривление траектории движения вертолета в пространстве при наличии поступательной скорости полета.

В эксплуатации нормальная перегрузка имеет целый ряд ограничений, которые летчику необходимо учитывать.

Нормальная перегрузка определяет степень нагруженности элементов конструкции вертолета при маневрировании. По величине максимально допустимой (до разрушения конструкции) аэродинамической силы $T_y^{\text{разр}}$ определяют так называемую р а з р у ш а ю щ у ю п е р е г р у з к у $n_y^{\text{разр}}$. Ее получают расчетным путем и при статических испытаниях вертолета на прочность. Обычно разрушающая перегрузка для транспортных вертолетов находится в пределах 3,0—4,5. Чтобы не произошло поломки вертолета в полете, вводится коэффициент безопасности от разрушения, который для неманевренных вертолетов не превышает 1,5. С учетом этого коэффициента получается эксплуатационная перегрузка $n_y^{\text{э}}$, т. е. перегрузка, допускаемая прочностью конструкции при эксплуатации того или иного вертолета в полете: $n_y^{\text{э}} = n_y^{\text{разр}} / 1,5 = 2 \div 3$. Достичь величины $n_y^{\text{э}}$ можно только в процессе маневрирования. Но здесь накладываются другие дополнительные эксплуатационные ограничения, связанные с особенностями получения аэродинамических сил и обеспечением безопасности маневрирования.

Основной аэродинамической силой, которая создает на вертолете перегрузку, является полная тяга НВ $T_{\text{НВ}}$. Максимальное значение подъемной силы НВ $T_{y_{\text{макс}}}$, которую можно получить при маневрировании, будет определять максимальную перегрузку $n_{y_{\text{макс}}}$. В интересах безопасности полета необходимо, чтобы получаемая в летной эксплуатации максимальная подъемная сила $T_{y_{\text{макс}}}$

по величине не превышала разрушающую $T_y^{\text{разр}}$, а при одинаковой массе всегда сохранялось неравенство $n_{y\text{макс}} < n_y^{\text{разр}}$. Еще более безопасной становится машина, если максимально возможная перегрузка меньше эксплуатационной для данного вертолета (т. е. $n_{y\text{макс}} \leq n_{y\text{макс}}^{\text{э}}$). Последнее свидетельствует о том, что как бы резко летчик ни пилотировал, какие бы ошибки в технике пилотирования ни совершал, он не сможет превысить эксплуатационную перегрузку потому, что $T_{y\text{макс}}$ окажется меньше, чем $T_y^{\text{э}}$. Если в этом случае масса вертолета меньше расчетной (а значит, и $G < G_{\text{расч}}$), маневренность вертолета увеличивается за счет прироста нормальной перегрузки, а $T_{y\text{макс}} < T_y^{\text{э}}$.

Однако при создании максимальной подъемной силы НВ важную роль в обеспечении безопасности полетов начинают играть вопросы устойчивости и управляемости. Максимальное значение подъемной силы НВ, как правило, достигается на больших скоростях при расширении зон срыва потока с лопастей. Это приводит к значительным знакопеременным нагрузкам лопастей НВ и вибрациям всего вертолета. Кроме того, наблюдается резкая продольная и поперечная разбалансировка вертолета. Появляются самопроизвольные увеличение угла тангажа («подхват») и наклонение одновинтового вертолета вправо («валежка»). Все это создает определенные трудности в управлении вертолетом и, безусловно, небезопасно. Маневрирование с выходом на максимальную подъемную силу НВ и, следовательно, на $n_{y\text{макс}}^{\text{э}}$ считается маневрированием на критическом режиме. В эксплуатации такие режимы, как правило, запрещены.

Поэтому в ходе испытаний определяется нормальная перегрузка, допустимая в эксплуатации, на основании летных характеристик вертолета и с учетом обеспечения условий безопасности. Она называется **максимально допустимой перегрузкой** $n_{y\text{доп}}$. Эта перегрузка указывается в Инструкции экипажу обычно для определенной массы, например для нормальной. При изменении массы (силы тяжести) вертолета и высоты полета эта перегрузка изменяется (чем больше сила тяжести G и высота полета, тем меньше допустимая перегрузка). Кроме того, на тех вертолетах, на которых

нет прибора — указателя нормальной перегрузки, вводятся дополнительные ограничения по углу крена и темпу изменения тангажа.

Учитывая, что для многих вертолетов характерна статическая неустойчивость по углу атаки и перегрузке,

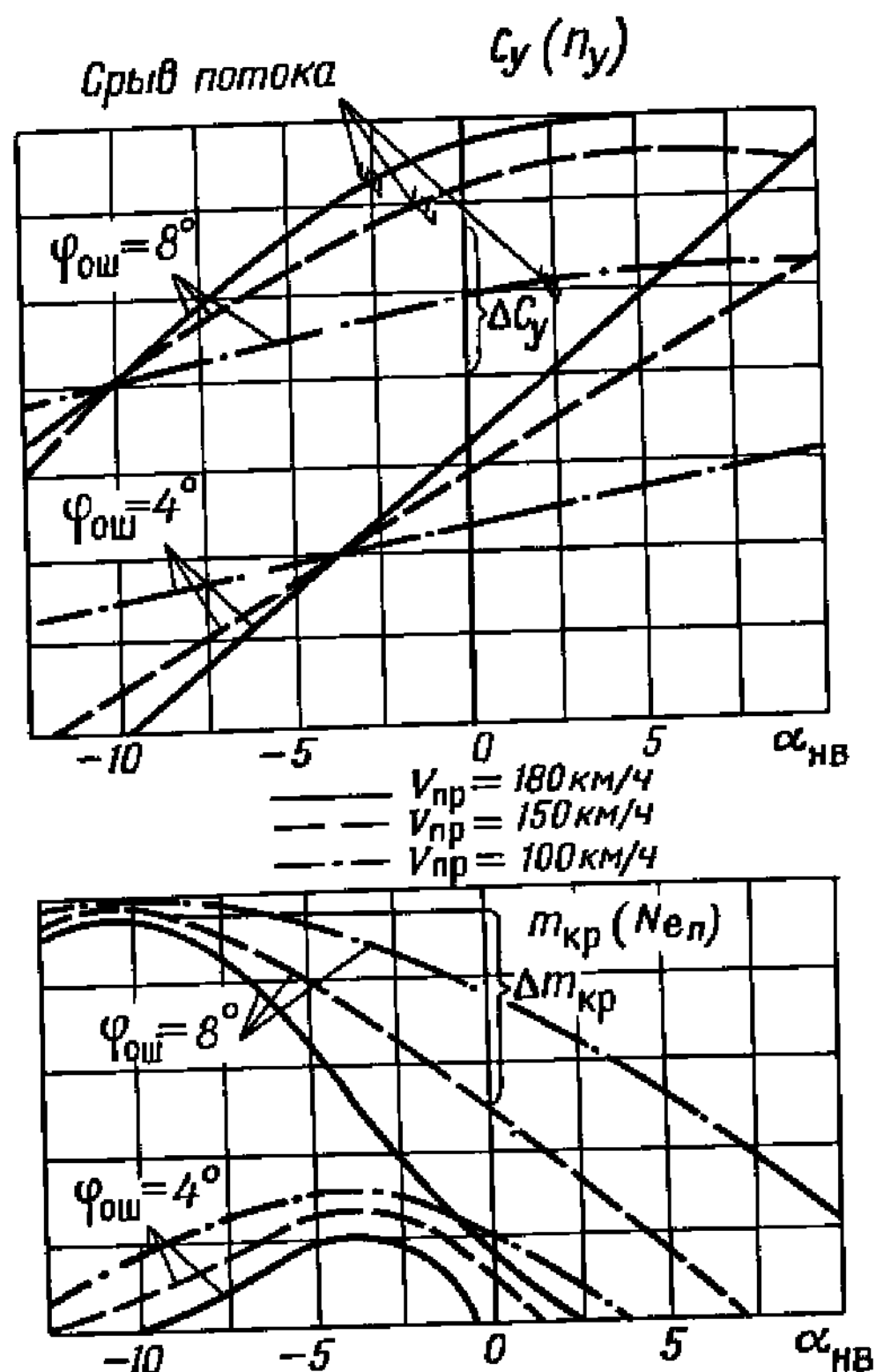


Рис. 5 2. Зависимость коэффициентов подъемной силы НВ (C_y) и коэффициента крутящего момента $m_{\text{кр}}$ (потребной мощности) от $\alpha_{\text{НВ}}$, $\varphi_{\text{ош}}$ и $V_{\text{пр}}$

ограничение по углу крена на виражах и при маневрах берется с определенным запасом даже от $n_{y \text{ макс}}$. На таких вертолетах возможно непреднамеренное увеличение перегрузки как при внешнем воздействии, так и при случайном резком перемещении ручки управления на себя и рычага общего шага НВ вверх.

Маневрирование с выходом на максимально допустимую перегрузку $n_{y\text{доп}}$ (или $\gamma_{\text{доп}}$) называется маневрированием на предельных (по перегрузке) режимах.

При маневрировании, связанном с увеличением углов атаки, при постоянном общем шаге НВ и работе двигателей на взлетном режиме располагаемая тяга еще несколько увеличивается за счет увеличения оборотов (раскрутки) НВ в момент перемещения ручки управления на себя. При этом потребная мощность на вращение НВ ($N_{\text{в}}$) уменьшается. Это видно из обобщенных характеристик НВ, приведенных на рис. 5.2. При изменении угла атаки, например, от -10° до 0 мощность при $\Phi_{\text{ш}} = 8^\circ$ и $V = 150$ км/ч уменьшается почти на 50%. Казалось бы, вполне закономерно в этот период (когда потребная мощность на вращение уменьшается) загрузить винт дополнительным увеличением общего шага НВ. Но этого делать нельзя из-за неминуемого выхода на максимальную эксплуатационную перегрузку на (критический режим). Срыв потока с лопастей НВ начинается уже при $\Phi_{\text{ш}} = 8^\circ$ и $\alpha_{\text{НВ}} \approx 0$ (рис. 5.2). Тем более он увеличится, если еще увеличить $\Phi_{\text{ш}}$.

Располагаемую тягу НВ T_p можно использовать при выполнении криволинейного движения с постоянной скоростью ($V = \text{const}$, $\omega_b = \text{const}$). В этом случае угол атаки НВ изменяется незначительно, а создание необходимой перегрузки достигается за счет увеличения общего шага НВ до выхода двигателей на взлетную мощность. Получаемая в этом случае перегрузка называется располагаемой n_{y_p} или предельной перегрузкой. Выдерживание этой перегрузки при маневре определяется обычно возможным временем работы двигателей на максимальном режиме и может быть довольно длительным (более 5 мин). Соответствующие этой перегрузке маневры называются предельными по мощности.

В эксплуатации располагаемая перегрузка может быть (при изменении внешних условий и взлетной массы вертолета) как больше, так и меньше, чем $n_{y\text{доп}}$.

При $n_{y_p} > n_{y\text{доп}}$ возможно выполнение установившихся разворотов и маневров только на предельно допустимых по перегрузке режимах полета, а маневрирование с перегрузкой n_{y_p} запрещено и считается критическим режимом.

Если $n_{y_p} < n_{y_{\text{доп}}}$, установившийся маневр (вираж) выполняется при меньшей нормальной перегрузке, чем допустимая. Есть запас по нормальной перегрузке, который может быть использован при форсированных разворотах с торможением, например при постоянном общем шаге НВ.

Диапазон располагаемых перегрузок для транспортных вертолетов находится в пределах положительных значений. Отрицательную перегрузку n_y получить на вертолете практически невозможно (создать отрицательную подъемную силу T_y на вертолетах не удастся).

Боковая перегрузка n_z больших значений на вертолете не достигает. Из приведенного уравнения (5.5) видно, что наибольшее значение n_z можно получить на одновинтовом вертолете при создании левого скольжения, когда тяга рулевого винта, боковая сила киля и боковая сила T_z направлены в одну сторону. Однако достигать максимального значения боковой перегрузки, т. е. энергично создавать скольжение в ту или иную сторону, на некоторых одновинтовых вертолетах запрещается ввиду значительных напряжений, возникающих в этом случае на хвостовой балке и рулевом винте. Особенно возможны большие нагрузки при резкой перекладке педалей и ручки управления. Для исключения больших боковых перегрузок в системах путевого управления устанавливаются гидродемпферы (гл. 1). Возникающие в этом случае боковые перегрузки составляют не более 0,15—0,2 от $n_{y_{\text{доп}}}$.

Перегрузки как критерии маневренности позволяют не только раскрыть возможности вертолета, но и сравнивать вертолеты между собой по этим показателям. Действительно, чем больше максимальная продольная перегрузка, например, у одного вертолета по сравнению с другим, тем меньше будет у первого время горизонтального разгона (при одинаковых начальных условиях движения). Преимущество в величинах перегрузок у одного вертолета по сравнению с другим в одной и той же области высот и скоростей полета позволяет рекомендовать экипажу вертолета использовать именно эту область высот и скоростей в целях повышения эффективности оборонительного маневрирования или использования оружия.

Однако следует помнить, что преимущество в максимальных располагаемых перегрузках не всегда обеспе-

чивает превосходство в частных показателях маневренности. Особенность заключается в том, что необходимо учитывать время достижения вертолетом максимальной перегрузки. Так, например, большое время приемистости двигателей ограничивает темп перемещения рычага «шаг-газ», уменьшает в конечном счете приемистость вертолета, т. е. темп увеличения нормальной перегрузки. В результате увеличивается время ввода в маневр. Это же приводит к увеличению времени разгона и пройденного расстояния (пути). Вертолет с лучшей приемистостью двигателей при прочих равных условиях обладает и лучшими маневренными свойствами. Кроме того, частные показатели маневренности могут быть снижены из-за психофизиологических возможностей летчика, низкого качества техники пилотирования, неумения быстро и точно изменять положение вертолета и траекторию его движения с помощью рычагов управления.

Следовательно, использование характеристик маневренности в большей степени зависит от подготовленности летчика и его квалификации.

В последнее время наметилась тенденция к расширению маневренных возможностей вертолетов и даже конструированию за рубежом специальных пилотажных вертолетов (боевой вертолет S-67). В этом случае конструктор наряду с повышением энерговооруженности заботится о значительных запасах нормальных перегрузок по прочности конструкции и по располагаемой перегрузке.

Диапазон перегрузок одновинтового вертолета

Диапазон перегрузок одновинтового вертолета определяется как режимом работы силовой установки и оборотами НВ, так и другими эксплуатационными факторами: взлетной массой, вариантами загрузки и внешних подвесок, состоянием атмосферных условий и высотой полета.

Обычно диапазон перегрузок определяется для нормальной взлетной массы вертолета и для стандартных условий (МСА). В качестве примера на рис. 5.3, 5.4 показан диапазон тангенциальных и нормальных перегрузок вертолета Ми-2, который отражает характерные закономерности изменения перегрузок, присущие почти всем современным одновинтовым вертолетам.

В л и я н и е р е ж и м а р а б о т ы С У . Уменьшение режима работы двигателей ведет к сокращению

диапазона располагаемых перегрузок. На рис. 5.4 показан диапазон перегрузок для $N_{e_{ном}}$, который меньше, чем при $N_{e_{взл}}$. Особенно сокращаются возможности выполнения установившихся виражей по крену и скорости полета.

Влияние оборотов НВ. Существенно сокращает диапазон допустимых перегрузок уменьшение оборотов НВ (рис. 5.4, $n_{НВ} = 76\%$). При уменьшении оборотов растет потребная величина общего шага НВ при одной и той же развиваемой силе тяги. В результате

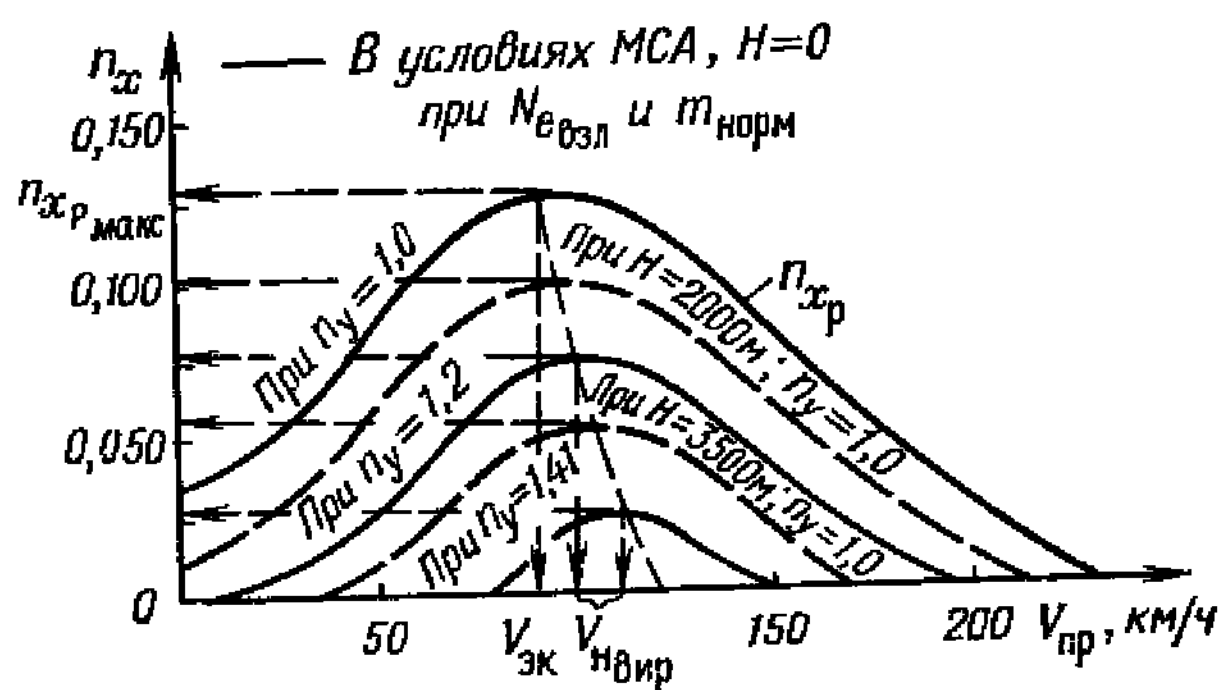


Рис. 5.3. Диапазон тангенциальных перегрузок n_x вертолета Ми-2 и его зависимость от n_y и H полета

большой процент от площади, ометаемой винтом, занимают зоны обратного обтекания и срыва потока с лопастей (при одной и той же скорости полета и высоте). Это сказывается и на поведении вертолета, его устойчивости и управляемости. Поэтому пилотирование при пониженных оборотах НВ должно быть более плавным. При появлении тряски и повышенного уровня вибраций необходимо немедленно уменьшить перегрузку, а затем увеличить обороты НВ.

При увеличении массы, чтобы не выходить за допустимую величину тяги НВ, следует уменьшить допустимое значение нормальных перегрузок. В частности, это учитывается в Инструкции экипажу. Например, для Ми-8 с $m_{норм}$ разрешается выполнять виражи и маневры с креном 30° , а при $m_{макс}$ (в том же диапазоне скоростей) крен ограничен до 20° .

При уменьшении массы наблюдается обратное, т. е. возможно увеличение нормальной перегрузки (рис. 5.4 для n_y при $m_{норм}$ и $m_{макс}$).

1. 2.



•

11

1

полагаемых тангенциальных и нормальных перегрузок (рис. 5.3 и 5.5). Причины аналогичны причинам сокращения диапазона высот и скоростей вертолета (гл. 4). Основной причиной уменьшения допустимых перегрузок на скоростях, близких к максимальной, становится срыв потока с лопастей. На рис. 5.5 показано качественное изменение диапазона перегрузок одновинтового вертолета у земли и на $H = 1000$ м.

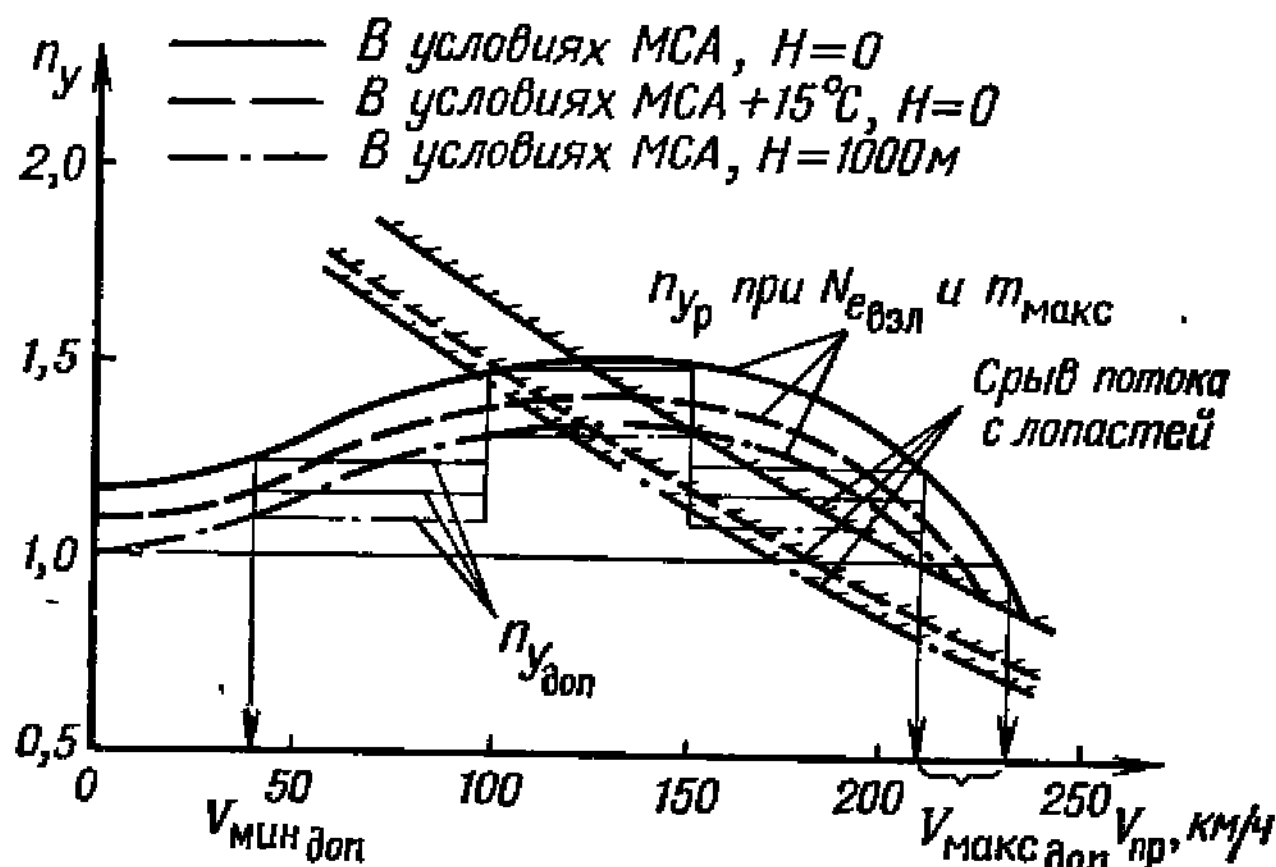


Рис. 5.5. Зависимость эксплуатационного диапазона нормальных перегрузок от температуры наружного воздуха и высоты полета вертолета

Инструкцией экипажу для каждого типа вертолета предусмотрены различные ограничения по маневрированию на малых и больших скоростях и высотах полета. В частности, указываются максимально допустимые перегрузки ($n_{y\text{ доп}}$) или максимально допустимые крены ($\gamma_{\text{доп}}$). Эти ограничения указываются для конкретных значений массы вертолетов (нормальной, максимальной) и диапазона скоростей и высот, где возможно маневрирование при указанных значениях перегрузки или крена. Такой диапазон перегрузок и скоростей полета называется эксплуатационным диапазоном нормальных перегрузок.

На рис. 5.4 показан эксплуатационный диапазон нормальных перегрузок (крен $\gamma_{\text{доп}}$) для вертолета Ми-2 (штриховая линия). Имеющийся запас до $n_{y\text{ пр}}$ летчик

использует в интересах безопасности полета для исправления допущенных ошибок в технике пилотирования.

Некоторые современные вертолеты благодаря высокой энерговооруженности и эффективности управления обладают довольно высокими маневренными характеристиками, что позволяет им выполнять фигуры сложного пилотажа, которые раньше выполнялись только на самолетах. Кроме того, за последнее время в связи с ростом летного мастерства и более глубоким освоением маневренных возможностей вертолетов на минимальных и максимальных скоростях полета разрабатываются новые фигуры пилотажа и маневры.

На вертолетах выполняются следующие фигуры пилотажа и маневры:

- горизонтальные (разгон и торможение, виражи, развороты, восьмерки, змейки);
- вертикальные (пикирование, горка);
- пространственные (восходящая и нисходящая спирали, управляемые вращения, боевые развороты, поворот и разворот на горке и др.).

Выполнение фигур пилотажа развивает у летчика хорошую пространственную ориентировку, позволяет в полной мере освоить вертолет (как говорят опытные летчики, «лучше чувствовать машину»), что в конечном итоге способствует более полному и правильному использованию всех его возможностей. Освоение фигур пилотажа и изучение их характеристик позволяет разрабатывать новые маневры.

§ 5.2. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЕ МАНЕВРЫ

Маневрирование в горизонтальной плоскости может складываться из прямолинейных разгонов и торможений, когда скорость изменяется только по величине, и плоских криволинейных фигур, когда скорость изменяется только по направлению или по величине и направлению одновременно.

Разгон и торможение вертолета

Разгон и торможение вертолета характеризуются тангенциальным (продольным) ускорением ($j_x = dV/dt$). Горизонтальный разгон как маневр требует от летчика

умения использовать максимальные возможности вертолета. Чем выше приемистость двигателей и больше избыток тяги НВ на данном вертолете по сравнению с другим (при одинаковой их массе), тем выше его приемистость, т. е. способность быстрее разогнаться от одной исходной скорости до другой (например, до максимальной).

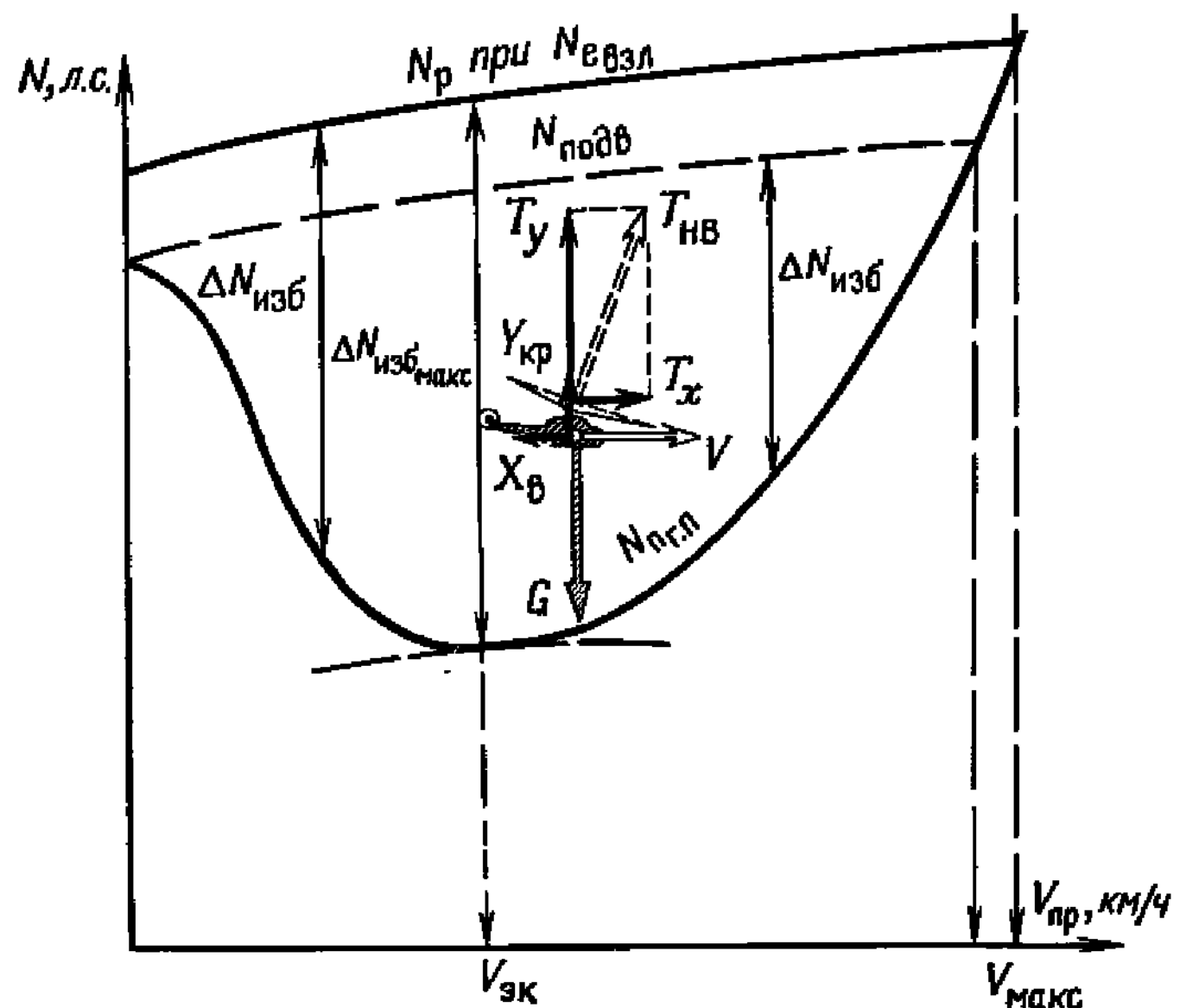


Рис. 5.6. Изменение потребных и располагаемых мощностей НВ при горизонтальном разгоне

Ускорение при горизонтальном разгоне рассчитывают, исходя из уравнения движения (гл. 3):

$$j_x = \frac{T_x - X_v}{m} = g \left(\frac{T_x - X_v}{G} \right) = gn_x. \quad (5.7)$$

Избыток тяги НВ получается за счет разности потребных и располагаемых тяг (мощностей). При горизонтальном разгоне с использованием взлетного режима работы двигателей весь избыток мощности идет на создание горизонтального ускорения (рис. 5.6). С энергетической точки зрения это тот же избыток мощности, который можно использовать для набора высоты и получения вертикальной скорости.

Формулу (5.7) можно записать в следующем виде:

$$j_x = g \frac{(T_x - X_B) V_{\text{пр}}}{G V_{\text{пр}}} \approx g \frac{75 \Delta N_{\text{изб}}}{G V_{\text{пр}}} = g \frac{V_y}{V_{\text{пр}}}, \quad (5.8)$$

где $\Delta N_{\text{изб}}$ — избыток мощности НВ, л. с.;

$V_{\text{пр}}$ — скорость полета по траектории, м/с.

Точность этой формулы вполне удовлетворительна для практики на скоростях примерно от $0,5V_{\text{эк}}$ и выше.

Таким образом, зная избытки мощности НВ, на любом вертолете можно легко определить положительную максимальную тангенциальную перегрузку на выбранной скорости полета и, следовательно, максимальное тангенциальное ускорение в горизонтальном полете. Изменение потребных и располагаемых мощностей НВ определяет разгонные характеристики вертолета в зависимости от массы вертолета, высоты и скорости полета, а также от других эксплуатационных факторов. Следовательно, с увеличением массы, температуры, высоты, груза на внешней подвеске и его сопротивления разгонные характеристики вертолетов будут ухудшаться в соответствии с закономерностями изменения избытка мощности НВ.

Для вертолетов наибольшее значение располагаемой тангенциальной перегрузки n_x можно получить при разгоне у земли с использованием максимальной мощности двигателей в момент прохода экономической скорости.

Характеристики и особенности выполнения разгона и торможения. Для приближенных расчетов такой характеристики, как время разгона от одной (начальной V_n) скорости до другой (конечной V_k), можно рекомендовать формулу $t_{\text{разг}} = (V_k - V_n) : g n_{x_{\text{ср}}}$, где $n_{x_{\text{ср}}}$ — среднее значение тангенциальной перегрузки.

Путь и время, потребные для достижения заданной скорости, при полном использовании мощности двигателей характеризуют предельные возможности вертолета при горизонтальном разгоне. Путь и время разгона зависят от приемистости двигателей, так как именно она определяет выход на максимальную располагаемую тягу НВ и, следовательно, на n_{x_p} . Попытка летчика быстрее переместить общий шаг НВ, чем определено Инструкцией, приводит к понижению оборотов НВ, а время выхода на n_{x_p} остается в пределах, определенных приемистостью двигателей. Поэтому в интересах повышения

маневренности и особенно характеристик разгона желательно, чтобы приемистость двигателей была высокой.

Своеобразием торможения, выполняемого на вертолетах, является возможность гашения поступательной скорости с сохранением горизонтальности траектории тремя методами (рис. 5.7). Метод, приведенный на рис. 5.7, а, — вариант наиболее интенсивного торможения. В этом случае требуется мало мощности от двигателей на вращение НВ. Значительная часть энергии (мощности) подводится к НВ от воздушного потока. В процессе такого торможения летчик почти при постоянном мини-

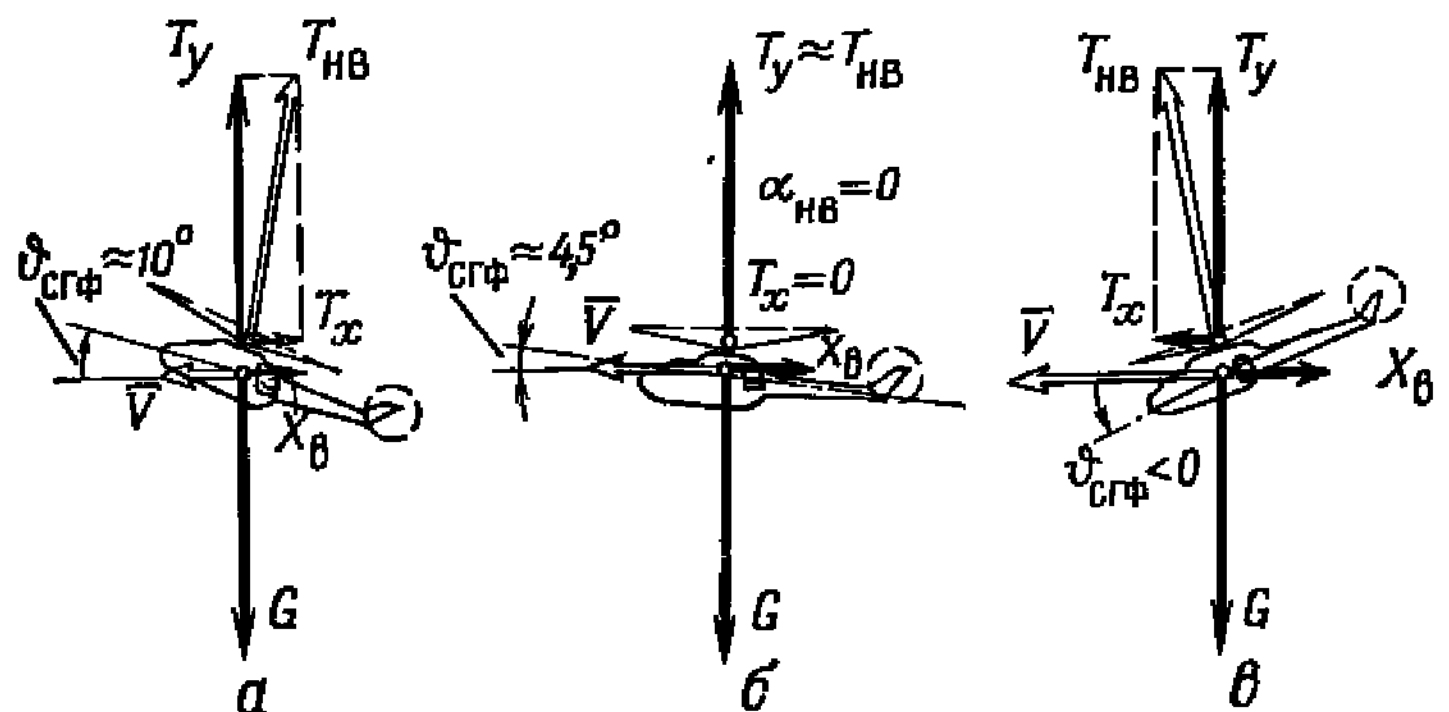


Рис. 5.7. Схемы сил, действующих на вертолет при различных методах торможения:

а — торможение за счет увеличения угла атаки НВ (торможение несущим винтом); б — торможение за счет увеличения общего шага НВ (торможение общим шагом); в — торможение за счет уменьшения движущей силы T_d

мальном общем шаге НВ по мере падения скорости постепенно увеличивает угол атаки НВ до больших положительных значений (угол тангажа более $+10^\circ$). Такой метод торможения получил в летной практике название **торможение несущим винтом**.

При выполнении торможения на вертолетах с ГТД необходимо учитывать приемистость двигателей. Поэтому при выполнении торможения на скоростях менее экономической для предотвращения самопроизвольного снижения вертолета и падения оборотов НВ в конце торможения важно своевременно увеличивать общий шаг НВ и уменьшать угол тангажа, т. е. выполнять торможение вторым методом (рис. 5.7, б). При этом интенсивность торможения будет несколько ниже, чем при торможении первым методом, но это более безопасно в случае необходимости последующего зависания.

На больших высотах (более $H_{ст}$) следует учитывать минимально допустимую скорость полета, чтобы также не допустить выхода за ограничения и попадания вертолета в самопроизвольное снижение. Для одновинтового вертолета, чтобы исключить попадание его в самопроизвольное снижение при выводе из торможения, рекомендуется на скорости менее экономической не допускать увеличения угла тангажа более 10° и в дальнейшем при появлении тенденции вертолета к снижению увеличивать общий шаг НВ.

Такой метод торможения широко применяется на предпосадочном торможении и получил название в летной практике торможение общим шагом.

Третий метод торможения применяется на больших скоростях полета, когда нет необходимости в энергичном гашении скорости. По мере гашения скорости летчик постепенно уменьшает общий шаг НВ, чтобы продолжать торможение. При этом изменяется и угол тангажа, но менее заметно. Интенсивность торможения при таком методе невысокая (рис. 5.7, в). Так, например, если при торможении от скорости, близкой к максимальной (рис. 5.8, точка 1), летчик уменьшит общий шаг НВ до балансировочного значения, соответствующего горизонтальному полету на $V_{эк}$ (пунктирная линия), то на таком маневре торможение прекратится с выходом на $V_{эк}$ (рис. 5.8, точка 2) при выдерживании горизонтальности траектории ($V_y = 0$).

Исходя из анализа характеристик потребных и подводимых мощностей видно (рис. 5.8), что интенсивность торможения нарастает при уменьшении скорости менее $V_{эк}$. Более того, на этих скоростях вертолеты обладают еще и статической неустойчивостью по скорости, что усложняет вывод вертолета из торможения.

Интенсивность торможения характеризуется отрицательным ускорением (замедлением) и отрицательной тангенциальной (продольной) перегрузкой.

Для приближенных расчетов можно пользоваться формулой (5.8), где вместо избытка мощности подставляется недостаток мощности $\Delta N_{нед} = N_{подв} - N_{г.п}$ для установившегося горизонтального полета, получающийся при сбросе общего шага НВ (рис. 5.8).

Время и путь, потребные для уменьшения скорости до заданной в горизонтальном полете при сбросе общего шага НВ до $2-3^\circ$, т. е. практически на РСНВ, будут наименьшими. Однако мгновенно перевести НВ

на РСНВ при работающих двигателях невозможно, так как наблюдается значительная раскрутка НВ (возможно увеличение оборотов НВ более максимально допустимых для данного типа вертолета). Кроме того, при сбросе общего шага НВ до 1° некоторые транспортные вертолеты (Ми-8, Ми-6 и др.) на скоростях, близких к экономической, невозможно удерживать в горизонтальном полете за счет увеличения угла атаки НВ, так как подъемная сила НВ становится меньше силы тяжести вертолета.

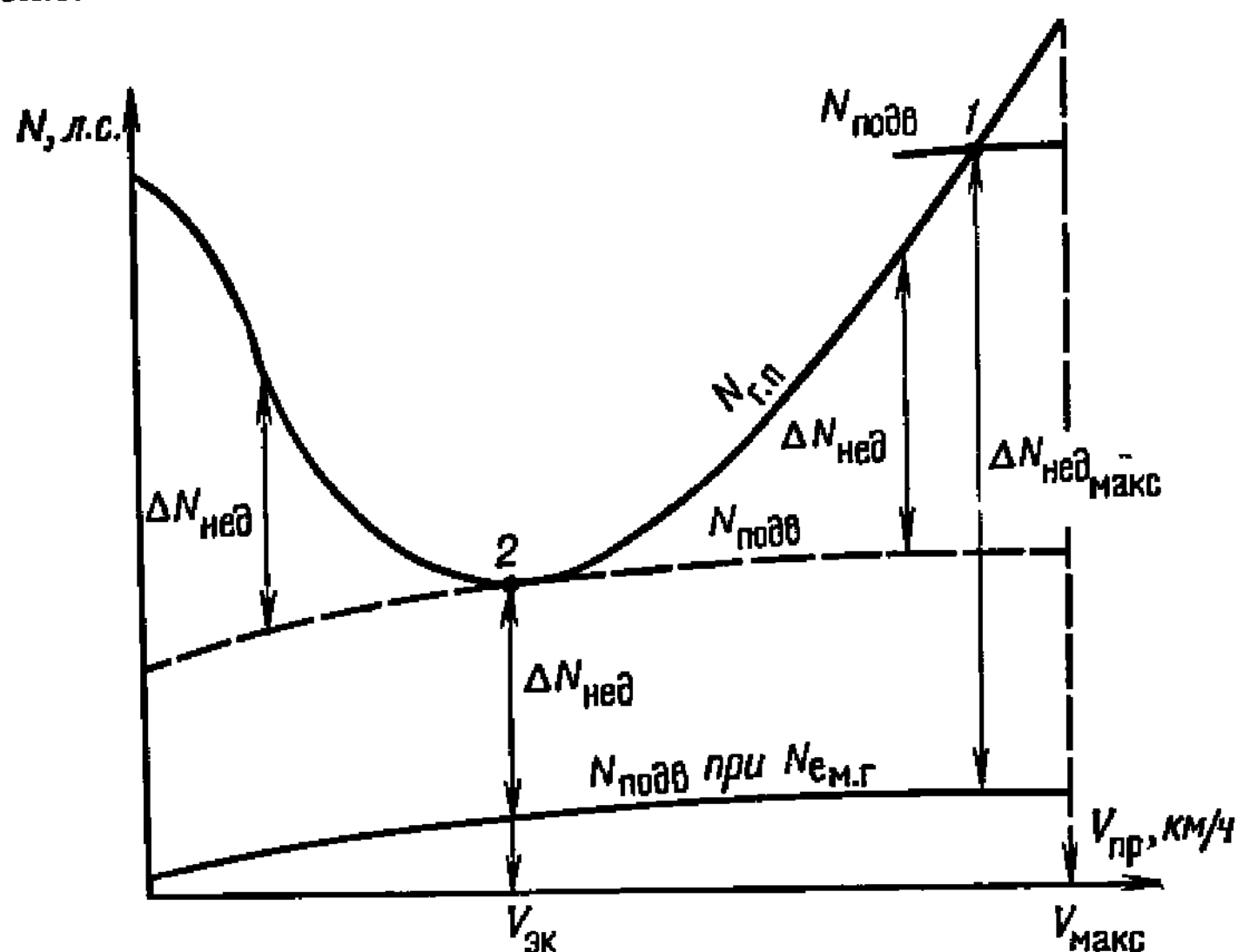


Рис. 5.8. Изменение потребляемой мощности и мощности, подводимой к НВ, при горизонтальном торможении

Вирачи и развороты

В и р а ж — это криволинейный полет вертолета в горизонтальной плоскости с поворотом на 360° . Часть виража называется разворотом.

На вертолетах могут выполняться установившиеся и неустойчивые виражи и развороты. Из виражей и разворотов составляются такие фигуры пилотажа, как восьмерка, змейка, и различные маневры, выполняемые при поиске и атаках наземных и воздушных целей, а также при преодолении ПВО противника.

Устойчивые и неустойчивые виражи (развороты) могут выполняться как со скольжением ($\beta =$

$= \text{const}$), так и без скольжения. Среди установившихся виражей выделяют в практической аэродинамике как фигуру пилотажа правильный вираж.

П р а в и л ь н ы й в и р а ж — это вираж, выполняемый с постоянными скоростью и углом крена без скольжения ($\beta = 0$). Он может выполняться на различных скоростях полета с углами крена в пределах, обеспечиваемых располагаемой мощностью НВ и n_{y_p} .

Обязательным условием искривления траектории является наличие центростремительного ускорения, которое в данном случае создается горизонтальной неуравновешенной силой, направленной к центру виража (центростремительной силой $F_{ц.с}$) и являющейся проекцией подъемных сил НВ и вертолета на горизонтальную плоскость:

$$F_{ц.с} = (T_y + Y_{кр}) \sin \gamma.$$

Центростремительная сила поворачивается в пространстве с угловой скоростью виража ω_v . При этом сам вертолет должен иметь некоторые угловые скорости ω_{y_1} и ω_{z_1} .

На рис. 5.9 приведена схема сил, действующих на вертолет при выполнении правильного виража. Из условия постоянства высоты легко выводится известная зависимость крена и нормальной перегрузки на вираже $n_y = 1/\cos \gamma$.

Задаваясь различными значениями углов крена, можно определить п о т р е б н у ю величину нормальной скоростной перегрузки $n_{y_{уст}}$ для выполнения правильного установившегося виража. При накренивании вертолета без увеличения перегрузки будет развиваться з а р ы в а н и е, т. е. снижение и скольжение в сторону крена.

Например, при создании крена 90° с одновременным уменьшением n_y до нуля вертолет будет лететь с сохранением направления (так как $F_{ц.с} = 0$), но со снижением. Согласно приведенной зависимости перегрузки и крена для выполнения горизонтального маневра с $\gamma = 60^\circ$ необходимо создать перегрузку, равную 2. Но это совсем не значит, что, если летчик создал крен 60° , то на вертолет уже действует перегрузка, равная 2. В этом случае возможна любая перегрузка (т. е. и меньше и больше 2 и даже близкая к нулю). И только в случае, если не изменяется высота полета, можно утверждать, что она равна потребной, т. е. 2.

Выполнение правильного виража возможно, если НВ способен создать необходимую для данного крена нормальную перегрузку. Выше было показано, что возможности НВ по созданию нормальной перегрузки при длительном маневрировании ограничены располагаемой перегрузкой $n_{вр}$.

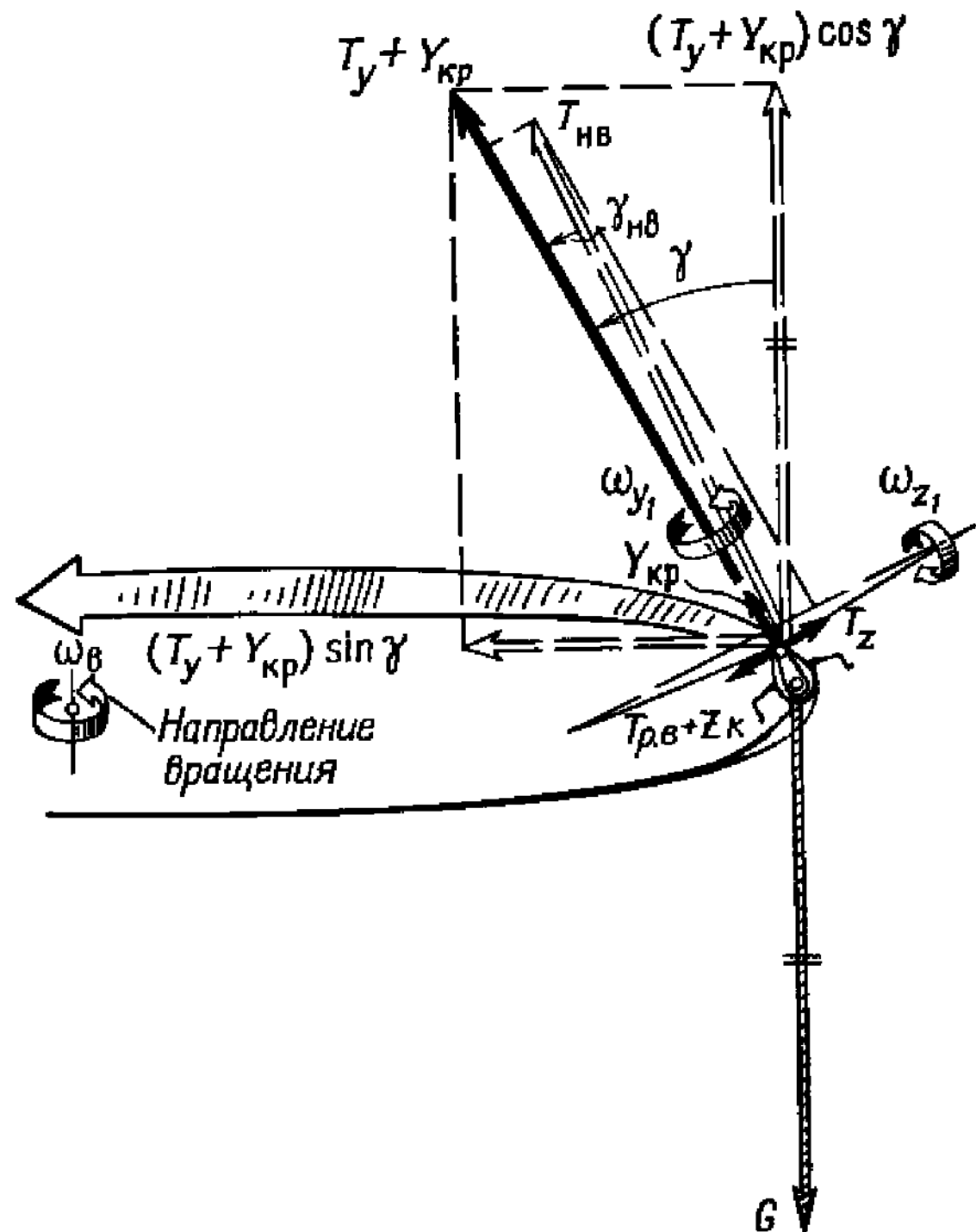


Рис. 5.9. Схема сил, действующих на вертолет при выполнении правильного виража (разворота) влево

Для каждого правильного (установившегося) виража с тем или иным креном существует вполне определенная зависимость требуемых мощностей от величины поступательной скорости. На рис. 5.10 показана графическая зависимость требуемых мощностей для выполнения различных установившихся виражей, а также располагаемой и подводимой к НВ мощностей в зависимости от приборной скорости полета для нормальной массы вертолета.

Из приведенной зависимости видно, что на тех или иных скоростях для выполнения правильного виража величина потребной мощности различна. При постоянном крене существует скорость установившегося виража, при которой для его выполнения требуется наименьшая мощность. Эта скорость называется **наивыгоднейшей скоростью установившегося виража** $V_{н.вир}$ с заданным креном.

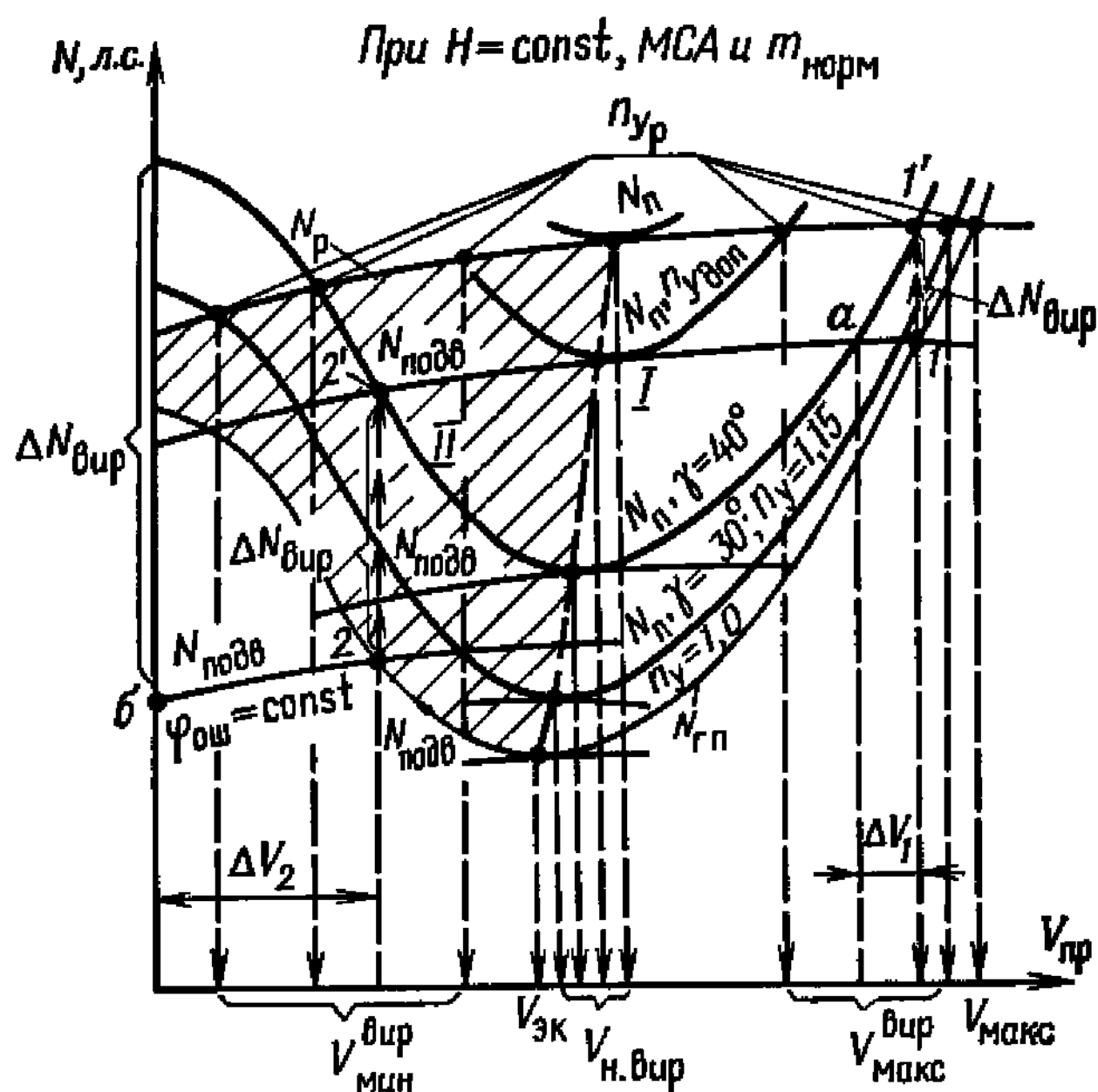


Рис. 5.10. Зависимость потребных мощностей НВ для выполнения установившихся (правильных) виражей от угла крена (перегрузки) и скорости полета вертолета

В аэродинамике такой правильный вираж называется **наивыгоднейшим**. Чем больше крен, тем больше и наивыгоднейшая скорость виража. Здесь имеется вполне определенная закономерность, которая выражается формулой $V_{н.ви} = V_{эк} \sqrt{n_y}$.

Из рис. 5.10 видно, что наивыгоднейшая скорость виража в то же время является своеобразным разделом между первым (I) и вторым (II) режимами установившихся виражей. Пилотирование на I и II режимах имеет

свои особенности, обусловленные устойчивым и неустойчивым равновесием продольных сил, действующих на вертолет при выдерживании заданных крена, скорости и высоты.

Границей выполнения установившихся виражей без скольжения являются точки пересечения потребных мощностей N_n для выполнения того или иного виража с располагаемой мощностью N_p при работе двигателей на взлетном режиме. Эти точки соответствуют максимальным располагаемым перегрузкам n_{yp} для данных условий полета и являются предельными для выполнения длительного маневра с постоянной перегрузкой.

Правильный вираж, выполняемый при максимальном использовании мощности силовой установки, т. е. с использованием располагаемой перегрузки, называется **п р е д е л ь н ы м п о м о щ н о с т и**. В свою очередь, предельные правильные виражи (развороты) определяют возможности вертолета при маневрировании с постоянной скоростью.

Правильные и установившиеся виражи по типу предельных на той или иной скорости полета могут выполняться при пониженном режиме работы двигателей (например, на номинальном режиме). Это особенно важно учитывать, если предельные виражи выполняются с перегрузкой n_{yp} , которая больше, чем $n_{y\text{доп}}$.

Н е у с т а н о в и в ш и е с я виражи и развороты — это криволинейные горизонтальные маневры с разгоном или торможением. Они могут выполняться как со скольжением, так и без него. Неустановившийся разворот выполняется при наличии тангенциальной, а иногда и боковой перегрузки (развивается скольжение). Однако обязательным условием при их выполнении является сохранение заданной высоты полета. Среди неустановившихся разворотов особое место по использованию всех маневренных возможностей вертолета занимают форсированные развороты.

П о д ф о р с и р о в а н н ы м р а з в о р о т о м понимают такой разворот в горизонтальной плоскости с торможением, при котором используется максимально допустимая нормальная перегрузка при работе двигателей на взлетном режиме. Выше было показано, что в процессе маневрирования за счет увеличения угла атаки H_B можно дополнительно увеличивать общий шаг H_B при сохранении взлетной мощности двигателей и оборотов

НВ постоянными. В этом случае возможно увеличение n_y до $n_{y_{\max}}^3$ и даже ее превышение. Поэтому выполнение форсированных виражей на некоторых вертолетах ограничивается величиной $n_{y_{\text{доп}}}$. Причем, если располагаемая перегрузка n_{y_p} оказывается больше, чем $n_{y_{\text{доп}}}$, то форсированные развороты на вертолете выполняются с выходом на $\gamma_{\max. \text{ доп}} (n_{y_{\text{доп}}})$, но для того, чтобы происходило торможение, уменьшается общий шаг НВ.

Наиболее интенсивным торможение будет при переводе НВ на режим самовращения, но в этом случае некоторые вертолеты (Ми-2, Ми-8) трудно удерживать в горизонтальной плоскости даже с креном 20° .

С увеличением высоты полета, как было показано выше, n_{y_p} уменьшается и становится меньше, чем $n_{y_{\text{доп}}}$, возможным становится выполнение форсированных разворотов на таких вертолетах при полном использовании мощности СУ, т. е. на предельном по мощности режиме. В этом случае увеличение перегрузки более, чем $n_{y_{\text{доп}}}$, не разрешается.

Х а р а к т е р и с т и к и в и р а ж а (р а з в о р о т а). Основными характеристиками виража являются радиус r_v , время t_v и угловая скорость ω_v , которые определяются по следующим формулам:

$$r_v = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma}; \quad t_v = \frac{2\pi r_v}{V} \quad \text{и} \quad \omega_v = \frac{g \operatorname{tg} \gamma}{V}.$$

Из приведенных формул видно, что чем больше крен и перегрузка и меньше истинная скорость полета, тем меньше радиус, время и больше угловая скорость виража.

На рис. 5.11 показана графическая зависимость минимальных радиусов предельных по мощности и по перегрузке (форсированных) виражей, а также изменение радиуса виража при постоянном значении крена от истинной скорости полета вертолета.

О с о б е н н о с т и в ы п о л н е н и я в и р а ж е й и д р у г и х г о р и з о н т а л ь н ы х м а н е в р о в. По особенностям выполнения и степени сложности виражи делятся на мелкие (с креном до 45°) и глубокие (с креном более 45°).

Для простоты выполнения перед вводом в вираж необходимо сбалансировать вертолет в режиме горизонтального полета на скорости ввода в вираж и снять триммерами нагрузки с рычагов управления. Вводить вертолет в разворот (вираж) следует координированно с сохранением высоты полета.

Существующие аэродинамические, кинематические и инерционные перекрестные связи приводят при маневрировании к проявлению определенных, присущих данному типу вертолета особенностей.

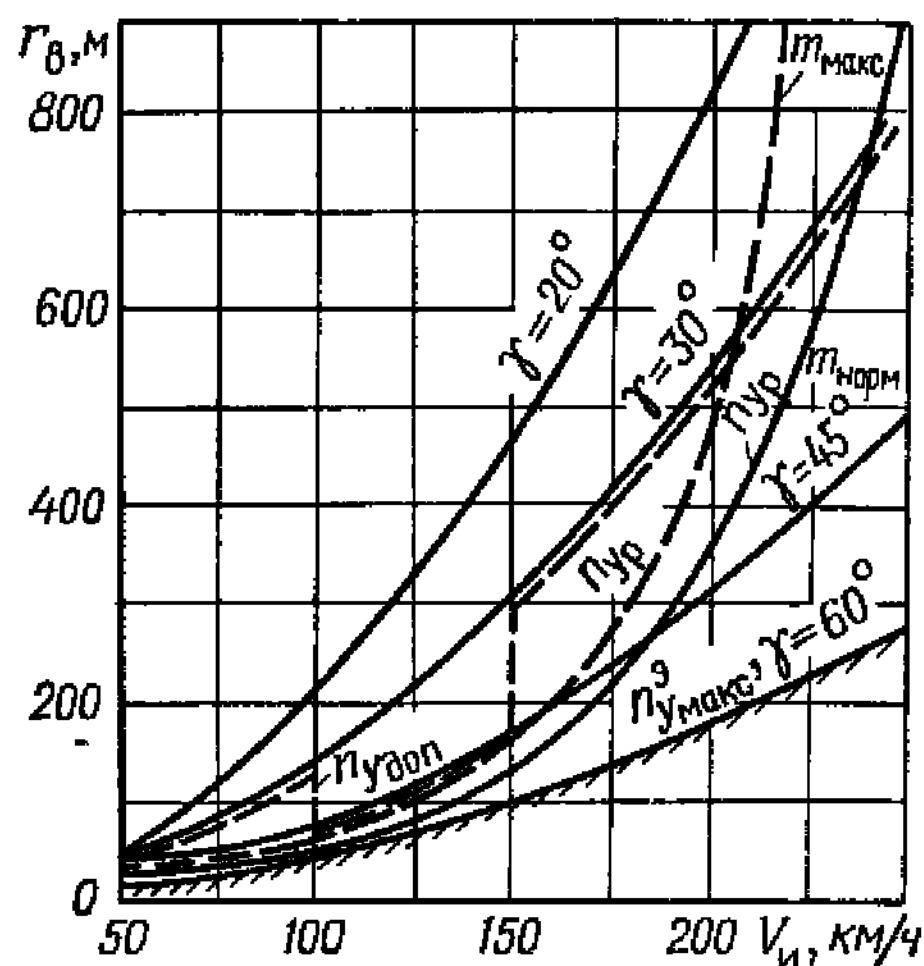


Рис. 5.11. Зависимость минимальных радиусов предельных правильных и форсированных виражей r_v от истинной скорости полета V_n

Наиболее ощутимо на одновинтовом вертолете при вводе в вираж (разворот) влияние гироскопического момента НВ, возникающего при появлении тех или иных угловых скоростей поворота вертолета, не совпадающих с угловой скоростью НВ. При этом можно рекомендовать следующее правило, позволяющее определять направление гироскопического момента.

При отклонении ручки управления мысленно представьте себе, что вы пытаетесь за втулку НВ отклонить вертолет в том же направлении, тогда движение конца

лопасти покажет вам, куда дополнительно отклонится вертолет. На одновинтовых вертолетах конструкции М. Л. Миля концы лопастей НВ перемещаются перед летчиком слева направо. Следовательно, при перемещении ручки управления **от себя** вертолет **накрывается вправо**, при перемещении **на себя** — **накрывается влево**, при перемещении **вправо** вертолет **кабрирует** (задирает нос), при перемещении **влево** — **пикирует** (опускает нос).

Поэтому при вводе в правый вираж ручку управления приходится отклонять по диагонали вправо и от себя, а при вводе в левый вираж — влево и на себя. Если этого не делать, то одновременно с отклонением ручки управления при вводе в правый вираж развиваются скольжение, набор высоты и уменьшение скорости, при вводе в левый вираж — скольжение, снижение и увеличение скорости полета.

Перемещение ручки управления в сторону крена необходимо для создания угловой скорости крена. Как только крен подходит к заданному значению, необходимо уменьшить угловую скорость крена, для чего ручка управления в поперечном направлении устойчивого вертолета возвращается в исходное положение.

По мере создания крена следует увеличивать нормальную перегрузку n_y . Это достигается перемещением ручки управления на себя и рычага «шаг-газ» вверх, т. е. увеличением угла атаки НВ и общего шага НВ. Если увеличивать только угол атаки НВ (при $\phi_{\text{ош}} = \text{const}$), то уменьшается пропульсивная сила T_x и, следовательно, будет дополнительно уменьшаться скорость полета — появится отрицательная n_x . Отсюда вытекает необходимость одновременно с перемещением ручки управления на себя увеличить общий шаг НВ.

Если общий шаг НВ не увеличивать ($\phi_{\text{ош}} = \text{const}$), то в процессе ввода в вираж в диапазоне скоростей первого режима скорость уменьшится до того момента, когда при заданном значении крена потребная мощность НВ будет равна располагаемой (рис. 5.10, точка *a*). На скоростях второго режима такой ввод в разворот ведет к уменьшению поступательной скорости до нуля (точки 2 и б). Причем удержать вертолет в развороте и без снижения только перемещением ручки управления на себя практически невозможно, так как быстро увеличивается потребная мощность $N_{\text{пвир}}$ и возможно падение оборотов НВ. Интенсивность торможения в этом случае настолько

высокая, что вертолет быстро теряет скорость и переходит в самопроизвольное снижение.

Таким образом, для сохранения скорости полета неизменной в процессе ввода в вираж необходимо дополнительно увеличить общий шаг НВ и тем самым подвести дополнительную мощность так, чтобы подводимая к НВ мощность стала равна потребной для данного крена и данной скорости полета (рис. 5.10, точка 1' или 2').

Перемещение ручки управления на себя необходимо не только для увеличения угла атаки НВ и перегрузки, но и для создания постоянной угловой скорости ω_{z_1} . На некоторых вертолетах увеличение общего шага НВ ведет к появлению кабрирующего момента и угловой скорости ω_{z_1} . В этих случаях заметного перемещения ручки управления на себя не требуется. Кроме того, чтобы получить ω_{ψ} , необходимо отклонить вперед педаль в сторону крена и получить угловую скорость ω_{ψ_1} , которая также в процессе разворота выдерживается постоянной. Увеличение общего шага НВ приводит к росту реактивного момента НВ и, следовательно, к появлению угловой скорости ω_{ψ_1} влево. По этой причине при вводе в левый вираж с креном до 30° почти не требуется перемещать вперед левую педаль. При вводе же в правый разворот дача вперед правой педали для соблюдения координации более заметна.

При выполнении правильных виражей на одновинтовых вертолетах при одинаковых значениях $\Phi_{\text{ош}}$ и $V_{\text{пр}}$ наблюдается разность в величине крена на левом и правом виражах. Для принятого направления вращения НВ (особенно на вертолетах, у которых угол крена измеряется по наклону оси вала НВ) на правом вираже крен больше, чем на левом. Увеличение крена обуславливается необходимым балансирующим положением вертолета ($\gamma_{\text{НВ}}$) при отсутствии скольжения: на правом вираже необходимо уравнивать большую $T_{\text{р. в.}}$.

При наличии снижения (зарывания) на координированном вираже не следует стремиться уменьшить вертикальную скорость только взятием ручки управления на себя. Это, как правило, ведет к скольжению. Поэтому исправлять любую ошибку надо координированным отклонением ручки управления, педалей и общего шага НВ.

Особенностью всех одновинтовых вертолетов является наличие силы тяги РВ, которую необходимо уравнивать (чтобы не развивалось скольжение) боковой

силой НВ T_z (рис. 5.9). В случае если летчик не создал сознательно боковую силу T_z , при достижении определенного угла скольжения тяга РВ уравнивается боковой силой фюзеляжа Z_ϕ . Одновременно увеличится и сила вредного сопротивления фюзеляжа. Следовательно, выполнение установившегося виража (разворота) со скольжением ($\beta = \text{const}$) потребует дополнительной затраты мощности НВ при одинаковых прочих условиях.

Скольжение создает у летчика ложное впечатление уменьшения радиуса разворота. Радиус разворота уменьшается только в случае уменьшения скорости и увеличения крена и перегрузки. Создание боковой перегрузки при сохранении скорости ведет к изменению высоты и очень незначительному (причем кратковременному) изменению радиуса. Боковая перегрузка n_z создает боковое ускорение и небольшое смещение вертолета, но радиус разворота при постоянной скорости и сохранении крена остается почти неизменным. Если же стараться выдержать и высоту полета, то скольжение фактически только увеличивает требуемую мощность НВ для выполнения виража.

Кроме того, внешнее скольжение на вираже создает впечатление более быстрого разворота, так как нос вертолета раньше выходит на намеченный ориентир. Однако при выводе из виража с устранением скольжения, как правило, летчик убеждается, что еще не повернулся на намеченный ориентир (цель) примерно на угол, равный углу скольжения.

При маневрировании скольжение можно применять как одно из средств уменьшения скорости за счет увеличения сопротивления фюзеляжа. Особенно целесообразно применение внешнего скольжения (с дачей педали в сторону разворота) при неустановившихся (форсированных) разворотах, когда при выполнении неустановившегося маневра ограничивается дальнейшее увеличение крена или нормальной перегрузки.

Вывод из виража (разворота) рекомендуется начинать, не повернувшись до намеченного курса или ориентира (цели) примерно на величину, равную половине угла крена, также координированным отклонением ручки управления, рычага общего шага НВ и педалей с учетом перечисленных выше особенностей.

Выполнение горизонтальных восьмерок на вертолетах особой сложности не представляет. Из виража в вираж вертолет переводится легко с соблюдением

координации. При энергичном переводе более заметно проявляется гироскопический момент НВ и требуется определенная натренированность летчика в технике пилотирования, чтобы сохранить заданные скорость и высоту полета. Для некоторых вертолетов перевод вертолета из крена в крен ограничен возможным темпом перекладки педалей, так как при резкой даче педалей заметно растут нагрузки на РВ и в трансмиссии.

Особое место при маневрировании на вертолетах занимают змейки. Змейка — сочетание чередующихся различных по направлению разворотов. Эта своеобразная фигура пилотажа, осуществляемая при выполнении различных задач, может представлять сочетание установившихся и неуставившихся разворотов с различными кренами, вплоть до максимально допустимых, причем последовательность отворотов и разворотов может состоять из различного сочетания величин углов изменения направления (например, первоначальный угол отворота — 30° , а последующие развороты — по 60°).

Однако для выдерживания общего направления полета при выполнении змейки необходимо, чтобы крены на разворотах были одной и той же величины, примерно одинаковым должно быть и время перевода вертолета из одного разворота в другой.

Выполнение форсированного разворота, как было показано выше, возможно только с увеличением перегрузки до $n_{y\text{доп}}$ или до максимально допустимого крена. Степень торможения зависит от величины угла крена и сброса общего шага от балансирующего значения для горизонтального полета на данной скорости.

В процессе выполнения такого разворота с соблюдением координации, заданной величины крена и высоты полета летчику приходится заметно больше перемещать ручку управления на себя, так как по мере падения скорости уменьшается подъемная сила НВ и для сохранения потребной перегрузки при постоянном значении крена необходимо увеличивать угол атаки НВ. С уменьшением скорости полета увеличивается угловая скорость ω_v , следовательно, растут потребные величины ω_{y_1} и ω_{z_1} .

При уменьшении скорости менее наивыгоднейшей для данного угла крена летчик должен учитывать особенности поведения вертолета в диапазоне вторых режимов.

Значительно возрастает интенсивность торможения, особенно при сохранении максимального значения величины крена. На этих скоростях, как известно (гл. 3), некоторые вертолеты статически неустойчивы по скорости. Летчик ощущает это по стремлению вертолета дополнительно увеличить угол тангажа и угловую скорость ω_z . НВ работает на положительных углах атаки и при значениях общего шага $4-8^\circ$. Большой мощности на его вращение не требуется. Интенсивность торможения настолько высокая, что даже при крене 40° после уменьшения скорости менее $0,7 V_{\text{эк}}$ через $1,5-2$ с вертолет может выйти за ограничение минимальной скорости полета и полностью потерять скорость.

В этом диапазоне скоростей начинает падать тяга НВ, а вместе с ней и перегрузка n_y , так что удержат вертолет в развороте не представляется возможным. Появляется скольжение в сторону крена (зарывание). Поэтому наиболее ответственный этап форсированного разворота — это вывод из него, особенно на скоростях второго режима. От летчика требуется своевременно начинать уменьшение угла крена и увеличение общего шага НВ, чтобы обеспечить вывод на требуемой скорости и сохранение высоты полета. Своевременное увеличение общего шага НВ на некоторых вертолетах необходимо, чтобы избежать «провала» оборотов НВ из-за слабой приемистости двигателей и вследствие этого — самопроизвольного снижения вертолета. По этой причине для некоторых вертолетов ограничивают скорость, до которой разрешается выполнять торможение при форсированном развороте и разворотах с торможением.

§ 5.3. ВЕРТИКАЛЬНЫЕ МАНЕВРЫ

Искривление траектории в вертикальной плоскости определяется величиной и направлением центростремительной силы, действующей на вертолет. В создании этой силы участвуют подъемные силы НВ и фюзеляжа, а также составляющая силы тяжести $G \cos \theta$.

Искривление траектории полета вертолета происходит в ту сторону, куда направлена центростремительная сила. На рис. 5.12 показаны силы, действующие на вертолет при вертикальном маневре, и сущность образования центростремительной силы при различном положении вертолета в пространстве.

Радиус кривизны траектории рассчитывается по формуле

$$r = \frac{GV^2}{gF_{ц.с}} = \frac{GV^2}{g(T_y + Y_{кр} \pm G \cos \theta)} = \frac{V^2}{g(n_y \pm \cos \theta)}.$$

При этом следует пользоваться следующим правилом: если подъемные силы и составляющая силы тяжести

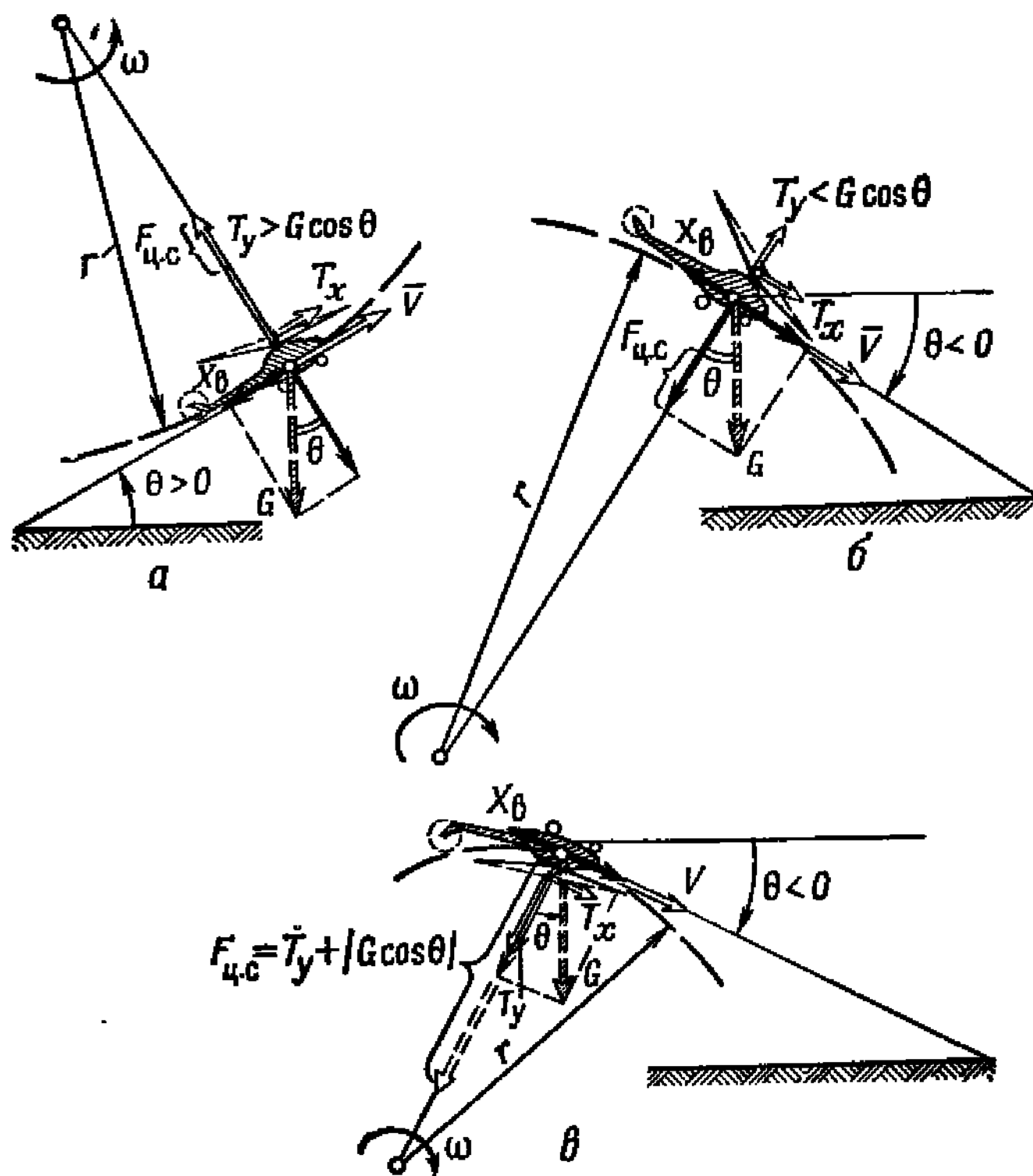


Рис. 5.12. Примеры взаимодействия подъемной силы НВ и составляющей силы тяжести вертолета

направлены в одну сторону (рис. 5.12, в), то они складываются, если в разные (рис. 5.12, а и б), то вычитаются (в знаменателе — разность этих величин).

Величина центробежной силы определяет не только радиус кривизны траектории, но и угловую скорость поворота траектории ω :

$$\omega = \frac{d\theta}{dt} = \frac{V}{r} = \frac{g(n_y \pm \cos \theta)}{V}.$$

Пикирование

П и к и р о в а н и е — это маневр, при выполнении которого вертолет снижается с постоянным углом наклона траектории. Пикирование с углом наклона траектории до 30° называется **п о л о г и м**, а с углом более 30° — **к р у т ы м**. Снижение по наклонной траектории и планирование на РСНВ почти не отличаются от пологого пикирования. Основным отличием снижения по наклонной траектории от пикирования является постоянство поступательной скорости. При пикировании же, как правило, скорость растет.

Пикирование применяется для быстрого уменьшения высоты и увеличения скорости, а также как один из основных элементов маневра при атаке наземных целей.

Х а р а к т е р и с т и к и п и к и р о в а н и я. Маневр пикирования характеризуется углом пикирования и потерей высоты. Угол наклона траектории при пикировании отрицательный. В воздушной стрельбе и бомбометании принято обозначать его через угол пикирования, который равен по величине углу наклона траектории, но противоположен по знаку, т. е. $\lambda_{\pi} = -\theta$.

Так как весь маневр пикирования состоит из ввода в пикирование, прямолинейного участка и вывода из пикирования (рис. 5. 13), общее уменьшение высоты за маневр складывается из следующих факторов:

- потери высоты на вводе $\Delta H_{\text{вв}}$;
- потери высоты на прямолинейном участке ΔH_{π} ;
- потери высоты на выводе $\Delta H_{\text{выв}}$.

Если считать, что ввод в пикирование и вывод из пикирования выполняются по дуге окружности со средним радиусом $r_{\text{ср}}$, потери высоты при вводе и выводе можно рассчитать по формуле

$$H = r_{\text{ср}} (1 - \cos \lambda_{\pi}).$$

Для приближенных расчетов среднего радиуса кривизны траектории можно рекомендовать формулу с учетом половинного угла пикирования

$$r_{\text{ср}} = \frac{V_{\text{вв(выв)}}^2}{g (n_y - \cos \lambda_{\pi}/2)}.$$

Потерю высоты на прямолинейном участке можно рассчитать по формуле $\Delta H_{\pi} = L_{\pi} \sin \lambda_{\pi}$, где L_{π} — длина

тангажа вертолета при различных значениях общего шага НВ и центровках. Кроме того, положение вертолета по тангажу в процессе пикирования в связи с необходимостью выдерживания $n_y = \cos \lambda_n$ (для постоянства угла наклона траектории) все время меняется при постоянном значении общего шага НВ, так как растет скорость в процессе пикирования и изменяется балансирующее положение вертолета на траектории.

Балансирующее положение вертолета по тангажу значительно изменяется на пикировании при изменении положения рычага общего шага и несколько меньше при изменении центровки. На рис. 5. 14 утрированно изображено положение вертолета по отношению к углу пикирования ($\lambda_n = \text{const} = 10^\circ$) при различных значениях общего шага НВ, но при среднем значении центровки вертолета, а также при среднем постоянном $\Phi_{\text{ош}}$, но при различных центровках.

Анализ рисунка показывает, что угол тангажа и угол пикирования почти совпадают только при средних значениях $\Phi_{\text{ош}}$ и центровках (рис. 5. 14, б). Если же общий шаг НВ уменьшен до положения, близкого к режиму самовращения НВ, то тангаж вертолета при средних значениях центровок приблизительно равен нулю (рис. 5.14, а), а вертолет снижается с углом наклона траектории $\lambda_n \approx 10^\circ$ на скорости 130—180 км/ч. При работе двигателей на взлетном режиме на скоростях 150—180 км/ч для угла пикирования 10° необходимо создать угол тангажа θ приблизительно -15° (рис. 5. 14, в).

Если летчик будет при таких крайних положениях вертолета (рис. 5.14, а и в) и неизменном значении общего шага НВ осуществлять прицеливание, то при снижении на РСНВ угол пикирования еще дополнительно увеличится. А при работающих двигателях на взлетном режиме вертолет будет плавно выходить из пикирования. Кроме того, в последнем случае в связи с энергичным нарастанием скорости и ростом тяги НВ вертолет стремится выйти из пикирования («вспухает», как образно выражаются некоторые летчики) при выдерживании постоянного угла тангажа.

Чтобы получить заданный угол пикирования, рекомендуется отсчитывать изменение угла θ от его балансирующего значения в горизонтальном полете, т. е. $\Delta\theta \approx \lambda_n$. Кроме того, еще перед вводом необходимо устанавливать среднее значение общего шага НВ 6° , что

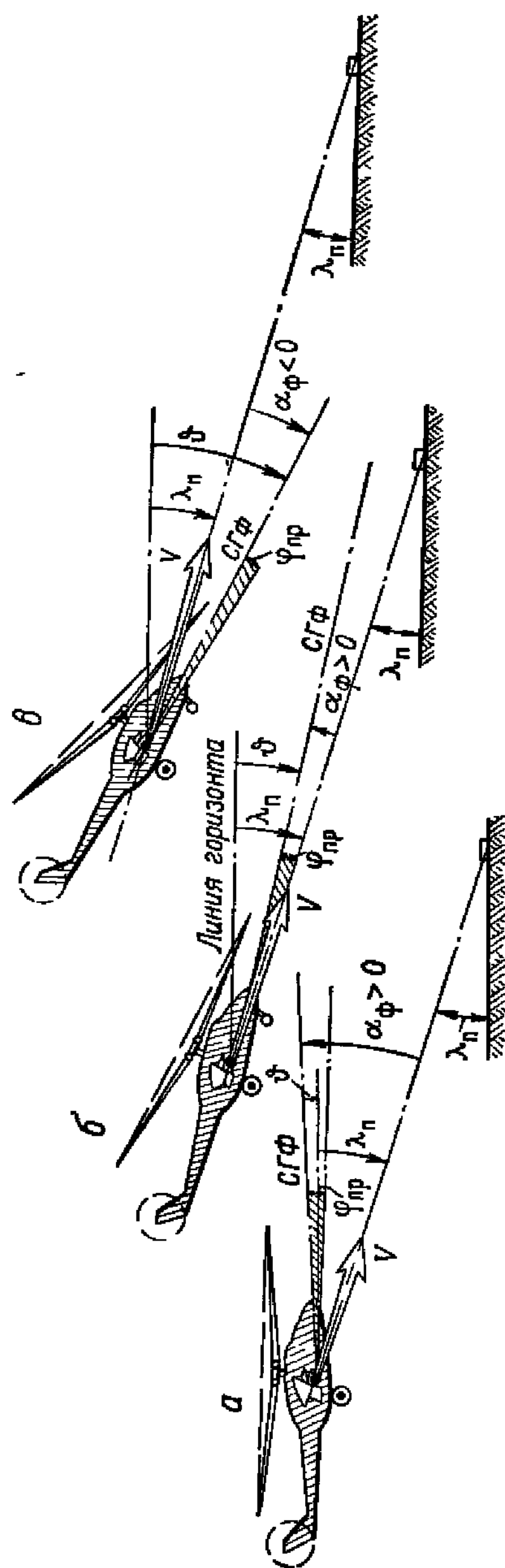


Рис. 5.14. Схема изменения положения вертолета на траектории при $\lambda_n = \text{const}$:

при различных значениях общего шага НВ, но при средней центровке: а — $\varphi_{\text{ОЦ}} = 1 \div 2^\circ$; б — $\varphi_{\text{ОЦ}} = 5 \div 6^\circ$; в — $\varphi_{\text{ОЦ}} = 9 \div 10^\circ$;
 при постоянном значении общего шага НВ ($\sim 6^\circ$), но при различных центровках: а — предельно задняя; б — средняя; в — предельно
 передняя

обеспечит на пикировании примерное равенство угла тангажа и угла пикирования на средних и максимально допустимых скоростях полета.

Все эти факторы особенно важно учитывать летчику при выполнении различных задач, связанных с прицеливанием по наземным целям.

Вывод из пикирования следует начинать при подходе к заданной высоте начала вывода из пикирования или при выходе на заданную скорость полета с таким расчетом, чтобы закончить его на $H \geq H_{\text{без}}$ (высоты безопасности, рис. 5.13) и на $V \leq V_{\text{макс доп}}$, для чего летчик перемещает ручку управления на себя и увеличивает нормальную перегрузку. Если общий шаг НВ в процессе пикирования был сброшен, целесообразно первоначально увеличить общий шаг НВ до значений 7—8°, а затем увеличивать угол атаки НВ перемещением ручки управления на себя.

При увеличении общего шага НВ увеличивается тяга НВ, появляется кабрирующий момент и растет реактивный. Вертолет начинает выходить из пикирования, но со скольжением. Поэтому перемещение общего шага НВ, ручки управления на себя и правой педали вперед должно быть координированным. Если на вертолете есть указатель перегрузок, то необходимо при перемещении ручки управления на себя контролировать рост перегрузки, не допуская ее превышения более допустимого значения. Одновременное перемещение рычага общего шага НВ вверх и ручки управления на себя на скоростях полета, близких к максимальной, может привести к непреднамеренному превышению допустимой перегрузки и к выходу на критические режимы. Поэтому на этих скоростях при средних значениях общего шага НВ вывод из пикирования лучше осуществлять одной ручкой управления.

При отсутствии на вертолете указателя перегрузок темп вывода из пикирования регулируется по изменению угла тангажа. О выходе вертолета на критические режимы «подсказывает» летчику возникновение вибраций, связанных с образованием зоны срыва потока (своеобразной предупредительной тряски). При появлении такой тряски следует прекратить дальнейшее перемещение ручки управления на себя.

При энергичном перемещении ручки управления на себя более ярко проявляется влияние гироскопиче-

ского момента НВ, который накрениет вертолет влево и может вызвать скольжение. Это необходимо учитывать и ручку перемещать несколько по диагонали, на себя и вправо.

Вертолет можно считать полностью вышедшим из пикирования при положении стрелки вариометра на нуле. При этом вертолет имеет положительный угол тангажа $10\text{—}15^\circ$, в зависимости от скорости вывода и величины общего шага НВ. Это очень важная особенность вывода вертолета из пикирования, так как она учитывает потерю высоты при так называемой «просадке» вертолета (рис. 5.13).

В чем же основная причина появления «просадки» вертолета, которая особенно ощутима при выводе из пикирования с углами более 20° ?

Для получения минимальной потери высоты при выводе $\Delta H_{\text{выв}}$ из пикирования необходимо, чтобы вертолет проходил самую нижнюю точку траектории с положительной нормальной перегрузкой, равной расчетной (или максимально допустимой $n_{g\text{доп}}$ для данных условий). При средних значениях общего шага НВ $6\text{—}8^\circ$ получение максимально допустимой перегрузки возможно только при положительном угле атаки НВ приблизительно $4\text{—}5^\circ$, что будет соответствовать углу тангажа в нижней точке траектории $8,5\text{—}9,5^\circ$. С учетом запаздывания вариометра практически указанный выше угол тангажа получается равным $\sim +10^\circ$.

Если же выводить вертолет из пикирования при меньших значениях $\Phi_{\text{ош}}$, то при созданной по указателю максимально допустимой перегрузке угол тангажа должен быть еще на $3\text{—}5^\circ$ больше, т. е. $\Phi = +(12 \div 15)^\circ$.

На практике летчик привыкает к положению вертолета по тангажу относительно горизонта в горизонтальном полете и при выводе из пикирования принимает его за конец вывода. С этого момента дальнейшее снижение вертолета ощущается как «просадка» $\Delta H_{\text{прос}}$ (рис. 5.13). Вертолет, действительно, еще находится на нисходящей части траектории (рис. 5.13, точка 1), и вариометр в этот момент показывает снижение. Опасной ошибкой летчика следует считать в этом случае преждевременную отдачу ручки управления от себя. Уменьшение перегрузки в этот момент, например в точке 2 (рис. 5.13), когда вертолет еще снижается, ведет к уменьшению центростремительной силы, увеличению

радиуса кривизны траектории, следовательно, к дополнительной потере высоты $\Delta H_{\text{доп}}$ (к дополнительной «просадке» вертолета).

Более того, если вывод из пикирования осуществлялся при средних значениях общего шага НВ, то в момент отдачи ручки управления от себя возможно уменьшение оборотов НВ из-за недостаточной приемистости двигателей. В этом случае двигателям необходимо время для перехода с пониженного на повышенный режим работы в связи с изменением угла атаки НВ. Падение оборотов НВ, а вместе с ними и тяги НВ ведет к дополнительному уменьшению нормальной перегрузки, затягивает время выхода из пикирования и увеличивает потерю высоты.

Поэтому более целесообразно вывод из пикирования заканчивать горкой с положительными углами тангажа (в зависимости от угла пикирования) и только после этого плавно отдавать ручку управления от себя. Это уменьшит «просадку» вертолета и полностью исключит дополнительную потерю высоты. Потеря высоты за вывод из пикирования будет минимальной (близкой к расчетной).

Горка

Г о р к а — это маневр, при выполнении которого вертолет набирает высоту с постоянным углом наклона траектории. Горки с углами наклона траектории менее 30° называются *п о л о г и м и*, а более 30° — *к р у т ы м и*. Горка применяется для быстрого набора высоты и уменьшения скорости. Практически на вертолете определяется не угол наклона траектории, а изменение угла тангажа $\Delta\theta_r$, по величине которого определяется угол горки.

Х а р а к т е р и с т и к а г о р к и. Маневр «горка» характеризуется углом наклона траектории — углом горки θ_r и величиной набора высоты за маневр. Чтобы получить заданный угол наклона траектории, нужно увеличить угол тангажа относительно его балансировочного значения в горизонтальном полете на величину $\Delta\theta_r \approx \theta_r$.

Так как весь маневр состоит из ввода, прямолинейного участка и вывода из горки (рис. 5.15), общий набор высоты за горку H_r будет складываться из набора высот:

- на вводе $\Delta H_{\text{вв}}$;
- за прямолинейный участок ΔH_r ;
- на выводе $\Delta H_{\text{выв}}$.

При этом расчетные формулы такие же, как и при пикировании. Иногда маневр «горка» может состоять только из двух участков — ввода и вывода. Обычно ввод в горку и вывод из нее осуществляются прямо перед собой, поэтому она, как и пикирование, отнесена к плоским вертикальным маневрам.

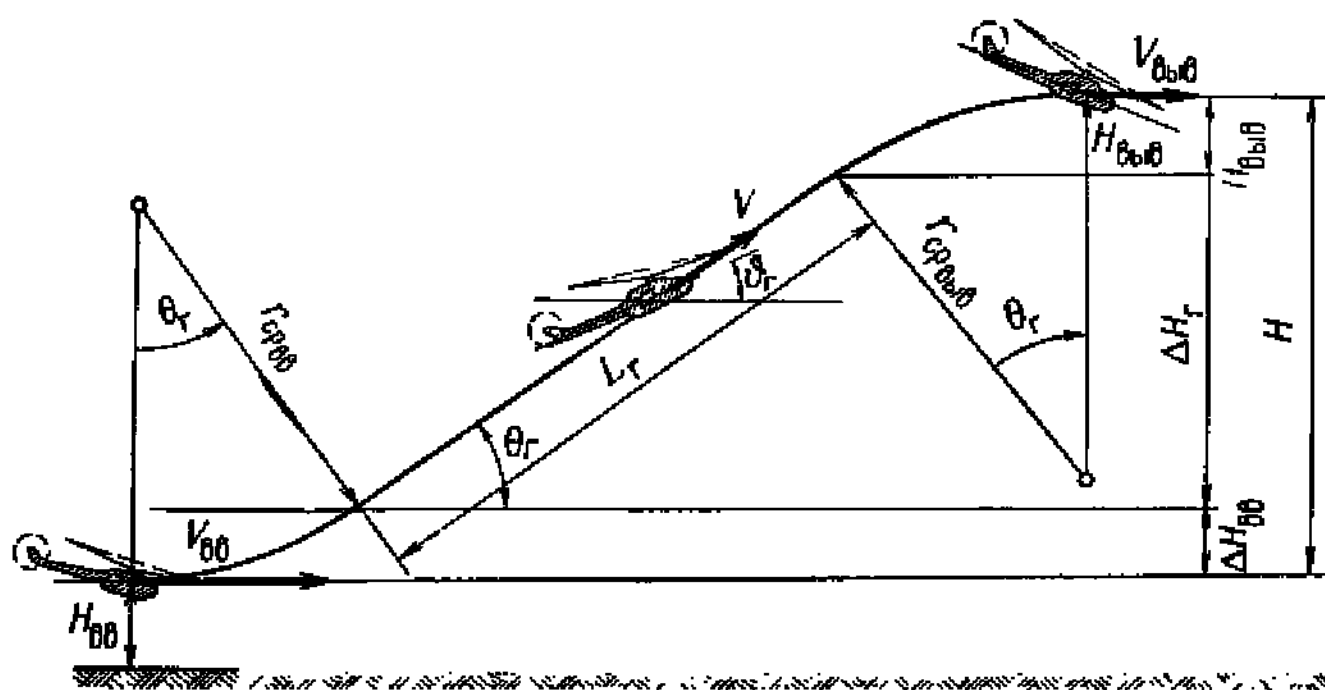


Рис. 5.15. Схема траектории маневра «горка»

Интенсивность торможения на горке определяется тангенциальным ускорением

$$j_x = \frac{dV}{dt} = g(n_x - \sin \theta_r).$$

Из формулы видно, что избыток мощности, подведенный к НВ (как результат изменения потребной и располагаемой мощностей НВ), может расходоваться на создание части вертикальной скорости набора высоты и разгона по траектории.

При положительном значении n_x возможен набор высоты на горке с постоянной скоростью на траектории, если $n_x = \sin \theta_r$, при $n_x > \sin \theta_r$ — с увеличением скорости, а при $n_x < \sin \theta_r$ — с торможением. Торможение будет еще более интенсивным, если $n_x < 0$. В этом случае увеличение вертикальной скорости полета достигается за счет потери части кинетической энергии и перехода ее в потенциальную.

Особенности выполнения горки. Вводить вертолет в горку можно в принципе на любых

скоростях полета. Важно, чтобы был избыток мощности и чтобы вертолет обладал достаточным запасом кинетической энергии движения. Поэтому горку целесообразно выполнять на скоростях, близких к крейсерским и максимальным, при которых имеются запасы по нормальной перегрузке и большие запасы кинетической энергии, позволяющей выполнять горки с углами тангажа более 30° . Однако выполнение горок на этих скоростях имеет целый ряд особенностей, связанных с мачеврированием на предельных режимах, которые еще будут подробно рассмотрены ниже.

Выполнение горки на скоростях менее крейсерской особой сложности не представляет. Перед вводом необходимо оценить балансирующий угол тангажа и с учетом угла горки определить потребный угол тангажа на горке.

Ввод в горку обычно осуществляется перемещением ручки управления по диагонали, на себя и несколько вправо (как и при выводе из пикирования). Созданная таким образом нормальная перегрузка n_y искривляет траекторию полета вверх. По достижении заданного угла тангажа ручка управления отдается от себя, чтобы зафиксировать заданный угол горки. По мере падения скорости происходит продольная разбалансировка вертолета, поэтому летчику для сохранения заданного угла наклона траектории приходится поддерживать угол тангажа соответствующим отклонением ручки управления.

Достигнув заданной высоты или скорости, летчик плавно отклоняет ручку управления от себя и несколько влево, уменьшает n_y и тем самым искривляет траекторию для выхода в горизонтальный полет.

Если вертолет не обладает статической устойчивостью по углу атаки (перегрузке), движения ручки управления при вводе в горку и при выводе из нее двойные. На таких вертолетах недопустимо резкое перемещение ручки управления на себя, так как возможны непреднамеренное увеличение перегрузки более допустимой и выход на критические режимы работы НВ. О выходе на эти режимы вертолет предупреждает летчика увеличением тряски и уровня вибрации, а также стремлением накреститься вправо. Летчик должен немедленно отклонить ручку управления от себя и уменьшить общий шаг НВ, чтобы не допускать усугубления создавшегося положения.

§ 5 4. ПРОСТРАНСТВЕННЫЕ МАНЕВРЫ

Маневрирование с выполнением пространственных фигур пилотажа характеризуется тем, что вертолет движется одновременно в трех измерениях по сравнению с рассмотренными выше, когда он двигался только в горизонтальной или вертикальной плоскости, как бы в двухмерном пространстве.

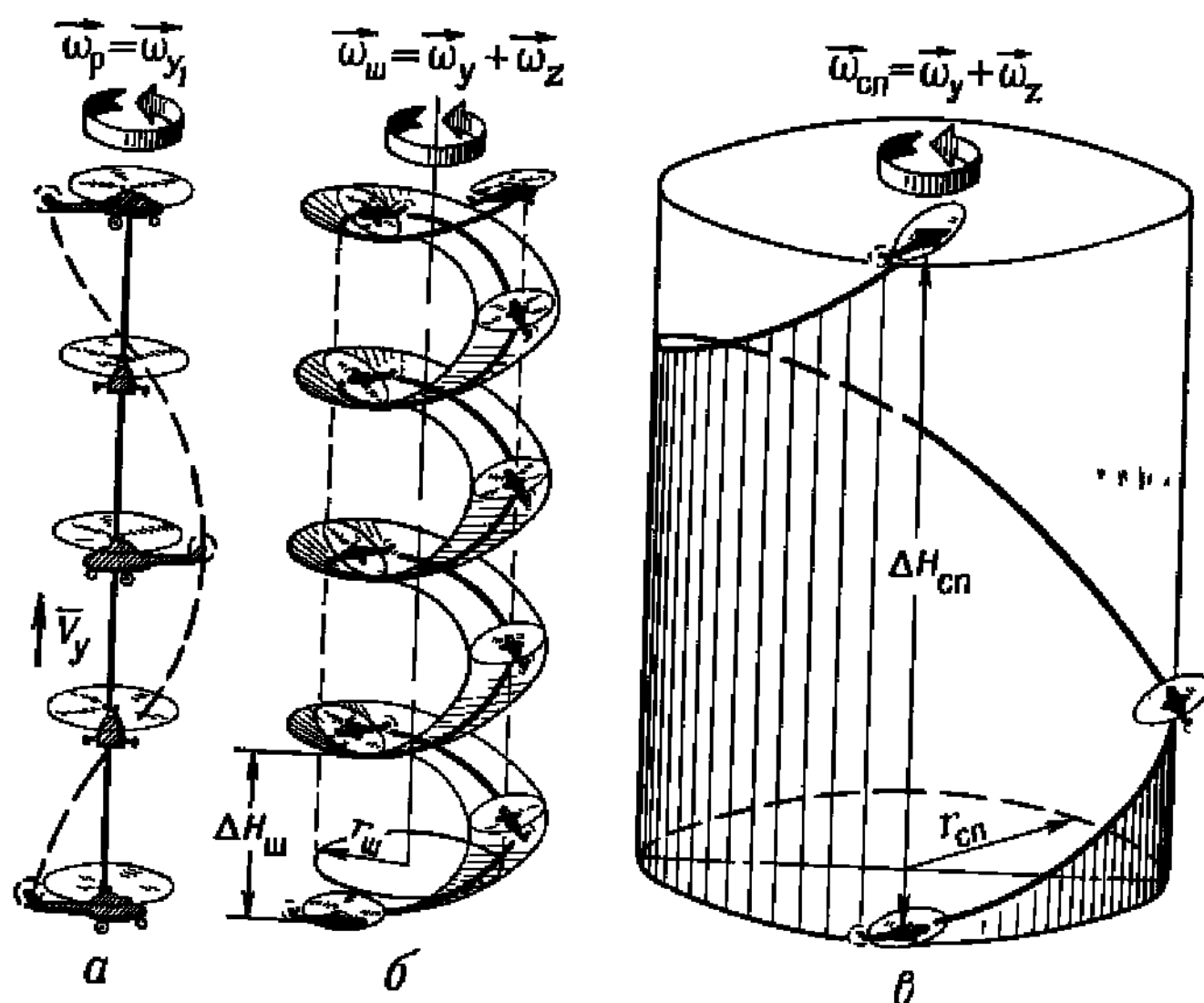


Рис. 5.16. Схемы траекторий движения вертолета при восходящем развороте (а), управляемом восходящем штопоре (б) и восходящей спирали (в)

При выполнении пространственных маневров искривление траектории возможно сразу в трех проекциях на горизонтальную и вертикальную плоскости. Пространственные маневры требуют достаточно большого запаса мощности НВ и определенного сочетания (закона) изменения нормальной перегрузки, крена и тангажа, согласно которому становится возможным правильное и безопасное их выполнение. Некоторые фигуры возможны только при использовании предельных перегрузок и максимальной мощности двигателей. Все это требует от летчика постоянного внимания, большого физического напряжения, высокого качества техники пилотирования и умения вести пространственную ориентировку.

Движение по пространственным траекториям, как правило, является неустановившимся, но можно выделить фигуры, при выполнении которых параметры полета изменяются незначительно. К таким фигурам можно отнести восходящие и нисходящие развороты и спирали, так как при их выполнении выдерживаются постоянными по величине перегрузка, вертикальная и поступательная скорости, угол наклона траектории, угловая скорость поворота или вращения (рис. 5.16).

При выполнении неустановившихся пространственных маневров увеличивается вероятность выхода вертолета на критические режимы и попадания в неуправляемое движение. Поэтому летчику необходимо изучать характеристики так называемых классических пространственных фигур пилотажа и особенности их выполнения, с тем чтобы в дальнейшем при освоении эксплуатируемого вертолета и совершенствовании техники пилотирования уверенно маневрировать в боевых условиях, когда фигуры пилотажа значительно искажаются в интересах повышения боевой эффективности вертолета.

Спираль

С п и р а л ь — это маневр, при выполнении которого вертолет движется по спиральной траектории (винтовой линии) с набором высоты (восходящая спираль) или со снижением (нисходящая спираль). Правильная спираль как классическая фигура пилотажа должна выполняться с постоянным креном и постоянными поступательной и вертикальной скоростями без скольжения (рис. 5.17, в). Основное назначение спирали — набор высоты (или снижение) в заданном ограниченном пространстве (например, в горах или в зоне ожидания). С точки зрения рационального использования мощности эту фигуру следует выполнять без скольжения. При развертке такой траектории угол наклона остается постоянным.

Х а р а к т е р и с т и к и **с п и р а л и**. К характеристикам спирали относят радиус $r_{сп}$, угловую скорость $\omega_{сп}$ и шаг $\Delta H_{сп}$, а также время выполнения одного витка спирали $t_{сп}$. Эти характеристики, так же как и характеристики виража, зависят от показателей маневренности, скорости и нормальной перегрузки. Из условий постоянства вертикальной скорости и крена на спирали необходимым условием для выполнения полета по

спиральной траектории является величина потребной перегрузки $n_{y\text{сп}}$, которая равна $n_{y\text{сп}} = \cos \theta_{\text{сп}} / \cos \gamma$.

Потребная величина перегрузки $n_{y\text{сп}}$ одинакова на восходящих и нисходящих спиралях при одинаковых по величине углах наклона траектории и крена. Анализ этой формулы показывает, что при одинаковых значениях углов наклона траектории и крена $n_y = 1$, как и в горизонтальном полете. Однако для создания установившейся вертикальной скорости и, следовательно, постоянного угла наклона траектории при восходящей спирали мощности требуется больше, чем в горизонтальном полете, а на нисходящей спирали меньше. Поэтому восходящая правильная (установившаяся) спираль ограничена возможностями СУ вертолета. Нисходящая спираль в принципе не имеет ограничений по мощности, но она, как правило, ограничивается величиной вертикальных и поступательных скоростей и углами крена.

Установившуюся восходящую спираль можно выполнять во всем диапазоне скоростей полета при наличии запаса мощности НВ, за исключением, конечно, минимальной и максимальной скоростей горизонтального полета, где нет запаса мощности.

С уменьшением скорости полета по траектории даже при постоянном крене и постоянной вертикальной скорости значительно сокращается радиус спирали. Так, например, на скоростях 40—45 км/ч радиус спирали при крене 30° составляет всего 20—25 м, т. е. становится примерно равным размерам вертолета или диаметру НВ. Такое движение по спиральной траектории получило название «штопор» (рис. 5.17, б).

На вертикальных режимах, когда поступательная скорость равна нулю, спираль превращается в восходящий или нисходящий разворот (рис. 5.17, а).

Благодаря высокой тяговооруженности и большим запасам мощности и путевого управления на вертолетах третьего поколения стало возможным выполнение этих фигур пилотажа.

Особенности выполнения спирали. Выполнение спирали на вертолетах особой сложности не представляет. Фактически это тот же вираж, только выполняемый с набором высоты или со снижением. Для набора высоты увеличивается мощность СУ, для снижения она уменьшается.

Для ввода в спираль необходимо перевести вертолет на заданной скорости в набор высоты и установить требуемую вертикальную скорость, затем плавно создать крен в желаемую сторону, перегрузку и угловое вращение, так, чтобы сохранить шарик указателя поворота и скольжения в центре. В зависимости от запаса мощности летчиком регулируются крен, вертикальная и поступательная скорости. Учитывая, что наибольший запас мощности для всех вертолетов находится на скоростях, близких к экономической, оптимальная установившаяся спираль (в интересах наибольшего набора высоты за один виток) выполняется на этой скорости. Наибольший набор высоты за виток возможен при условии, что крен примерно равен углу наклона траектории. Однако вертикальная скорость в этом случае будет все же несколько меньше, чем в прямолинейном установившемся наборе. Так, например, для вертолета Ми-2 с нормальной массой $V_y \approx 3,5$ м/с при $V_{эк} = 90$ км/ч, $\theta_{сп} = 8^\circ$, следовательно, крен должен быть такой же величины. Если установится $V_y \approx 3,0 \div 3,2$ м/с, то за один виток с $t_{сп} = 90$ с можно набрать высоту 260—270 м.

На одновинтовых вертолетах более предпочтительны левые восходящие спирали, чем правые, так как на левых спиралях за счет дачи вперед левой педали снимается часть мощности с РВ. При этом потребная величина боковой силы T_z меньше при балансировке вертолета на спирали без скольжения.

После выхода на заданную высоту необходимо также координированно, как и на вираже, вывести вертолет из спирали. На средних скоростях полета техника пилотирования при выполнении нисходящих спиралей почти не отличается от описанной выше.

Спирали могут выполняться и на РСНВ, но при этом нельзя допускать больших кренов (более 20°), так как это значительно способствует увеличению вертикальной скорости.

Восходящие и нисходящие развороты и управляемый штопор представляют собой фигуры пилотажа повышенной сложности, поэтому их относят к фигурам высшего пилотажа. В основном эти фигуры выполняются на вертолетах как спортивные, но они могут иметь и определенную методическую направленность в деле глубокого освоения маневренных возможностей вертолета.

Выполнение управляемых разворотов происходит, как правило, на предельных эксплуатационных режи-

мах, когда ошибочные действия летчика могут привести к попаданию вертолета в самопроизвольное вращение и даже в неуправляемый штопор, который будет рассмотрен ниже. Кроме того, скорости полета 50—70 км/ч относятся ко второму режиму, где, как известно, помимо неустойчивого равновесия продольных сил некоторые типы вертолетов имеют неустойчивость по скорости, не говоря о наличии у них неустойчивости по углу атаки. Это значительно усложняет технику пилотирования с отключенным автопилотом. Однако при включенных АПЛ или САУ возможно выполнение управляемого восходящего разворота, конечно, при достаточных запасах мощности и путевого управления, а также по угловой скорости вращения, так как при таких скоростях и углах крена более 20° угловые скорости вращения могут быть более 20°/с. Ввод в восходящий разворот и вывод из него следует выполнять плавно.

В процессе выполнения левого восходящего разворота почти у всех одновинтовых вертолетов проявляется тенденция увеличить скорость вращения ω_y , поэтому летчик должен своевременно парировать это стремление вертолета. Кроме того, на левом восходящем развороте наблюдаются более неустойчивые показания указателя скорости, чем на правом. Это можно объяснить большим скосом потока воздуха в районе приемника воздушного давления. В этом случае индуктивный поток от НВ при принятом направлении вращения, складываясь с линейной скоростью разворота, образует с осью приемника значительный по величине угол атаки. В результате этого составляющая скорости, направленная по оси приемника давления, уменьшается. Поэтому при выполнении левого восходящего разворота летчик вынужден больше уделять внимания визуальному определению скорости вращения вертолета относительно земли.

Боевой разворот

Б о е в о й р а з в о р о т — маневр, при выполнении которого вертолет энергично набирает высоту с одновременным разворотом на 180°. Боевой разворот как фигура пилотажа — это восходящая спираль с торможением без скольжения (или, другими словами, форсированный разворот с набором высоты). Такой боевой разворот еще называют боевым разворотом по типу восходящей спирали (рис. 5.17, б).

Основное назначение боевого разворота вытекает из его определения — обеспечить быстрый разворот на 180° с максимально возможным набором высоты. В связи с повышенными маневренными возможностями вертолетов третьего поколения стали возможными более энергичные боевые развороты (по образному выражению летчиков, «боевой разворот через плечо», рис. 5.17, в). Такой боевой разворот требует большого

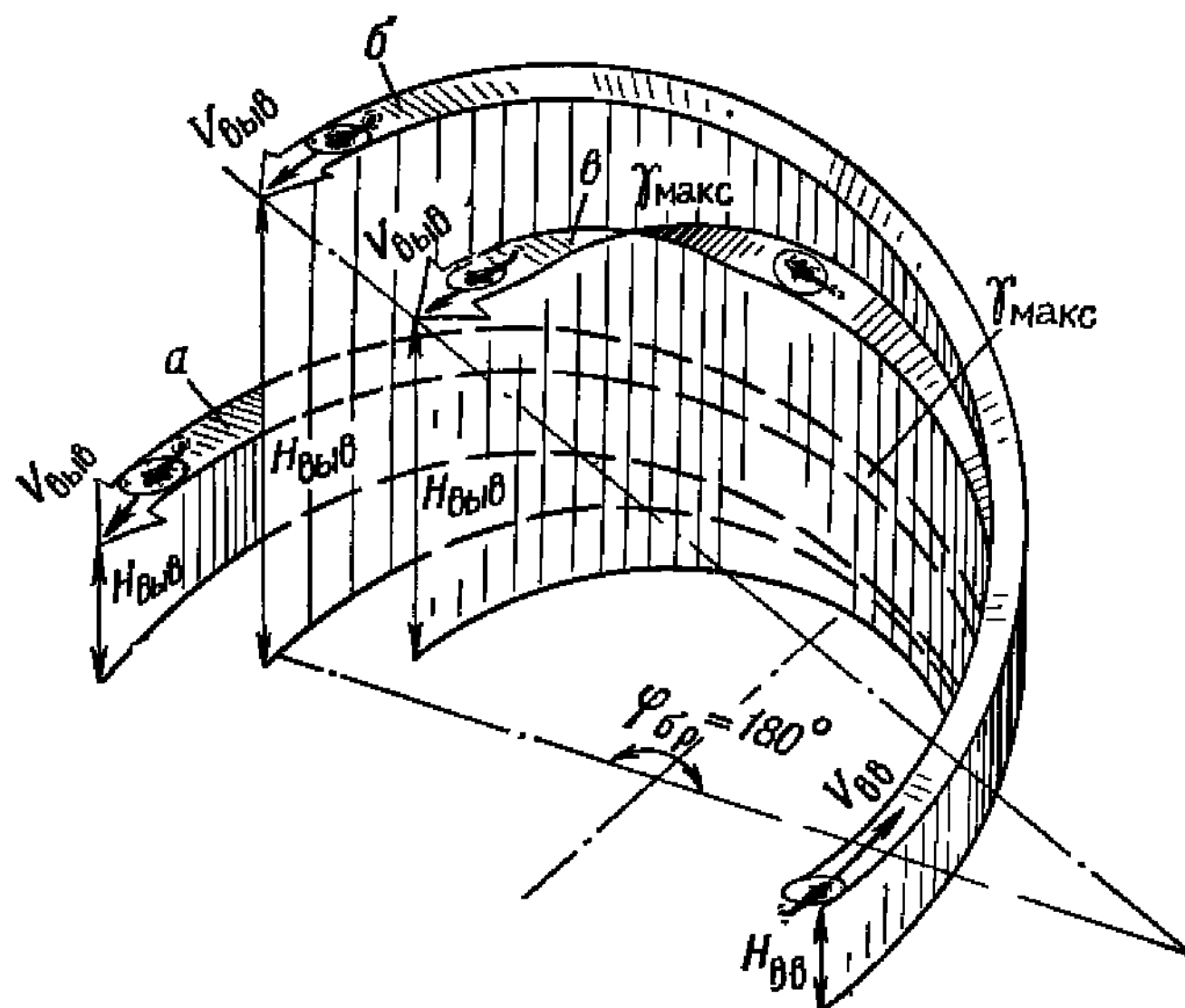


Рис. 5.17. Схема траекторий движения вертолета при выполнении форсированного разворота (а) и боевых разворотов (б и в)

запаса мощности НВ и располагаемой перегрузки, а также ввода в маневр на максимально допустимой скорости. При более энергичном выполнении боевого разворота получается выигрыш во времени, но набирается меньшая высота при одинаковых скоростях ввода и вывода.

Характеристики боевого разворота. Из назначения боевого разворота выявляются два довольно противоречивых требования: минимальное время разворота и максимальный набор высоты.

Если не ограничивать время, максимальный набор высоты при развороте на 180° будет с минимальным кре-

ном, так как вся мощность и энергия движения будут расходоваться на набор высоты. С другой стороны, чтобы развернуться на 180° за минимальное время, нужно быстро погасить скорость за счет сброса общего шага НВ, а также выполнения форсированного разворота с максимально возможным креном и с небольшим набором высоты (рис. 5.17, а). Но в последнем случае значительно теряется исходная энергия движения, а в боевых условиях потеря энергии нежелательна, так как вертолет становится хорошей мишенью. По существу, теряется назначение боевого разворота как боевого маневра. Поэтому боевой разворот должен обеспечить еще и третье необходимое условие — сохранение исходного уровня энергии. Следовательно, боевой разворот должен быть оптимальным с учетом условий и стоящих перед летчиком задач.

Характеристики боевого разворота: радиус кривизны траектории, угловая скорость и перегрузки — постоянно меняются в процессе всего движения, поэтому расчет этой фигуры представляет определенную сложность и выполняется с помощью ЭВМ.

Особенности выполнения боевого разворота. Боевой разворот, выполняемый с учебной целью, представляет собой восходящую неустановившуюся спираль. Рекомендуемые скорости ввода в разворот находятся в диапазоне скоростей от крейсерской до максимально допустимой. Перед вводом целесообразно, чтобы упростить выполнение фигуры и увеличить энергию движения, сбалансировать вертолет на заданной скорости и увеличить общий шаг НВ до выхода двигателей на взлетный режим. Ввод в боевой разворот следует выполнять плавно, с темпом, рекомендуемым Инструкцией экипажу, аналогично методике ввода в восходящую спираль: сначала увеличивается угол тангажа, вслед за этим создается крен в желаемую сторону разворота. При этом необходимо соблюдать координацию (шарик в центре).

Дальнейшее увеличение крена и тангажа должно происходить постепенно, с таким расчетом, чтобы при развороте примерно на $120\text{—}130^\circ$ были созданы максимально допустимый крен и угол тангажа. Затем необходимо, сохраняя крен неизменным, плавным отклонением ручки управления уменьшить угол тангажа, соблюдая при этом координацию. За $25\text{—}30^\circ$ до намеченного ориентира или заданного значения курса одновременно

координированным движением ручки управления и пе-
 далей вывести вертолет из разворота с таким расчетом,
 чтобы скорость на выводе не уменьшилась менее $0,7 V_{эк}$.

Поворот на горке

П о в о р о т н а г о р к е — это маневр, при выпол-
 нении которого вертолет набирает высоту на горке с по-
 следующим разворотом в наклонной плоскости на 180°

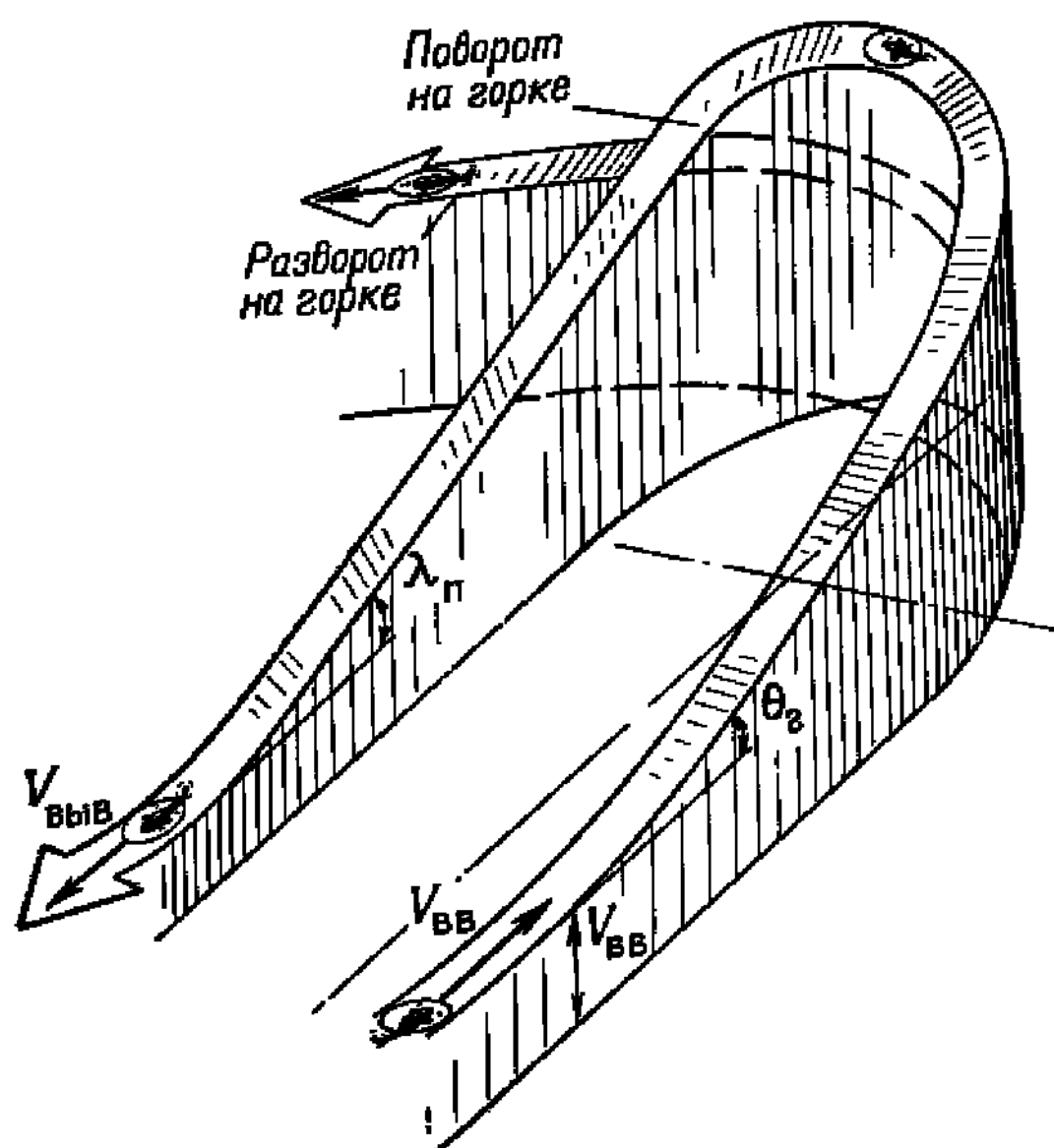


Рис. 5.18. Схема траекторий движения вертолета
 при выполнении поворота и разворота на горке

и пикирует в направлении, обратном вводу (рис. 5. 18).
 Поворот на горке применяется для быстрого разворота
 на 180° , причем по сравнению с боевым разворотом на этом
 маневре вертолет теряет часть энергии за счет разворота
 со скольжением.

Х а р а к т е р и с т и к и п о в о р о т а н а г о р-
 к е. Фактически поворот на горке складывается из ха-
 рактеристик горки и пикирования. Для более быстрого
 поворота вертолета на 180° , если не считаться с потерей
 энергии движения, необходимо выполнять наиболее ко-

роткий по времени разворот на малых скоростях при ограниченной величине крена (допустим, не более 45°). Однако ввиду сложности техники пилотирования на малых скоростях, а при больших угловых скоростях вращения из-за возможности попадания в самопроизвольное вращение и в неуправляемый штопор торможение на горке до скоростей менее $0,7 V_{эк}$ не рекомендуется. Следовательно, и здесь, исходя из условий безопасности, целесообразно начинать поворот на горке на скоростях, близких к $V_{эк}$.

Особенности выполнения поворота на горке. Поворот на горке рекомендуется выполнять в диапазоне скоростей от $V_{кр}$ до $V_{макс. доп.}$. В целях уменьшения высоты горки целесообразно общий шаг НВ сохранить постоянным, равным балансировочному значению в горизонтальном полете при заданной скорости ввода.

Техника пилотирования такая же, как и при вводе в горку с заданным углом изменения тангажа. После уменьшения скорости на горке до $V_{эк}$ необходимо незначительным отклонением ручки управления в сторону желаемого поворота и плавным, но энергичным перемещением (почти до отказа) педали в сторону крена ввести вертолет в поворот. При этом у вертолета проявляется тенденция увеличить крен в сторону поворота в связи с развивающимся внешним скольжением (прямая реакция устойчивого вертолета на скольжение, гл. 3.). Однако, исходя из назначения этой фигуры, летчик должен сохранять плоскость поворота равной углу горки. Поэтому необходимо по мере разворота стараться отклонением ручки управления во внешнюю сторону сохранить крен равным углу горки, чтобы при развороте примерно на 90° крен был не более чем на $3-5^\circ$ больше угла горки. Если на этом этапе разворота допустить увеличение крена до 30° , то при развороте на 90° угол крена будет равен 60° . В процессе поворота вертолета складываются по величине угол крена и угол горки. При таком развороте со скольжением и набором высоты происходит дальнейшее уменьшение скорости и увеличивается угловая скорость разворота.

Особенностью выполнения левых поворотов на горке на одновинтовых вертолетах с принятым направлением вращения НВ является возможность неустойчивых показаний прибора скорости, как и при выполнении левого восходящего разворота. Этого можно ожидать главным

образом при запаздывании с началом ввода в разворот на скоростях менее $V_{эк}$ и при больших углах тангажа (более 30°).

Сохранение крена примерно равным углу горки способствует в процессе второй половины разворота вводу вертолета в пикирование с углом, равным величине крена. Фактически при уменьшении скорости менее $0,7 V_{эк}$ все вертолеты легко поворачиваются вокруг оси НВ, а он, как гироскоп, стремится сохранить положение своей оси в пространстве. В результате при таком повороте угол крена переходит в отрицательный угол тангажа. Если этого не учитывать, то при невыдерживании крена в развороте на 90° , если, например, крен стал 60° , можно непреднамеренно получить и угол пикирования, равный 60° . Этим свойством и особенностью поведения вертолета на малых скоростях целесообразно пользоваться для быстрого получения углов пикирования, но при выполнении поворота на горке как классической фигуры пилотажа необходимо выдерживать угол крена при развороте на 90° и угол пикирования после разворота на 180° примерно равным углу горки.

Учитывая, что разворот выполняется со скольжением, целесообразно вывод начинать, когда нос вертолета развернется точно на ориентир или даже несколько за него ($5-10^\circ$), так как в процессе вывода из скольжения и полного его устранения вертолет сохраняет выбранное направление. Если же начинать вывод заблаговременно, то может оказаться, что после вывода из скольжения и уменьшения угловой скорости разворота вертолет еще не повернулся до намеченного ориентира (цели) или выбранного направления.

В дальнейшем фигура заканчивается пикированием до исходной скорости или высоты и выводом из пикирования согласно изложенному выше.

Разворот на горке

Разворот на горке — это маневр, при выполнении которого вертолет набирает высоту на горке с последующим разворотом в горизонтальной плоскости на 180° или на заданный курс (угол) (рис. 5.18). Разворот на горке, так же как боевой разворот и поворот на горке, служит для быстрого выхода на заданную высоту с разворотом на требуемое направление, например для атаки с горизонтального полета или с пикирования.

Х а р а к т е р и с т и к и р а з в о р о т а н а
г о р к е складываются из характеристик горки и по-
следующего разворота с максимально допустимым кре-
ном (форсированного разворота) на скоростях, близких
к экономической.

О с о б е н н о с т и в ы п о л н е н и я р а з в о -
р о т а н а г о р к е. Условия ввода в разворот на
горке, по существу, такие же, как и при выполнении про-
стой горки и поворота на горке. Отличается эта фигура
пилотажа от поворота на горке только методом выполне-
ния разворота в верхней части горки. При подходе
к заданной высоте (за 20—30 м) или скорости $V_{эк}$ (за
20—30 км/ч) необходимо отклонением ручки управления
от себя уменьшить угол тангажа, а затем координиро-
ванным отклонением рычагов управления ввести вер-
толет в разворот в желаемую сторону. Крен при этом
должен быть максимально допустимым для данного типа
вертолета на этой скорости. Разворот выполняется
координированно, с разгоном или торможением до за-
данной скорости. За 20—25° до намеченного ориентира
или заданного значения курса (направления полета)
вертолет так же координированно выводится из раз-
ворота с сохранением заданной высоты и заданной ско-
рости.

§ 5.5. ОСОБЕННОСТИ МАНЕВРИРОВАНИЯ НА ПРЕДЕЛЬНЫХ РЕЖИМАХ

Маневрирование и пилотаж на вертолетах в насто-
ящее время приобретают все большую и большую
популярность в связи с ростом их энерговооруженности
и расширением маневренных возможностей. Кроме того,
боевое маневрирование при выполнении целого ряда
задач требует максимального использования всех лет-
ных возможностей вертолета и выполнения полета на
предельных режимах. Однако маневрирование с макси-
мальным использованием всех возможностей вертолета
связано с целым рядом особенностей и с «необычным
поведением» вертолета (особенно при выходе на крити-
ческие режимы), создающих для неподготовленного лет-
чика сложную ситуацию. В результате возможны не-
преднамеренные рефлекторные, неправильные действия
летчика, которые могут привести к летному происшеств-
вию.

В период совершенствования летной подготовки маневрирование вертолетов выполняется на предельно малых высотах полета. Это обусловлено характером выполняемых ими задач. Так, например, анализ действий вертолетов США во Вьетнаме показывает, что в основном боевые задачи вертолеты выполняли на предельно малых и даже на высотах 3—5 м, которые образно назывались «бреющими» еще в годы Великой Отечественной войны.

И если на малых и средних высотах у летчика почти всегда есть время на обдумывание и исправление допущенной ошибки, то маневрирование вблизи земли и препятствий практически исключает эту возможность. А это значит, что маневрирование на предельных режимах, а тем более на предельно малых высотах предъявляет самые высокие требования к психофизиологической подготовке летного состава, качеству техники пилотирования и умению вести пространственную ориентировку в сложных условиях видимости и боевой обстановки.

Следовательно, приступая к маневрированию на предельно малых высотах, необходимо хорошо знать не только эксплуатационные (перечисленные выше) ограничения по перегрузкам (углам крена) и скоростям полета, их причины и зависимость от различных факторов, но и возможности непреднамеренного выхода за ограничения, а также особые (даже можно сказать опасные на предельно малых высотах) случаи. Кроме того, важно уметь по поведению вертолета распознать возникшее явление, своевременно и точно определить свои действия, чтобы полностью исключить возможные ошибки в технике пилотирования, ведущие к летному происшествию при маневрировании на предельно малых высотах.

Некоторые летчики представляют себе маневрирование с максимальным использованием всех возможностей вертолета именно как быстрое (резкое) и до отказа перемещение рычагов управления, а стремление таким образом «выжать» из вертолета все его возможности в определенных условиях приводит к нарушению ограничений Инструкции. Такие действия на некоторых вертолетах, особенно на предельных режимах, нужно считать ошибочными и даже опасными. Они приводят не только к выходу за ограничения по перегрузке, но и к особым случаям в полете и даже к неуправляемому движению вертолета как на минимальных, так и на максимальных скоростях полета.

При маневрировании на предельных режимах одной из главных причин выхода за ограничения является резкое перемещение рычагов управления, за которое принято считать перемещение их с темпом, превышающим допустимый Инструкцией экипажу.

Для каждого типа вертолета определен свой темп (своя скорость) перемещения рычагов управления (рычага общего шага, ручки управления и педалей), т. е. определено время, затрачиваемое на перемещение того или иного рычага от одного положения до другого, для создания необходимого угла тангажа, крена, разворота или перегрузки. Однако в практике маневрирования имеется немало случаев непреднамеренного превышения заданных темпов.

Прежде всего, для каждого летчика восприятие и воспроизведение заданного темпа перемещения рычагов весьма субъективно. Известно, что даже один и тот же летчик в зависимости от внутреннего состояния (возбужден или спокоен) воспроизводит средний темп перемещения (например, ручки управления) в одном состоянии резко, а в другом — плавно, не замечая этого. Поэтому становится возможным, особенно при ситуации, угрожающей безопасности полета, непреднамеренное резкое перемещение рычагов управления. Другими словами, для некоторых летчиков резкий темп перемещения может быть обусловлен индивидуальными особенностями двигательной реакции на внезапное изменение обстановки в полете (внезапное появление препятствий на пути следования: взлетающей стаи птиц, в боевых условиях — трассы снарядов и т. п.).

Чтобы исключить в какой-то мере влияние этого фактора на безопасность полета и маневрирования на предельных режимах, в настоящее время конструкторы у нас и за рубежом разрабатывают для систем управления специальные устройства (демпферы и фрикционы), исключающие резкое перемещение рычагов управления, а также и специальную (так называемую тактильную) сигнализацию, предупреждающую летчика о выходе за те или иные ограничения. Эти меры способствуют, с одной стороны, обеспечению большей безопасности при маневрировании, с другой — исключают необходимость сосредоточения внимания летчика на соблюдении тех или иных ограничений, а это значит, что большую часть внимания он может сосредоточить на выполнении боевой задачи.

Однако на вертолетах пока еще необходимо обращать внимание на контроль за темпом перемещения рычагов управления и за поведением вертолета. Это особенно важно соблюдать при маневрировании на предельных режимах и предельно малых высотах, так как ограничения по минимальной и максимальной скорости и перегрузке значительно изменяются от различных эксплуатационных факторов. Нужна определенная натренированность летчика, нацеленная на преодоление непреднамеренных и резких действий рычагами управления при маневрировании, с тем чтобы избежать ненужного усугубления положения в боевой обстановке и срыва выполнения задания по этой причине.

Можно сделать вывод, что в период обучения пилотажу важно добиваться оттачивания техники пилотирования и доводить ее до совершенства. Это позволит в дальнейшем при маневрировании в более сложных условиях подсознательно выполнять необходимые правильные действия рычагами управления с требуемым темпом их перемещения без дополнительного сосредоточения на этом внимания.

В процессе эксплуатации вертолетов как с поршневыми, так и с газотурбинными двигателями выявились следующие явления, связанные с резким перемещением рычагов управления при маневрировании на предельных режимах полета:

- самопроизвольное снижение вертолета;
- самопроизвольный разворот вертолета;
- штопор вертолета.

При маневрировании вблизи максимально допустимых скоростей возможны «подхват» и «валежка» вертолета. Рассмотрим некоторые наиболее важные особенности этих явлений и рекомендации по управлению вертолетом.

Под самопроизвольным движением вертолета понимается такое его движение, когда он не подчиняется привычному отклонению рычагов управления, направленному против этого движения. Иногда такое движение называют неуправляемым, но это не совсем точно. На самом деле вертолет сохраняет еще определенную степень управляемости, но при этом техника пилотирования существенно отличается от обычной.

Самопроизвольное снижение вертолета

Самопроизвольное снижение вертолета — это такое вертикальное снижение вертолета, когда летчик увеличением общего шага НВ не может уменьшить вертикальную скорость снижения. В самопроизвольное снижение при маневрировании вблизи минимально допустимых скоростей можно попасть в результате резкого перемещения ручки управления на себя при выполнении торможения вертолета в горизонтальном полете или при создании перегрузки без увеличения общего шага НВ. При этом наблюдается кратковременное увеличение оборотов НВ, что приводит к сбросу части мощности двигателей. Далее из-за быстрого падения поступательной скорости и перехода НВ на режим работы, близкий к осевому, резко падает тяга НВ и возрастает необходимая мощность на вращение НВ. В результате из-за недостаточной приемистости двигателей происходит падение оборотов НВ и, следовательно, еще большее уменьшение его тяги. Развивающееся вертикальное снижение вызывает у летчика обычную при этом реакцию — увеличить общий шаг НВ. Но в такой ситуации увеличение общего шага НВ не дает летчику ощущения, что вертолет ему подчиняется. Дело в том, что при пониженных оборотах НВ увеличение общего шага не создает достаточного увеличения тяги НВ и вертолет продолжает снижаться. Дальнейшее увеличение общего шага за допустимое значение, обеспечиваемое мощностью двигателей, работающих на взлетном режиме, не приводит к желаемому результату. Наоборот, оно способствует продолжению падения оборотов НВ и еще большему усугублению создавшегося положения. Такая ошибка летчика называется перетягиванием рычага «шаг-газ».

В самопроизвольное снижение можно попасть при выходе за ограничение минимально допустимой скорости на данной высоте полета. Здесь возможны различные ошибки летчика в технике пилотирования, подобные описанным выше, а также из-за неучета изменившихся внешних условий. Например, резкое увеличение общего шага НВ на скоростях полета, близких к минимальной, приводит наряду с временным увеличением перегрузки к разбалансировке вертолета

(он кабрирует с разворотом влево), а также к падению оборотов НВ в основном из-за недостаточной приемистости двигателей. В дальнейшем картина повторяется, как и при резком перемещении ручки управления на себя и последующем увеличении общего шага НВ. Общий шаг НВ может резко увеличиваться до величины, которую двигатели в состоянии обеспечить потребной мощностью. Но в динамике движения обороты НВ не успевают восстановиться, так как с развитием снижения потребная мощность на вращение НВ еще дополнительно увеличивается. Кроме того, при пониженных оборотах НВ летчик вынужден для парирования разворота влево больше давать правую педаль, значит, и большая потребная мощность забирается на РВ. Все это и препятствует восстановлению оборотов НВ. Получающаяся в таких условиях тяга НВ уже не обеспечивает уменьшения вертикальной скорости (скорость стабилизируется). В результате летчик ощущает, что вертолет ему не подчиняется. Перемещение общего шага НВ вверх в создавшейся ситуации ведет к той же самой ошибке — перетягиванию рычага «шаг-газ».

Перечисленные ситуации возможного попадания вертолета в самопроизвольное снижение при исправных двигателях могут возникать не только при маневрировании, но и при выполнении взлета и посадки, которые, по существу, тоже являются маневрами. Обычно такое явление возможно при выполнении взлета и посадки с предельной взлетной (посадочной) массой для данных условий, фактически тоже на предельных режимах полета.

Таким образом, чтобы не попасть в самопроизвольное снижение при маневрировании вблизи минимально допустимых скоростей, каждый летчик должен сделать для себя вывод: нельзя резко перемещать и перетягивать рычаг общего шага НВ вверх и ручку управления на себя. Кроме того, на некоторых вертолетах хорошей «подсказкой» для летчика (своеобразной сигнализацией) о выходе за ограничение минимальной скорости может служить тряска вертолета, обусловленная переходом НВ с косой обдувки на осевую. Поэтому при появлении тряски, если даже у летчика нет времени убедиться в величине скорости, целесообразно больше не тянуть ручку управления на себя.

При непреднамеренном попадании в самопроизволь-

ное снижение необходимо учитывать, что НВ работает, по существу, в режиме, близком к режиму вихревого кольца, и в дальнейшем действовать так, чтобы обеспечить сохранение оборотов НВ и выйти из режима снижения переводом вертолета на поступательную скорость вперед (гл. 4).

Принятые своевременно меры предотвращают дальнейшее снижение. Однако на предельно малых высотах (ввиду недостатка высоты) при маневрировании перечисленные ошибки летчика недопустимы. В случае непреднамеренного попадания в самопроизвольное снижение целесообразно проделать аналогичные действия, с тем чтобы предотвратить прежде всего падение оборотов НВ. При сохраненных же в первоначальный момент оборотах НВ перед приземлением можно выполнить «подрыв», который рассмотрен ранее. Это может предотвратить приземление с большой вертикальной скоростью.

Самопроизвольный разворот вертолета

С а м о п р о и з в о л ь н ы й р а з в о р о т в е р -
т о л е т а возможен на одновинтовых вертолетах на висении, при вертикальных подъеме и снижении, а также при выполнении разворотов на висении, восходящего или нисходящего разворота. При принятом направлении вращения лопастей отечественные одновинтовые вертолеты разворачиваются и вращаются влево (в направлении действия реактивного момента).

Как показывает летная практика, самопроизвольный разворот одновинтового вертолета возникает при выходе за эксплуатационные ограничения, когда скорость бокового ветра превышает допустимую для данных условий по Инструкции экипажу, или при выполнении разворотов с угловой скоростью, превышающей допустимую для данного типа вертолета.

При маневрировании вблизи минимально допустимых скоростей самопроизвольный разворот может возникнуть также при резких перемещениях рычага общего шага НВ, ручки управления и левой педали вперед, сопровождающихся падением оборотов НВ.

При висении с правым боковым ветром, порывы которого превышают допустимое значение скорости по Инструкции экипажу для данного типа вертолета (и

особенно с предельной взлетной массой для данных условий), для всех одновинтовых вертолетов характерно стремление развернуться влево. Летчик вынужден отклонять вперед правую педаль. При постановке правой педали на упор достаточно небольшого увеличения бокового ветра справа, чтобы вертолет начал разворот влево. С началом разворота влево осевая скорость обтекания РВ еще увеличивается, так как скорость ветра и окружная скорость разворота в этом случае складываются, что способствует более глубокому вхождению РВ в режим вихревого кольца. Наряду с уменьшением силы тяги РВ это ведет к увеличению потребной мощности на его вращение.

При резком порыве ветра справа так же резко возрастает потребная мощность на вращение РВ, в таком же темпе мощность «забирается» с НВ и, если двигатели не обладают достаточной приемистостью, неминуемо начинают падать обороты НВ. При наличии запаса мощности двигатели (турбокомпрессоры) через некоторое время восстановят обороты до заданных, так как регулятор числа оборотов стремится сохранить обороты. Но и кратковременного падения оборотов достаточно, чтобы произошло дополнительное уменьшение как тяги НВ, так и РВ. В результате появится вертикальная скорость снижения и увеличится угловая скорость разворота влево. Через некоторое время все стабилизируется: становятся постоянными и вертикальная скорость снижения, и угловая скорость разворота влево.

Самопроизвольный разворот вертолета происходит вокруг оси, соединяющей центр масс вертолета и втулку НВ. При совпадении центра тяжести с осью вала НВ вращение происходит вокруг вала НВ. При наличии ветра угловая скорость разворота изменяется (как правило, когда ветер становится по отношению к вертолету боковым справа, угловая скорость разворота увеличивается, при ветре слева угловая скорость замедляется). При отсутствии ветра вращение вертолета довольно устойчиво. Установившаяся угловая скорость вращения для некоторых вертолетов может достигать до $40-45^\circ/\text{с}$. Для некоторых вертолетов при большом запасе мощности и сохранении оборотов НВ возможен даже набор высоты. При этом угловая скорость вращения еще дополнительно увеличивается.

Самопроизвольный разворот, возникший из-за уменьшения оборотов НВ, как правило, сопровождается сни-

жением, т. е. вертолет переходит в нисходящий неуправляемый разворот.

Если в этом положении летчик будет действовать, как обычно, т. е. при появившемся снижении увеличит общий шаг НВ, то при положении правой педали на упоре это приведет к дополнительному росту угловой скорости разворота. При недостатке мощности (при перетягивании общего шага) это ведет к дополнительному увеличению и вертикальной скорости снижения вследствие дополнительного падения оборотов НВ.

При развороте вертолета на 90° , т. е. когда ветер становится попутным, РВ на косую обдувку не может перейти по двум причинам: угловая скорость успевает развиться настолько большой, что суммарная скорость обтекания остается больше допустимого значения скорости обтекания РВ для данного типа вертолета. Кроме того, РВ, «набегающий» на хвостовую балку, попадает в вихрь, образованный в результате взаимодействия индуктивного потока НВ с ветром (рис. 4.13).

Аналогичная картина наблюдается, если летчик резко вводит вертолет в левый разворот при маневрировании на вертикальных режимах. При резкой даче вперед левой педали быстро увеличивается угловая скорость разворота вертолета. Достигнув допустимой угловой скорости разворота, летчик пытается ее стабилизировать дачей правой педали, но, если это совпадает по времени с моментом, когда вертолет становится правым бортом к ветру, отклонение вперед правой педали до упора может привести к дополнительному увеличению угловой скорости разворота. Происходит это потому, что при перекладке педалей увеличивается потребная мощность на вращение РВ, возможно падение оборотов НВ, а следовательно, и тяги РВ. В этот момент осевая скорость обтекания РВ наибольшая. Она может быть больше, чем критическая скорость ветра. Поэтому вертолет при полностью данной вперед правой педали против вращения может продолжать самопроизвольный разворот. По этой же причине для некоторых вертолетов ограничен угол поворота тем или иным бортом к ветру (не более 60°) на висении, чтобы не попасть в самопроизвольный разворот, когда скорость встречного ветра больше, чем допустимая величина бокового ветра.

Исходя из физической сущности основных причин начала разворота влево и увеличения угловой скорости

вращения, летчик должен выполнять следующие правила.

Чтобы не допустить попадания вертолета в самопроизвольный разворот при маневрировании на висении, вертикальных режимах и вблизи минимальных скоростей, необходимо строго соблюдать эксплуатационные ограничения.

Нельзя допускать, как и при самопроизвольном снижении, резких перемещений и перетягиваний рычага общего шага и ручки управления. Особенно недопустимы резкие дачи педалей, перекладки педалей и запаздывание со своевременным парированием увеличения угловой скорости вращения влево.

Сигналом, предупреждающим летчика, что висение (разворот) выполняется на пределе эксплуатационных возможностей, является своеобразное неустойчивое поведение вертолета по курсу, когда педали приходится отклонять двойными движениями, а правую педаль — почти до отказа.

Если при висении с боковым ветром правая педаль становится на упор (полностью отклонена вперед), никаких перемещений и разворотов делать нельзя, особенно при развороте влево. Вертолет следует плавно приземлить и на земле развернуть против ветра.

При непреднамеренном попадании в самопроизвольный разворот влево, когда правая педаль находится на упоре и вращение еще только начинается, необходимо не допустить падения оборотов НВ. Для этого на некоторых вертолетах целесообразно коррекцией даже увеличить обороты НВ (Ми-6). Сохранению оборотов НВ способствует небольшое уменьшение общего шага НВ. В этом случае уменьшается и реактивный момент НВ, а значит, и требуется меньшая тяга РВ для парирования разворота. В результате вращение влево замедляется. Но перемещать рычаг «шаг-газ» вниз нужно настолько, чтобы вертолет прекратил вертикальное снижение в зоне влияния воздушной подушки. Благодаря своевременно принятым мерам вращение, как правило, прекращается и вертолет зависает на высоте 0,3—0,5 м.

В некоторых случаях, когда есть возможность перейти на поступательный полет вперед, можно рекомендовать следующее. При развороте вертолета влево в момент, когда разворот только начинается, отклонением ручки управления от себя и несколько вправо

перевести вертолет на разгон. При этом общий шаг НВ целесообразно не увеличивать и выполнить разгон вертолета с небольшим снижением. В результате рулевой винт выходит из-под вредного влияния НВ и, переходя на косую обдувку, выходит из режима вихревого кольца. Тяга РВ растет, и разворот прекращается.

При глубоком попадании в самопроизвольный разворот в результате ошибочных действий летчика (чрезмерного увеличения общего шага НВ, или позднего отклонения педалей, или запаздывания со своевременным отклонением ручки управления от себя для перевода на поступательный полет) целесообразно поступать, как при отказе рулевого винта: отклонением ручки управления удерживать вертолет в посадочном положении (от чрезмерного увеличения углов тангажа и крена), с одновременным уменьшением общего шага НВ перевести вертолет на снижение с вертикальной скоростью $V_y = 0,5$ м/с и приземлить вертолет. Вертолет на земле, повернувшись на угол $40-60^\circ$, полностью прекращает разворот.

При нахождении вертолета в самопроизвольном развороте необходимо считать ошибкой летчика резкое отклонение вперед ручки управления в стремлении перевести вертолет на поступательный полет. Как правило, без уменьшения общего шага НВ это движение ручкой не дает ощутимого результата. Более того, вертолет, не выходя из самопроизвольного разворота, переходит в неуправляемый (самопроизвольный) штопор.

При правильных действиях летчика и высоком качестве техники пилотирования самопроизвольный разворот может предотвращаться при маневрировании даже на предельно малых высотах.

Штопор вертолета

Под ш т о п о р о м понимается самопроизвольное вращение вертолета вокруг вертикальной, поперечной и продольной осей с одновременным снижением по спирали малого радиуса.

Штопор — это одно из сложных и в ряде случаев довольно опасных движений вертолета. Как особое явление при эксплуатации вертолетов оно появилось сравнительно недавно и поэтому характеристики его еще в достаточной степени не изучены. Однако в интересах летного состава остановимся на внешней описательной

стороне этого явления, на некоторых наиболее важных особенностях поведения вертолета и рекомендациях по технике пилотирования.

На одновинтовых вертолетах штопор несколько отличается от самолетного. Вращение вертолета происходит только в сторону действия реактивного момента. Причем, если вращение вокруг вертикальной оси происходит почти с постоянной скоростью ($\omega_{y1} \approx 90^\circ/\text{с}$ и более), то вокруг продольной и поперечной осей наблюдается неустойчивое вращение.

В отличие от управляемого нисходящего разворота и управляемого штопора (рис. 5. 16) в самопроизвольном штопоре за один виток фюзеляж успевает совершить несколько оборотов вокруг вала НВ.

Возникновение штопора возможно в результате резкого перемещения рычагов управления при маневрировании вблизи минимально допустимых скоростей полета вертолета. Например, при выполнении управляемого восходящего разворота или из-за ошибочных действий летчика в технике пилотирования при попадании в самопроизвольный разворот, в частности, если при нахождении вертолета в самопроизвольном развороте резко отклонить ручку управления и увеличить общий шаг НВ, это ведет к резкому увеличению скорости вращения.

Дело в том, что при вращении вертолета вокруг вертикальной оси отклонение ручки управления приближает массы грузов, разнесенные по фюзеляжу, к оси вращения. В результате увеличивается угловая скорость вращения фюзеляжа под действием возникающих кориолисовых сил. В этом случае наклонение оси вала НВ под действием гироскопического момента и неуравновешенные продольная T_x и боковая T_z аэродинамические силы заставляют вертолет двигаться в процессе вращения по криволинейной траектории. В результате наклона силы тяги НВ уменьшается ее вертикальная составляющая (подъемная сила T_y), которая становится меньше силы тяжести, и вертолет переходит на снижение по спиральной траектории. Чем больше в этом положении летчик будет тянуть рычаг общего шага НВ вверх, тем больше становится центробежная сила, больше реактивный момент и больше угловая скорость вращения вокруг вала НВ. Кроме того, в результате перетягивания рычага «шаг-газ» еще дополнительно увеличивается вертикальная скорость снижения из-за падения оборотов НВ.

Таким образом, прямые действия рычагом «шаг-газ», направленные на предотвращение снижения, не приводят к желаемому результату, а, наоборот, подводят еще больше энергии для штопорного вращения вертолета. Значит, можно сделать вывод о необходимости прежде всего убрать энергию, подпитывающую и поддерживающую это вращение, т. е. уменьшить реактивный момент НВ, для чего следует уменьшить общий шаг НВ, а ручкой управления при замедлении вращения возвратить вертолет в посадочное положение (без кренов). Фактически действия летчика здесь аналогичны приведенным выше при выводе из самопроизвольного разворота.

Безусловно, штопор по сравнению с самопроизвольным разворотом — более опасное явление при маневрировании на предельно малых высотах, но вертолет легко выходит из штопора при своевременных и правильных действиях летчика, конечно, при наличии достаточного запаса высоты.

«Подхват» вертолета

«Подхват» вертолета — это самопроизвольное увеличение нормальной перегрузки при маневрировании вследствие потери эффективности продольного управления и проявления неустойчивости вертолета по перегрузке (углу атаки).

«Подхват» наиболее ярко проявляется на вертолетах при маневрировании на скоростях от $V_{кр}$ до $V_{макс. доп.}$. Он может возникнуть и на вертолетах, обладающих в достаточной мере устойчивостью по перегрузке в этом же диапазоне скоростей, но только после резкого и почти одновременного перемещения ручки управления на себя и рычага общего шага НВ вверх.

В качестве примера на рис. 5.19 показано изменение основных характеристик и параметров движения вертолета Ми-8 при «подхвате» на вводе в горку.

Вначале после названных действий при вводе в горку перегрузка n_y , растет как за счет увеличения угла атаки и общего шага НВ, так и за счет его раскрутки. Двигатели не успевают в этот момент сбросить избыточную мощность с НВ и обороты НВ могут увеличиться более максимально допустимых.

После перемещения ручки управления на себя (рис. 5.19, 1-я секунда) летчик с таким же темпом возвращает ее в исходное положение (2-я секунда). Но,

так как перегрузка продолжает расти, он отдает ручку управления полностью вперед (до отказа). Нормальная перегрузка продолжает расти и продолжает увеличиваться угол тангажа (до 40°). Одновременно интенсивно теряется скорость ($\Delta V \approx 80$ км/ч примерно за 2—2,5 с).

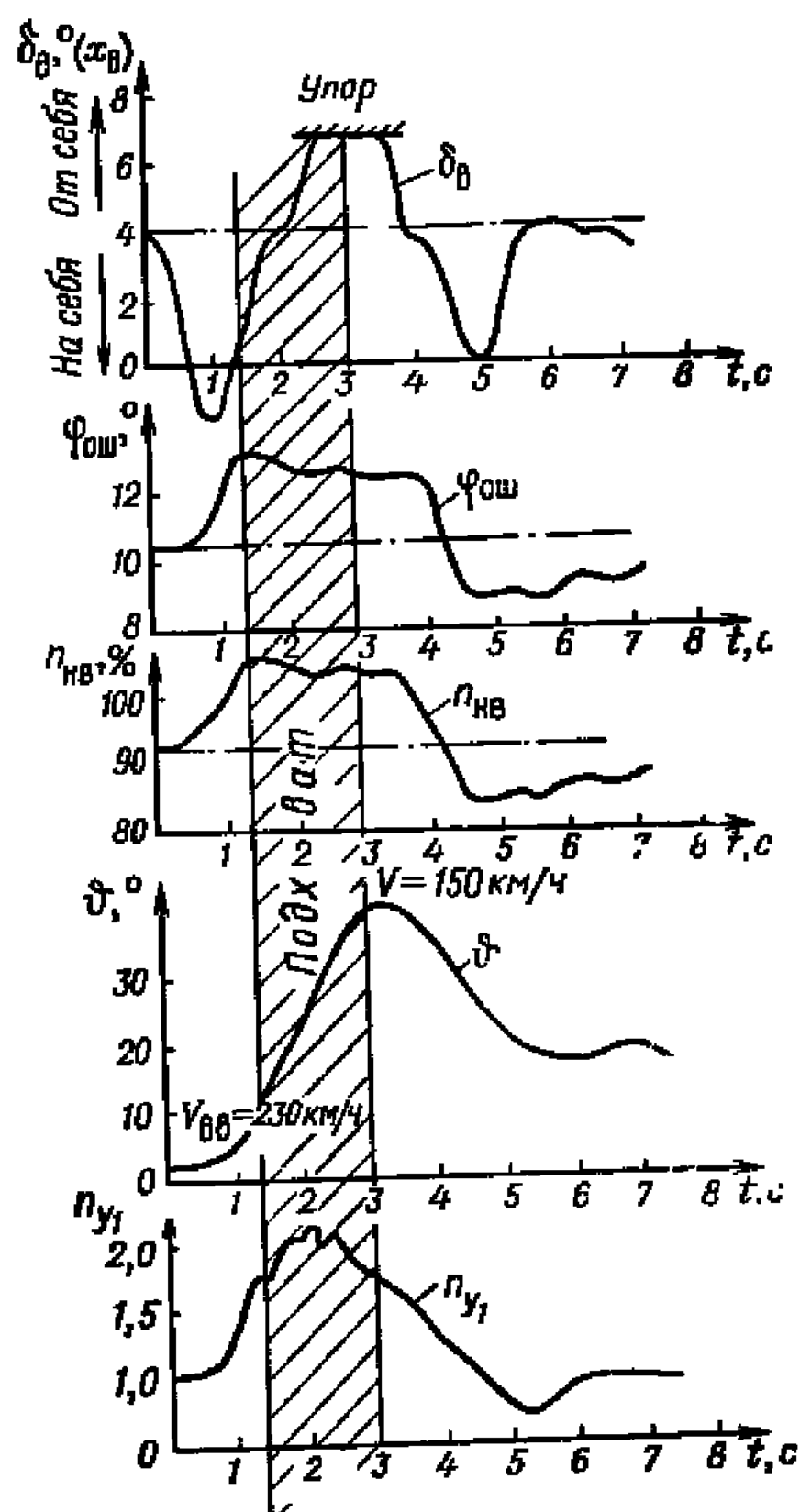


Рис. 5.19. Изменение характеристик движения вертолета Ми-8 при «подхвате»

Эффективность продольного управления восстанавливается только после уменьшения до $V_{\text{пр}} = 150$ км/ч. Это заметно по стабилизации угла тангажа и падению перегрузки. Однако в этот момент вертолет еще продолжает искривлять траекторию вверх, несмотря на то что после 3-й секунды тангаж начинает уменьшаться: поло-

жительное значение перегрузки, равное 1,5, показывает, что вертолет продолжает увеличивать угол наклона траектории θ_r . Поэтому летчик в этот момент ощущает, что вертолет продолжает идти вверх, и удерживает ручку управления на переднем упоре (3,5 с). Затем при уменьшении скорости до $V_{эк}$ настолько резко восстанавливается эффективность продольного управления, что вертолет энергично начинает изменять угол тангажа. Летчик в этом случае перемещает ручку управления на себя, чтобы уменьшить угловую скорость поворота вертолета.

«Подхват» летчик ощущает почти сразу же после взятия ручки управления на себя по энергичному увеличению угла тангажа — стремлению вертолета самостоятельно увеличить перегрузку при отданной от себя ручке управления.

Описанный процесс самопроизвольного увеличения угла тангажа и перегрузки происходит 1,5—2 с. В течение этого времени вертолет фактически не подчиняется воле летчика. Величина n_y может превысить допустимое значение и какое-то время (Δt) может сохраняться даже постоянной (рис. 5.19, $\Delta t = 1$ с; $n_{y1} = 2,1 \div 2,3$). Несущий винт работает на закритических углах атаки (рис. 5.2, $\varphi_{ош} = 8^\circ$; $\alpha_{НВ} > +10^\circ$).

Основной причиной потери эффективности продольного управления необходимо считать срыв потока с лопастей НВ. При полностью отданной от себя ручке управления изменяются углы установки и местные углы атаки элементов лопастей. В секторе $120—150^\circ$ они уменьшаются, а в секторе $300—330^\circ$ (сзади) увеличиваются. Но ввиду того что НВ к этому моменту был выведен на закритические углы атаки ($\alpha_{НВ} > +10^\circ$; $\varphi_{ош} > 12^\circ$), срыв потока быстро (почти в таком же темпе) перемещается назад, туда, где больше углы установки лопастей НВ.

Эффективность продольного управления восстанавливается почти мгновенно с уменьшением $V_{пр}$ до $V_{эк}$, когда срыв потока почти полностью исчезает независимо от значения общего шага НВ.

В результате расширения зоны срыва необходимая мощность на вращение НВ начинает увеличиваться при уменьшении углов атаки НВ, после того как эффективность продольного управления восстановится. Кроме того, так как в процессе раскрутки НВ турбокомпрессоры сбрасывают мощность, после восстановления эффективности продольного управления наблюдается

значительное падение оборотов НВ даже при уменьшенном значении общего шага НВ (4, 5, 6-я секунда). В дальнейшем восстанавливается эффективность продольного управления, и при отданной полностью от себя ручке управления перегрузка может уменьшиться до 0,5. Вертолет при этом энергично уменьшает угол тангажа.

Учитывая, что основной причиной «подхвата» является срыв потока с лопастей НВ, можно рекомендовать следующие действия рычагами управления по его предотвращению и при случайном попадании в «подхват».

Для исключения попадания вертолета в «подхват» нельзя допускать при маневрировании на предельных режимах резких и одновременных перемещений ручки управления на себя и общего шага НВ вверх. Это условие особенно необходимо соблюдать при отсутствии на вертолете указателя перегрузок.

На некоторых вертолетах в качестве предупредительного сигнала летчику о подходе НВ к критическим режимам можно рекомендовать использовать тряску (повышенный уровень вибраций). На скоростях полета, близких к максимальным, на высотах, как правило, выше 1000 м почти на всех вертолетах ощущается тряска (повышенный уровень вибраций), являющаяся результатом образования зоны срыва в азимуте 270—300°. При увеличении перегрузки эта тряска, как правило, увеличивается, а это значит, что перемещать рычаги управления следует еще более плавно.

При непреднамеренном попадании в «подхват», учитывая перечисленные выше особенности, прежде всего необходимо уменьшить общий шаг НВ. Это сразу же восстановит продольную управляемость, уменьшится и уровень тряски, а значит, уменьшатся и нагрузки на НВ и тяги управления. На восходящих фигурах можно рекомендовать дачу вперед левой педали. В этом случае часть мощности с РВ будет передана на НВ и обороты его быстро восстановятся, а вертолет выполнит разворот на горке.

Таким образом, «подхват» как самопроизвольное движение вертолета — есть результат резкого пилотирования и несоблюдения ограничений, указанных в Инструкции экипажу по маневрированию. Он может возникнуть при выполнении сложного пилотажа, в процессе ввода в разворот, в горку и вывода из пикирования, когда летчик увеличивает нормальную перегрузку. При непреднамеренном попадании вертолета в «подхват» необхо-

димо немедленно принять указанные меры, чтобы не допустить выхода вертолета за эксплуатационные ограничения по перегрузке.

«Валезка» вертолета

«В а л е ж к а» вертолета — это самопроизвольное накренивание его вследствие потери эффективности поперечного управления.

Это явление, так же как и подхват, проявляется при резком перемещении рычагов управления в процессе маневрирования вблизи максимальных скоростей полета.

При принятом направлении вращения НВ одновинтовые вертолеты имеют тенденцию накрениваться вправо при увеличении скорости полета и перегрузки. Этот небольшой момент крена является результатом известного завала конуса вследствие махового движения лопастей и легко устраняется летчиком. Однако при полете на максимально допустимых скоростях возможности НВ оказываются исчерпанными полностью. В этих условиях при работе двигателей на взлетном режиме и большом значении общего шага НВ происходит значительное расширение зоны срыва в азимуте 270° — 300° , где большую часть будет занимать зона с закритическими углами атаки. В этих условиях увеличение угла атаки НВ и перегрузки сопровождается энергичным накрениванием вертолета вправо. При резком перемещении ручки управления на себя столь же резко накренивается вправо и вертолет. Попытка летчика парировать крен в таком положении перемещением ручки управления влево не дает желаемого результата. Вертолет или сохраняет созданный крен, или даже его увеличивает, а летчик ощущает потерю эффективности поперечного управления.

Причиной накренивания вертолета вправо является возникновение большого аэродинамического поперечного момента от тяги НВ, который становится в данном случае больше гироскопического, и вертолет накренивается вправо. Если летчик перемещает ручку управления влево, то, как известно, он увеличивает углы установки в азимуте 250° — 270° . Но в этом же примерно секторе находится и зона срыва. Поэтому она только еще больше увеличивается и не дает прироста подъемных сил в указанном секторе. В результате вертолет продолжает накрениваться вправо.

Для исключения «валежки» при маневрировании необходимо более тщательно анализировать внешние условия полета (массу вертолета, обороты НВ), с учетом которых определять предельные возможности вертолета. При «валежке», так же как и при «подхвате», необходимы более плавные перемещения рычагов управления. Своеобразной подсказкой о близости «валежки» следует считать повышенный уровень вибраций вертолета и большое потребное поперечное балансирующее отклонение ручки управления влево при полете на максимально допустимых скоростях или близких к ним.

При непреднамеренном появлении «валежки» следует немедленно уменьшить общий шаг НВ и эффективность поперечного управления сразу же восстановится.

Таким образом, перечисленные явления настоятельно требуют повышения качества техники пилотирования и плавного перемещения рычагов управления при маневрировании на предельных режимах. Особые явления при маневрировании на современных вертолетах более ярко выражены и представляют определенную опасность, если летчик при попадании в них будет действовать, как обычно, без должного анализа причин такого поведения вертолета.

§ 5.6. ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ В ГРУППОВОМ ПОЛЕТЕ

Вертолеты в боевых порядках и строях связаны между собой зрительной связью. Связь между двумя вертолетами, которые выдерживают между собой заданные интервал и дистанцию, называется *парной связью*. Чем больше в строю парных связей, тем сложнее держать заданный строй или боевой порядок, при этом значительно сокращаются возможности по маневрированию.

Основой успешного выполнения полета в строю и боевом порядке является умение летчика ведомого вертолета сохранять свое место в паре и групповая слетанность ведущего и ведомого.

Под **групповой слетанностью** понимается не только умение ведомого хорошо держаться в строю, но и умение ведущего обеспечить ведомому оптимальные условия для сохранения боевого порядка и безопасного маневрирования.

Однако даже при высокой степени подготовленности летчиков пары при выдерживании заданного боевого порядка в прямолинейном полете наблюдаются постоянные знакопеременные изменения его параметров: ведущий и ведомый перемещаются относительно друг друга. Замечено как на самолетах, так и на вертолетах, что как бы тщательно ни подбирались режим полета, скорость и положение рычагов (даже при полном совпадении требуемых значений с реальными), в следующее мгновение будут изменяться и дистанция, и интервал, и превышение (принижение). Немалую роль играют внешние и внутренние факторы, а также появляющиеся в связи с этим возмущения как ведущего, так и ведомого вертолетов.

Для точного сохранения места в строю летчик ведомого вертолета должен постоянно действовать рычагами управления. А это значит, что от качества техники пилотирования и умения летчика, его натренированности зависит и точность выдерживания заданного боевого порядка.

Для выдерживания своего места в боевом порядке в полете, особенно при маневрировании, ведомому необходим резерв по тяге НВ (мощности) и, конечно, по перегрузкам.

Величина требуемого резерва по продольной перегрузке зависит от многих факторов. Чем больше интервал и дистанция, ниже квалификация и техника пилотирования, меньше натренированность в групповых полетах, больше парных связей в группе вертолетов, хуже прозрачность атмосферы, сильнее болтанка, тем больше необходимый запас (резерв) тяги НВ или продольной перегрузки.

С учетом необходимого резерва в целом сокращается диапазон скоростей и высот полета группы по сравнению с одиночным вертолетом. Кроме того, перечисленные факторы сказываются и на других характеристиках маневренности группы, уменьшаются скороподъемность группы, дальность и продолжительность полета.

Выбор оптимального боевого порядка при достаточно высокой групповой слетанности позволяет значительно сократить необходимый резерв по скорости и максимально расширить диапазон действий группы.

При выдерживании своего места в строю наиболее часто встречается такая ошибка летчика, как полет со скольжением, обычно с постоянным углом

скольжения (либо носом на ведущего, либо носом от ведущего). Некоторые летчики даже не замечают этой ошибки и привыкают к такому выдерживанию строя. Полет со скольжением требует всегда несколько больше мощности, чем горизонтальный полет без скольжения на той же самой скорости. Следовательно, в этом случае больше будет расход топлива при длительном полете.

Полет со скольжением в процессе выдерживания заданного боевого порядка при действиях по наземным целям может привести к опасным сближениям в период выполнения атаки, когда летчик ведомого вертолета вынужден отвлекаться на выполнение других задач от выдерживания своего места в строю. Например, при выполнении прицеливания летчик ведомого вертолета незаметно для себя выводит вертолет из скольжения, а образовавшийся вследствие этого избыток тяги НВ начинает разгонять вертолет, причем возможно и уменьшение интервала. Полет со скольжением при выдерживании своего места в строю необходимо считать грубой ошибкой ведомого летчика, поэтому в период учебных полетов необходимо обращать на это внимание.

Техника пилотирования при выдерживании заданного боевого порядка индивидуальна. В интересах обеспечения безопасности полетов и сохранения ресурса двигателей нельзя при выдерживании своего места в строю выполнять рычагом шага НВ резкие большие по ходу, частые и двойные перемещения. От резкого изменения подачи топлива в камеры сгорания при таких импульсных движениях рычага общего шага НВ возможны нерасчетные режимы работы лопаток свободной турбины, увеличение температуры газов перед турбиной, перегрев лопаток и т. п. В целом это приводит в полете к падению оборотов НВ и к преждевременному выходу из строя двигателей. Большие движения рычагом «шаг-газ» ведут к значительной разбалансировке вертолета и в целом к усложнению техники пилотирования. В процессе отработки техники пилотирования при полете строем следует обращать на это определенное внимание и не допускать таких движений рычагами управления.

Особое внимание для лучшего выдерживания боевого порядка следует уделять тренировкам глазомера летчика. Именно тренировкой глазомера можно добиться высокой точности в оценке расстояния, угла визирования ведущего и их изменения. Это позволит vedo-

мому своевременно и правильно реагировать на малейшие отклонения вертолета ведущего.

Приведенные выше особенности выдерживания своего места в строю (боевом порядке) относятся не только

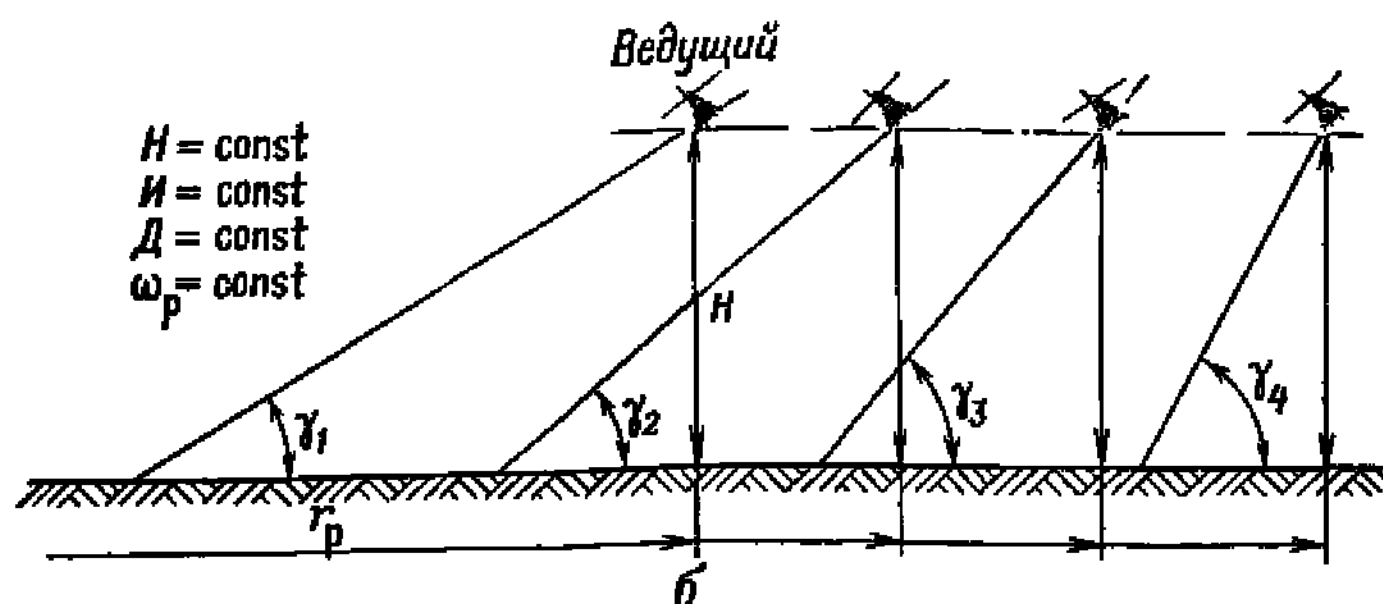
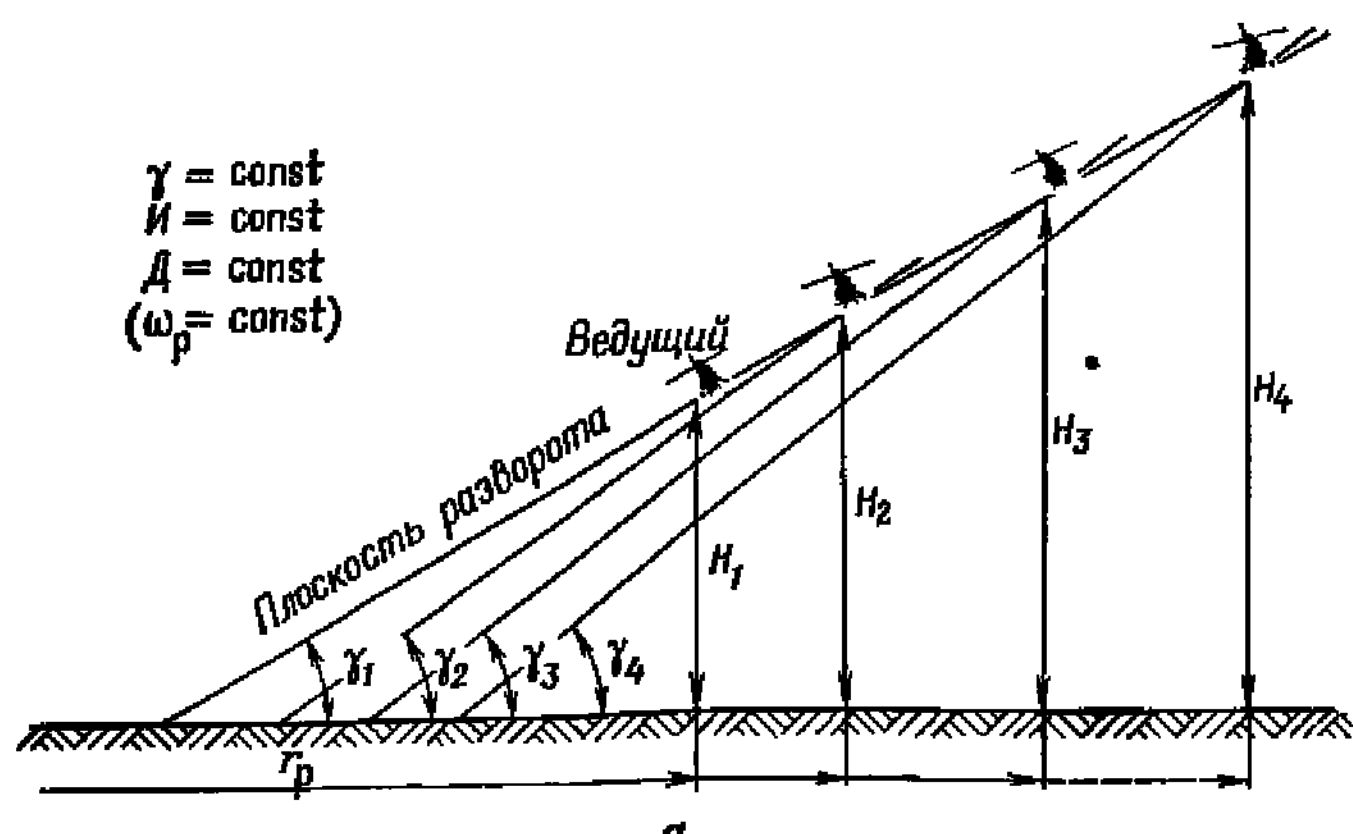


Рис. 5.20. Положение вертолетов при разворотах в одной плоскости (а) и на одной высоте (б)

к прямолинейному полету, но и к маневрированию группой при выполнении горизонтальных, вертикальных, пространственных фигур и маневров.

Рассмотрим в качестве примера выполнение разворота группы, состоящей из четырех вертолетов, когда они строго выдерживают свои интервалы и дистанции.

Развороты группы могут выполняться или с наклоном плоскости разворота, или на одной высоте (рис. 5.20, а, б), при этом необходимо учесть следующие особенности. Чтобы не изменялись интервалы и дистанции между вертолетами, надо выполнять разворот с одинаковой угловой скоростью ω_r , но тогда из-за различных радиусов будут отличаться скорости полета вертолетов и потребные величины углов крена.

Расчеты показывают, что при развороте в одной плоскости группы в четыре вертолета с выдерживанием интервала 50 м при крене у ведущего 30° и скорости 150 км/ч внешние ведомые (рис. 5.20, а) должны создать и выдерживать соответственно крен $33,5^\circ$; $36,5^\circ$ и $41,5^\circ$ и скорость 174, 195 и 225 км/ч. При развороте такой же группы на одной высоте с выдерживанием тех же параметров разворота и строя (рис. 5.20, б) внешние ведомые должны выдерживать соответственно крен 35° ; $38,5^\circ$ и 44° и скорость 185, 208 и 250 км/ч.

Как видно из последнего примера, звено вертолетов Ми-8 может на развороте распасться, так как крайнему ведомому необходимо увеличить скорость на 100 км/ч, т. е. до максимальной, а крен 44° на этой скорости недопустим. Если ведущий создал крен 30° за 2 с, то крайнему ведомому необходимо создать ускорение 50 км/ч за секунду, чтобы за 2 с увеличить скорость до максимума, а затем также быстро ее погасить. Обратная картина будет наблюдаться при выводе.

Таким образом, с увеличением парных связей и интервалов между вертолетами значительно сокращаются возможности по маневрированию. В приведенном примере для звена с интервалом 50 м между вертолетами предельно допустимым креном можно считать 20° , а предельно допустимой скоростью — 150 км/ч. Следовательно, для расширения маневренных возможностей необходимо изменять боевые порядки, обеспечив свободу маневра и перестроения ведомым.

В этом отношении удобны вытянутые в глубину боевые порядки, широко применявшиеся в годы Великой Отечественной войны в истребительной и штурмовой авиации. Такие боевые порядки удобны как по ведению осмотрительности, так и по выдерживанию заданных параметров строя и обеспечению безопасности полета. При таком боевом порядке возможно сокращение интервала до минимально безопасного и упрощаются перестроения из пеленга в пеленг, так как ведомый вер-

толет находится на более чем удвоенной дистанции. Все эти положительные качества вытянутого боевого порядка пары, выявленные в процессе воздушных боев, можно считать оптимальными для вертолетов.

При таких вытянутых в глубину (как правило, разомкнутых по дистанции) боевых порядках пара вертолетов при соответствующей натренированности и слетанности может выполнять маневры на предельных режимах с использованием всего диапазона скоростей и высот полета, а также нормальных и тангенциальных перегрузок одиночного вертолета.

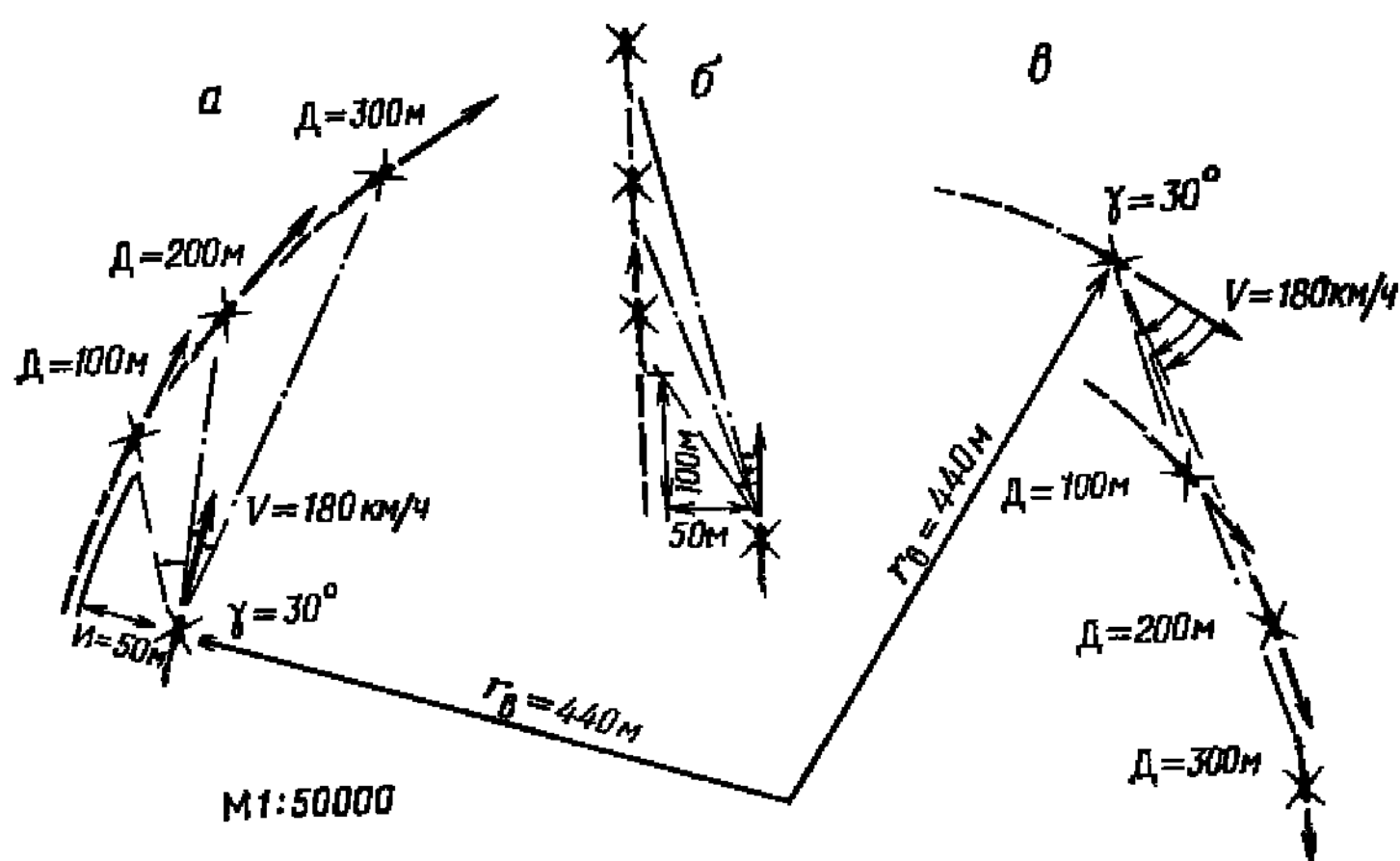


Рис. 5.21. Изменение угла визирования на вертолет ведущего при полете на постоянном интервале ($I=50\text{ м}$), но на различных дистанциях:

а — у внутреннего ведомого на развороте; б — у ведомого в прямолинейном полете; в — у внешнего ведомого на развороте

Однако при вытянутых в глубину боевых порядках следует учитывать некоторые особенности изменения положения вертолета ведущего по углу визирования и изменения его видимого положения (ракурса) при разворотах у внешнего и внутреннего ведомого. На рис. 5.21 показаны различные положения вертолета ведущего относительно ведомого на различных дистанциях при развороте. В частности (рис. 5.21, а), при развороте с указанными параметрами (γ и V) на дистанции 300 м вертолет ведущего должен находиться не с левой стороны (как в горизонтальном полете, рис. 5.21, б), а с правой (рис. 5.21, а). Если же летчик ведомого вертолета будет в этом

случае сохранять угол визирования, как в горизонтальном полете, неминуемо (при сохранении расстояния до ведущего) выполнение разворота с внешним скольжением.

При выполнении разворотов на увеличенных дистанциях внешнему ведомому необходимо учитывать увеличение потребного угла визирования (рис. 5.21, в).

При стремлении сохранить угол визирования, как и в горизонтальном полете, ведомый также будет выполнять разворот с внешним скольжением.

При больших дистанциях между вертолетами усложняется и выполнение восходящих фигур, так как ведомый должен вводить вертолет с некоторым запаздыванием, чтобы не обогнать ведущего, или учитывать изменение угла визирования.

Из приведенных примеров видно, что при выдерживании боевых порядков должны учитываться аэродинамические и маневренные характеристики и психофизиологические возможности летчиков.

Глава 6

ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

§ 6.1. ПОНЯТИЯ И ПРИНЦИПЫ РАСЧЕТА ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

Дальностью полета L называется расстояние, пройденное вертолетом по маршруту полета от места вылета до места посадки.

Продолжительностью полета $t_{\text{пол}}$ называется время пребывания вертолета в полете (т. е. время, прошедшее с момента взлета до посадки).

Возможные характеристики дальности и продолжительности полета зависят от количества топлива на борту вертолета при взлете (вылете) и экономичности его расходования. Запас топлива на вертолете может зависеть от массы перевозимого груза.

Экономичность расходования топлива зависит от полетной массы вертолета и режима полета. Следовательно, в зависимости от поставленной задачи, определяющей вышеуказанные факторы, могут быть разными как запас топлива, так и его расход и, естественно, возможные дальность и продолжительность полета. Кроме того, могут быть отклонения от запланированного маршрута или режима полета. Эти отклонения вызываются неточностью вертолотовождения экипажем, а также различными внешними причинами, зачастую случайными, предвидеть которые не всегда удается. К таким причинам относятся, например, изменившаяся метеорологическая обстановка, а в боевых условиях — действия противника и т. д.

Поэтому при определении возможных дальности и продолжительности полета необходимо учитывать как

различные эксплуатационные факторы, так и случайные причины, которые могут повлиять на дальность или продолжительность полета.

Наиболее важно в каждом конкретном случае знать максимальные величины дальности и продолжительности полета.

Каждый полет вертолета состоит из нескольких этапов. Определив дальность и продолжительность каждого этапа, можно определить суммарную дальность и продолжительность полета. При этом для простоты вначале не учитывают различные возможные или вынужденные отклонения от намеченного маршрута или режима (профиля) полета.

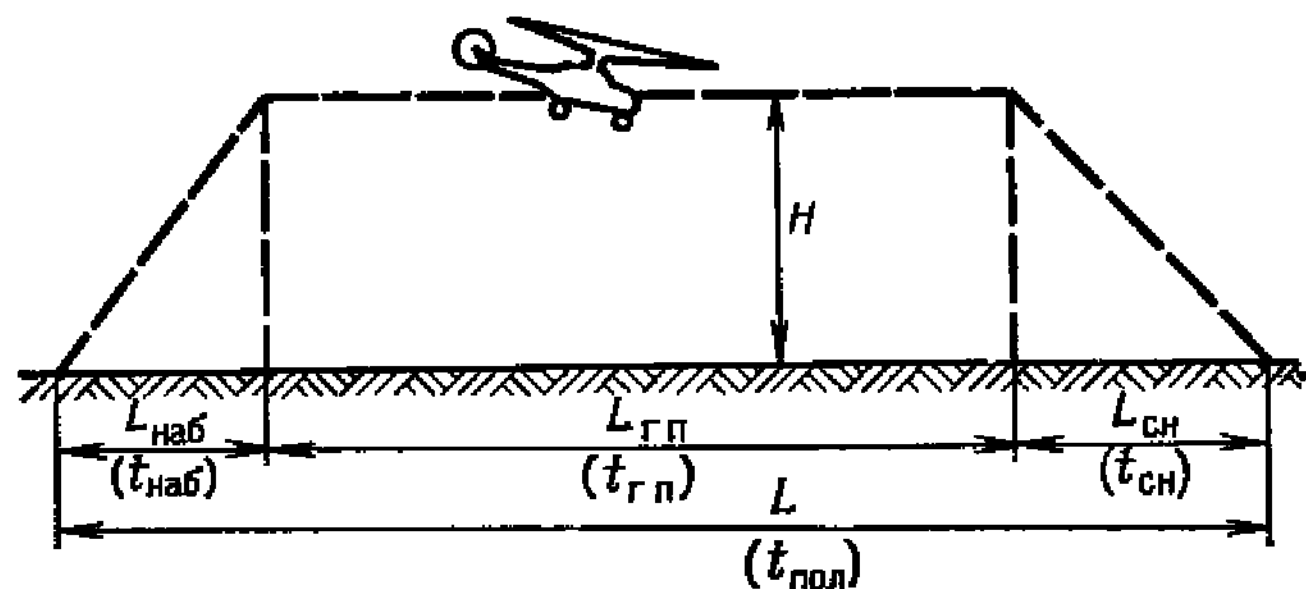


Рис. 6.1. Простейший профиль полета вертолета

Простейший схематизированный профиль полета вертолета (рис. 6.1) состоит из трех этапов: набора высоты, горизонтального полета и снижения. Таким образом, дальность полета L можно определить как сумму трех величин — дальностей, достигнутых при наборе $L_{\text{наб}}$, в горизонтальном полете $L_{\text{г.п}}$ и при снижении $L_{\text{сп}}$:

$$L = L_{\text{наб}} + L_{\text{г.п}} + L_{\text{сп}}. \quad (6.1)$$

Аналогично дальности продолжительность полета $t_{\text{пол}}$ можно определить, сложив время набора высоты $t_{\text{наб}}$, горизонтального полета $t_{\text{г.п}}$ и снижения $t_{\text{сп}}$:

$$t_{\text{пол}} = t_{\text{наб}} + t_{\text{г.п}} + t_{\text{сп}}. \quad (6.2)$$

У вертолетов пути набора высоты и снижения обычно составляют очень небольшую долю общей дальности

полета. Наивыгоднейшие режимы набора высоты и снижения определяются, как показано в гл. 4, и указываются в Инструкции экипажу конкретно для каждого типа вертолета. Там же на графиках и в таблицах приводятся значения $L_{\text{наб}}$, $L_{\text{сн}}$, а также $t_{\text{наб}}$, $t_{\text{сн}}$ и соответствующие затраты топлива в зависимости от набираемой (теряемой) высоты полета. Поэтому нет необходимости останавливаться на методах их расчета. Значения этих величин берутся непосредственно из Инструкции экипажу.

Остается, таким образом, найти величины дальности и продолжительности горизонтального полета и проанализировать основные закономерности, их определяющие. Проще всего эти величины определяются при выполнении горизонтального полета с постоянной скоростью в безветрие.

При полете на дальность в первом приближении можно считать, что режим работы двигательной установки не изменяется и, следовательно, характеристики расхода топлива на этом участке неизменны. Каждый тип двигателя имеет свои характеристики экономичности расхода топлива.

Расход топлива силовой установкой за час полета называется часовым расходом Q_T (кг/ч). При этом двигатели развивают эффективную мощность N_e . Отношение часового расхода топлива к эффективной мощности называется удельным расходом топлива C_e :

$$C_e = \frac{Q_T}{N_e}. \quad (6.3)$$

При полете вертолета со скоростью V силовая установка за 1 ч расходует Q_T кг топлива, а вертолет пролетает за это время V км. Следовательно, поделив Q_T на V , можно найти, сколько топлива тратится на каждый километр пройденного пути (в штиль) q_T :

$$q_T = \frac{Q_T}{V}. \quad (6.4)$$

Величина q_T называется километровым расходом топлива.

Зная располагаемый запас топлива для горизонтального полета $W_{г.п}$ и величины километрового и часового

расходов, легко определить дальность $L_{г.п}$ и продолжительность $t_{г.п}$ этого участка полета:

$$L_{г.п} = \frac{W_{г.п}}{q_T}; \quad (6.5)$$

$$t_{г.п} = \frac{W_{г.п}}{Q_T} \text{ или } t_{г.п} = \frac{L_{г.п}}{V}. \quad (6.6)$$

По формулам (6.1) и (6.2) находятся общие возможные дальность и продолжительность полета.

Формулы (6.5) и (6.6) показывают, что дальность и продолжительность полета будут максимальны при максимальных располагаемых запасах топлива. При этом дальность будет наибольшей, когда минимален километровый расход, а продолжительность — при минимальном часовом расходе.

Величины q_T и Q_T зависят от режима полета. Следовательно, дальность и продолжительность также зависят от режима полета.

В реальных условиях при выполнении различных задач количество этапов полета может быть больше трех, а сами этапы по виду траектории и характеру пилотирования могут быть довольно сложными. При этом описанные выше принципы расчета дальности и продолжительности полета остаются справедливыми, но количество участков, на которые разбивается полет, увеличивается.

Участки выбирают, исходя из условия, чтобы в пределах каждого из них величины километрового и часового расходов можно было считать неизменными.

Таким образом, для расчета дальности и продолжительности полета, а также определения режимов наибольшей дальности и продолжительности необходимо рассмотреть способы определения располагаемого запаса топлива, километрового и часового расходов, а также определить основные закономерности их изменения.

§ 6.2. РАСПОЛАГАЕМЫЙ ЗАПАС ТОПЛИВА

Располагаемым запасом $W_{полн}$ называется максимальное количество топлива, которое может быть в распоряжении экипажа на вертолете для выполнения задания.

Очевидно, что величина $W_{\text{полн}}$ не может превышать полной заправки вертолета топливом в данном варианте (с подвесными баками или без них):

$$W_{\text{полн}} \leq E_{\text{полн}} \rho_{\text{т}}, \quad (6.7)$$

где $E_{\text{полн}}$ — вместимость топливной системы, л, т. е. вместимость основных баков, а также подвесных, если полет выполняется с подвесными баками;

$\rho_{\text{т}}$ — массовая плотность топлива, кг/л.

Выражение (6.7) является первым условием, которое необходимо соблюдать при определении располагаемого запаса топлива.

Так, для вертолета Ми-2 $E_{\text{осн}} = 600$ л; $E_{\text{п/б}} = (2 \times 235)$ л, тогда $W_{\text{полн}}$ для ТС-1 ($\rho_{\text{т}} = 0,775$ кг/л) будет: в основных баках — 465 кг, а с учетом заправки подвесных баков — 830 кг.

Однако не всегда можно заправлять топливную систему полностью. На вертолетах располагаемый запас топлива во многих случаях зависит от нагрузки.

Нагрузка и заправка топливом определяют взлетную массу вертолета $m_{\text{взл}}$, которая во всех случаях не должна превышать максимально допустимую в эксплуатации $m_{\text{макс}}$ или предельную по условиям взлета и посадки $m_{\text{пр}}$:

$$m_{\text{взл}} \leq m_{\text{пр (макс)}} \quad (6.8)$$

Поэтому на долю топлива остается разность между предельной (максимальной) массой вертолета и массой всего остального, что необходимо перевозить в полете. Следовательно, располагаемый запас топлива не может быть больше этой разности. Это второе условие для определения $W_{\text{полн}}$:

$$W_{\text{полн}} \leq m_{\text{пр}} - m_{\text{неизм}} - m_{\text{пер}}, \quad (6.9)$$

где $m_{\text{неизм}}$ — неизменная масса вертолета, которая включает массу экипажа $m_{\text{эк}}$, конструкции вертолета $m_{\text{констр}}$, оборудования, всегда установленного или имеющегося на вертолете при всех полетах, $m_{\text{обор}}$, масла в двигателях, редукторах и т. д. $m_{\text{масл}}$, а также невырабатываемого остатка топлива $W_{\text{невыр}}$, $m_{\text{пер}}$ — переменная нагрузка которую составляют перевозимый груз, $m_{\text{гр}}$, дополнительные (для каждого данного полета) оборудование, снаряжение и члены экипажа.

Из изложенного выше можно записать, что неизменная масса вертолета

$$m_{\text{неизм}} = m_{\text{эк}} + m_{\text{констр}} + m_{\text{обор}} + m_{\text{масл}} + W_{\text{невыр}}, \quad (6.10)$$

а переменная нагрузка

$$m_{\text{пер}} = m_{\text{гр}} + m_{\text{об.доп}} + m_{\text{эк доп}}. \quad (6.11)$$

Обычно величина $W_{\text{полн}}$ находится с помощью построенного на основе выражения (6.9) графика, показанного на рис. 6.2.

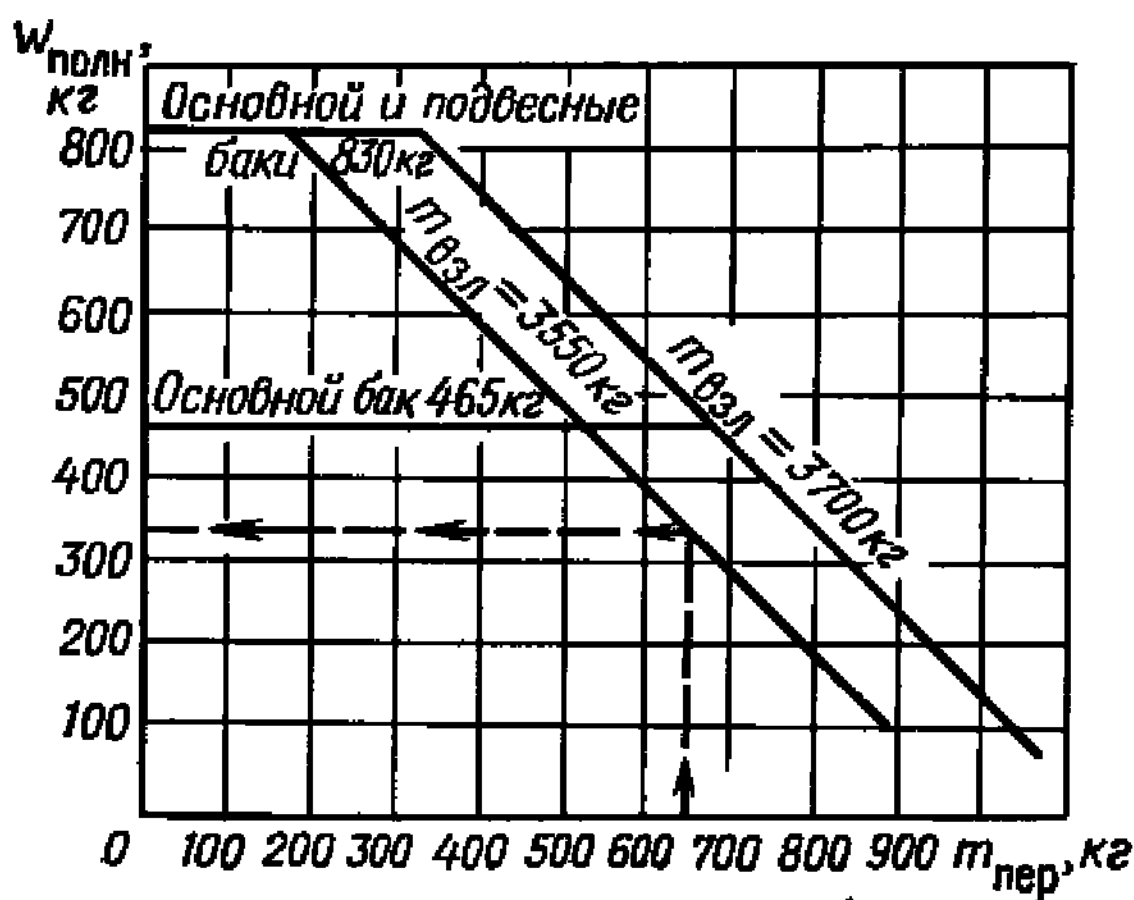


Рис. 6.2. Зависимость располагаемого запаса топлива от массы переменной нагрузки

Запасом топлива для горизонтального полета $W_{\text{г.п}}$ называется максимальное количество топлива, которое может быть израсходовано в горизонтальном полете.

Для горизонтального полета может быть израсходована не вся величина $W_{\text{полн}}$, а лишь часть ее — $W_{\text{г.п}}$:

$$W_{\text{г.п}} = W_{\text{полн}} - W_{\text{зем}} - W_{\text{наб}} - W_{\text{сн}} - W_{\text{гар}}, \quad (6.12)$$

где $W_{\text{зем}}$ — расход топлива на земле — на запуск, прогрев, пробу двигателей и руление (устанавливается приказом);

$W_{\text{наб}}$ — расход топлива на взлет и набор заданной высоты полета (дается в Инструкции экипажу);

$W_{\text{сн}}$ — расход топлива на снижение и посадку (дается в Инструкции экипажу);

$W_{\text{гар}}$ — гарантийный запас топлива (запас, учитывающий неточное выдерживание маршрута, изменение метеорологических условий, боевой обстановки и т. д.).

Обычно для одиночного полета минимальным считают $W_{\text{гар}} = 10\%$, при полете звена в строю $W_{\text{гар}} = 15\%$, при полете эскадрильи и полка в строю $W_{\text{гар}} = 20\%$ количества заправленного перед полетом топлива.

В зависимости от степени подготовки экипажей и условий выполнения задания величина $W_{\text{гар}}$ по решению командира может изменяться по сравнению с указанными величинами.

§ 6.3. ЧАСОВОЙ И КИЛОМЕТРОВЫЙ РАСХОДЫ ТОПЛИВА, ДАЛЬНОСТЬ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Величины часового и километрового расходов топлива существенно зависят от экономичности двигателя, показателем которой является его удельный расход топлива C_e , т. е. расход на 1 л. с. мощности двигателя в час.

Удельный расход топлива изменяется с изменением мощности двигателя и зависит, как и мощность, от числа оборотов. Эти зависимости различны для разных типов двигателей. Особенно резкая зависимость удельного расхода от числа оборотов роторов наблюдается у газотурбинных двигателей (рис. 2.6). У поршневых двигателей эта зависимость менее резкая и, кроме того, может сглаживаться за счет изменения давления наддува от нагнетателя.

Для обеспечения наилучших условий работы несущего винта изменение оборотов роторов двигателей на вертолетах в полете допускается в сравнительно узких пределах, особенно у ГТД, где работает система автоматического регулирования работы двигателя. Поэтому типичные зависимости изменения удельного расхода топлива от режима работы двигателя выглядят, как показано на рис. 6.3. У поршневых двигателей дросселирование их мощности даже наполовину практически мало влияет на удельный расход, уменьшая его иногда

на 5—10%, у ГТД при уменьшении мощности до 0,5 номинальной удельный расход повышается на 25—35% (гл. 2).

Для определения часового расхода топлива надо знать мощность N_e , которую должна развивать двигательная установка.

Как известно, эта мощность для горизонтального полета вертолета равна:

$$N_{e_n} = \frac{N_{г.п.}}{\xi_m}. \quad (6.13)$$

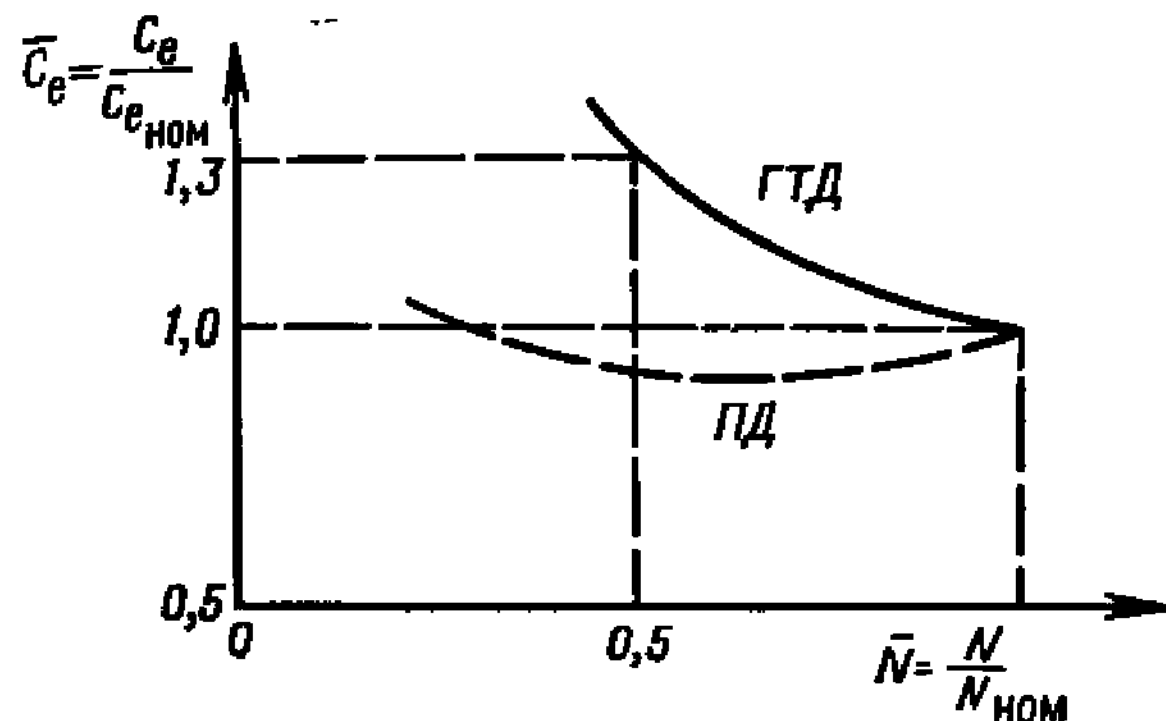


Рис. 6.3. Характер изменения удельного расхода топлива при изменении режима работы ГТД и ПД

Поэтому часовой расход может быть выражен в зависимости от мощности, потребной для горизонтального полета:

$$Q_T = C_e N_{e_n} = C_e \frac{N_{г.п.}}{\xi_m}. \quad (6.14)$$

Соответственно для величины километрового расхода получается зависимость

$$q_T = \frac{C_e N_{г.п.}}{V} = \frac{C_e}{\xi_m} \frac{N_{г.п.}}{V}. \quad (6.15)$$

Формулы (6.14) и (6.15) наглядно показывают зависимость часового и километрового расходов от мощности, потребной для горизонтального полета $N_{г.п.}$, которая, в свою очередь, зависит от скорости, высоты полета вертолета, его массы и т. д.

Выражения (6.14) и (6.15) с учетом формул (6.5) и (6.6) позволяют написать зависимости для расчета дальности и продолжительности горизонтального полета:

$$L_{г.п} = \frac{W_{г.п}}{q_T} = \frac{W_{г.п}}{N_{г.п}/V} \frac{\xi_m}{C_e}; \quad (6.16)$$

$$t_{г.п} = \frac{W_{г.п}}{Q_T} = \frac{W_{г.п}}{N_{г.п}} \frac{\xi_m}{C_e}. \quad (6.17)$$

Различают понятия «теоретическая, техническая, практическая дальности». Наиболее важным является понятие «практическая дальность», рассматриваемое в настоящей главе.

П р а к т и ч е с к о й для заданного режима и профиля полета называется дальность полета при данной заправке топлива, рассчитанная без расходования минимального гарантийного и невырабатываемого остатков топлива.

Часто бывает важно знать, на каком максимальном расстоянии от аэродрома вылета вертолет может выполнить какое-либо задание и вернуться на свой аэродром. При этом используется понятие «радиус действия».

Тактическим радиусом действия называется максимальное расстояние, которое может пролететь вертолет (группа) с заданным режимом или профилем полета от аэродрома взлета до объекта действий с выполнением поставленной задачи и возвращением на свой аэродром при данной заправке топлива без расходования минимального гарантийного и невырабатываемого остатков топлива.

Аналогично понятию «практическая дальность» применяется понятие «практическая продолжительность полета».

Анализ величин, входящих в формулы (6.16) и (6.17), показывает, что дальность и продолжительность полета зависят от запаса топлива, режима полета (т. е. от скорости, высоты полета и числа оборотов НВ), силы тяжести вертолета и атмосферных условий. Чем больше запас топлива на борту $W_{г.п}$, тем больше при прочих равных условиях дальность и продолжительность полета. Рассмотрим влияние остальных факторов.

§ 6.4. ВЛИЯНИЕ ОСНОВНЫХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Влияние скорости полета

Из формулы (6.14) видно, что часовой расход пропорционален мощности, потребной для горизонтального полета.

Если бы величина C_e/ξ_m была постоянной, зависимость часового расхода топлива от скорости полета $Q_T = f(V)$ была бы подобна зависимости $N_{г.п} = f(V)$, т. е. кривой Н. Е. Жуковского по мощности, которая показана на рис. 6.4, а.

Это положение близко соответствует действительности при установке на вертолет поршневых двигателей, удельный расход которых мало зависит от мощности. Соответственно на рис. 6.4, б показана зависимость часового расхода от скорости полета для вертолетов с ПД, которая (в ином масштабе) повторяет кривую Н. Е. Жуковского — $N_{г.п} = f(V)$.

Удельный расход газотурбинных двигателей заметно увеличивается при уменьшении мощности. Однако это увеличение меньше, чем уменьшение $N_{г.п}$ (и N_e) при изменении скорости полета от максимальной $V_{\max}$ (или от нуля) до экономической $V_{\text{эк}}$. Следовательно, произведение $(N_{г.п} C_e)$ также будет наименьшим, когда минимальна величина $N_{г.п}$.

Поэтому и у вертолетов с ГТД часовой расход достигает минимума при полете с такой скоростью, когда мощность, потребная для выполнения горизонтального полета, минимальна (точка А на рис 6.4, а). Следовательно, наименьшее количество топлива в течение заданного времени будет израсходовано при полете на скорости, когда $N_{г.п}$ минимальна. По этой причине скорость полета называется экономической ($V_{\text{эк}}$) или скоростью наибольшей продолжительности полета ($V_{t_{\max}}$).

При данном запасе топлива продолжительность полета на экономической скорости будет максимальной, так как

$$t_{\text{пол макс}} = \frac{W_{г.п}}{Q_{T \text{ мин}}}.$$

Это же следует из формулы (6.17). Полет на скорости,

большей или меньшей $V_{эк}$, приводит к уменьшению возможной продолжительности вследствие роста часового расхода, так как $N_{г.п}$ увеличивается. Так, продолжительность полета на режиме висения почти в два раза меньше максимальной (при полете на $V_{эк}$), ибо

$$(N_{г.п})_{на V_{эк}} \approx 0,5 N_{вис.}$$

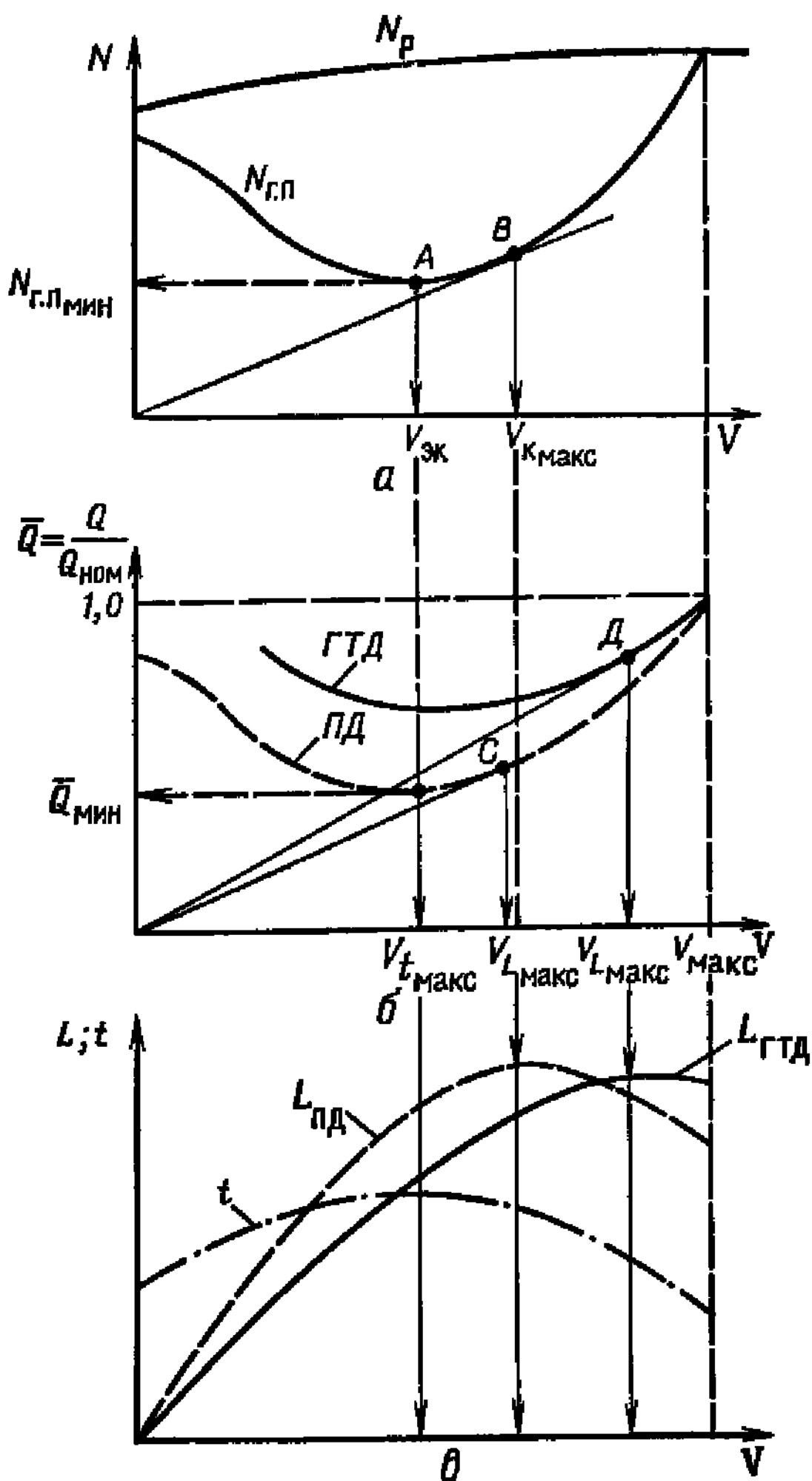


Рис. 6.4. Зависимость мощности (а), относительного часового расхода (б), дальности и продолжительности (в) от скорости полета

Характер изменения продолжительности полета вертолета в зависимости от скорости показан на рис. 6.4, в.

Из формулы (6.16) видно, что, если пренебречь изменением C_e/ξ_m , дальность полета будет наибольшей при полете на скорости, когда величина отношения $N_{г.п}/V$ достигает минимума. Эта скорость соответствует полету при максимальном аэродинамическом качестве вертолета и называется **на и в ы г о д н е й ш е й** ($V_{K_{\max}}$).

Величина наивыгоднейшей скорости полета находится путем проведения касательной к кривой $N_{г.п} = f(V)$ из начала координат. Это является характерным для вертолетов с ПД: величина скорости наибольшей дальности горизонтального полета приблизительно равна наивыгоднейшей скорости.

Аэродинамическая компоновка и наивыгоднейшие скорости вертолетов Ми-2 и Ми-8 примерно такие же, как и у Ми-1 и Ми-4. Однако скорости наибольшей дальности у этих вертолетов другие. Это объясняется постановкой ГТД.

Для более точного определения скорости наибольшей дальности следует учитывать изменение по скорости отношения C_e/ξ_m , что совершенно необходимо для вертолетов с ГТД. Поэтому наиболее точно режим полета, соответствующий максимальной дальности, определяется по зависимости часового расхода топлива от скорости полета.

Так как при данном запасе топлива дальность достигает максимума на скорости, соответствующей минимальному километровому расходу, надо найти скорость, соответствующую минимальному значению отношения:

$$\frac{Q_T}{V} = q_T.$$

Величина этой скорости находится путем проведения касательной из начала координат к зависимости часового расхода от скорости полета (рис. 6.4, б). При этой скорости полета километровый расход минимален.

Для вертолетов с ПД полученное значение скорости с $q_{T_{\min}}$, т. е. скорости наибольшей дальности ($V_{I_{\max}}$), как и следовало ожидать, примерно соответствует наивыгоднейшей скорости.

Для вертолетов же с ГТД скорость наибольшей дальности значительно больше наивыгоднейшей, и она называется крейсерской скоростью. Иногда эта скорость

близка к максимально допустимой. Это объясняется заметным падением удельного расхода при увеличении скорости полета больше экономической и соответствующим изменением зависимости часового расхода от скорости по сравнению с вертолетами, имеющими ПД. Для вертолетов с ПД разница в скоростях наибольшей дальности и наибольшей продолжительности горизонтального полета у земли составляет 30—40 км/ч, а для вертолетов с ГТД эта разница возрастает до 80—100 км/ч и более.

При отклонении скорости полета от скорости наибольшей дальности в ту или иную сторону возможная дальность полета уменьшается. Характер изменения дальности полета в зависимости от скорости показан на рис. 6.4, в.

Влияние высоты полета

С увеличением высоты полета удельный расход топлива у ГТД, а также у ПД (до H_p) уменьшается, что способствует увеличению дальности и продолжительности полета. Однако мощность, потребная для выполнения горизонтального полета на экономической и наимыгоднейшей скоростях, увеличивается (рис. 4.5), что способствует уменьшению дальности и продолжительности полета. Кроме того, увеличение высоты полета требует увеличения расхода топлива на участке набора.

В итоге действие всех противоречивых факторов приводит к тому, что у вертолетов с ПД при увеличении высоты дальность и продолжительность горизонтального полета несколько уменьшаются.

У вертолетов с ГТД, удельный расход которых зависит от высоты более резко, а скорости $V_{L_{\max}}$ ближе к максимальным, дальность полета при увеличении высоты возрастает примерно до границы высотности двигателя. Так, для вертолета Ми-2 дальность полета достигает максимума при полетах на высотах около 2000 м, для вертолетов Ми-8, Ми-6 — на высотах около 3000 м.

Как изменяются скорости наибольшей дальности и продолжительности полета в зависимости от высоты?

Закономерности изменения $N_{г.п}$ при увеличении высоты полета обуславливают постоянство приборной скорости наибольшей продолжительности независимо от высоты полета (истинное значение $V_{эк}$ при увеличении высоты полета растет).

Наивыгоднейшая скорость по прибору при увеличении высоты также вначале не изменяется, поэтому не изменяется и приборная скорость наибольшей дальности у вертолетов с ПД. Однако значения скорости наибольшей дальности, особенно у вертолетов с ГТД, начиная с высоты полета 1500—2000 м, сильно приближаются к значениям максимально допустимой скорости. При этом сказываются соответствующие ограничения по скорости полета. Поэтому с высот 1500—2000 м значения скорости наибольшей дальности начинают уменьшаться,

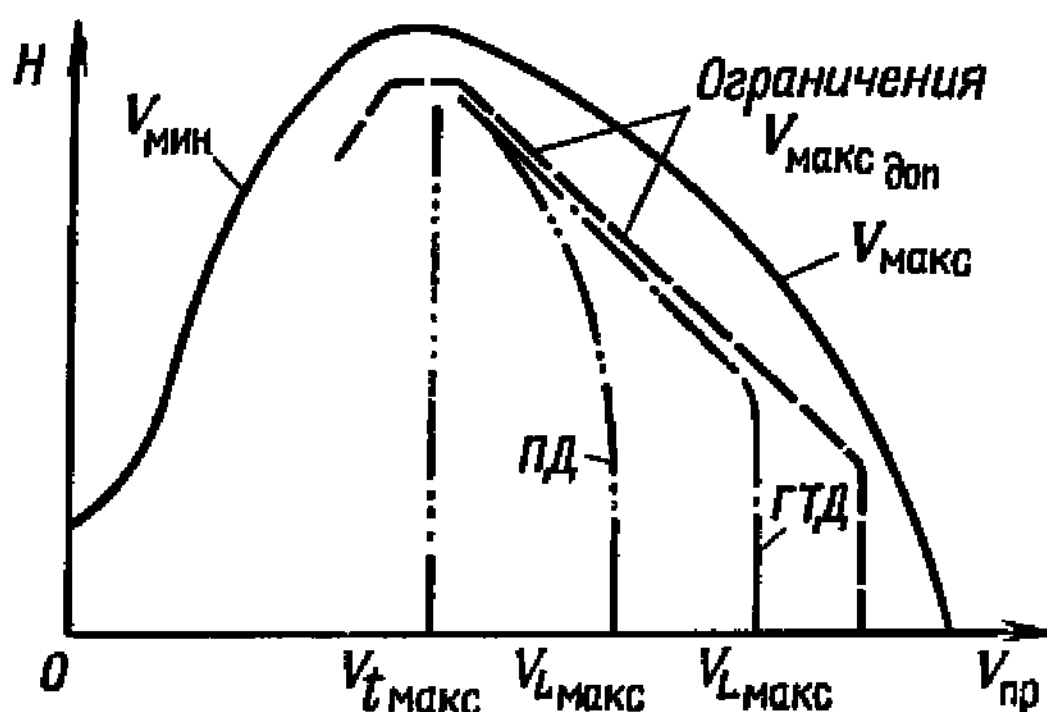


Рис. 6.5. Характер изменения скоростей наибольшей дальности и наибольшей продолжительности полета по высотам

фактически соответствуя ограничениям максимально допустимой скорости, и на высоте динамического потолка становятся равными $V_{эк}$.

Характер изменения скоростей наибольшей дальности полета по высотам показан на рис. 6.5.

Влияние полетной массы вертолета

Увеличение полетной массы вертолета требует увеличения $N_{г. п}$ — мощности, необходимой для горизонтального полета на всех скоростях, как показано на рис. 4.6.

Поэтому увеличение массы вертолета (при постоянном запасе топлива $W_{полн}$) приводит к уменьшению дальности и продолжительности полета — см. формулы (6.16) и (6.17).

В среднем каждый процент увеличения массы сверх нормальной приводит к сокращению дальности на $0,4 \pm \pm 0,6\%$ при полетах на высотах до 1000—1500 м и на 0,8—1% при полетах на высотах 2000—3000 м у вертолетов с ГТД. У вертолетов с ПД увеличение массы на 1% приводит к уменьшению дальности на 0,8—1%.

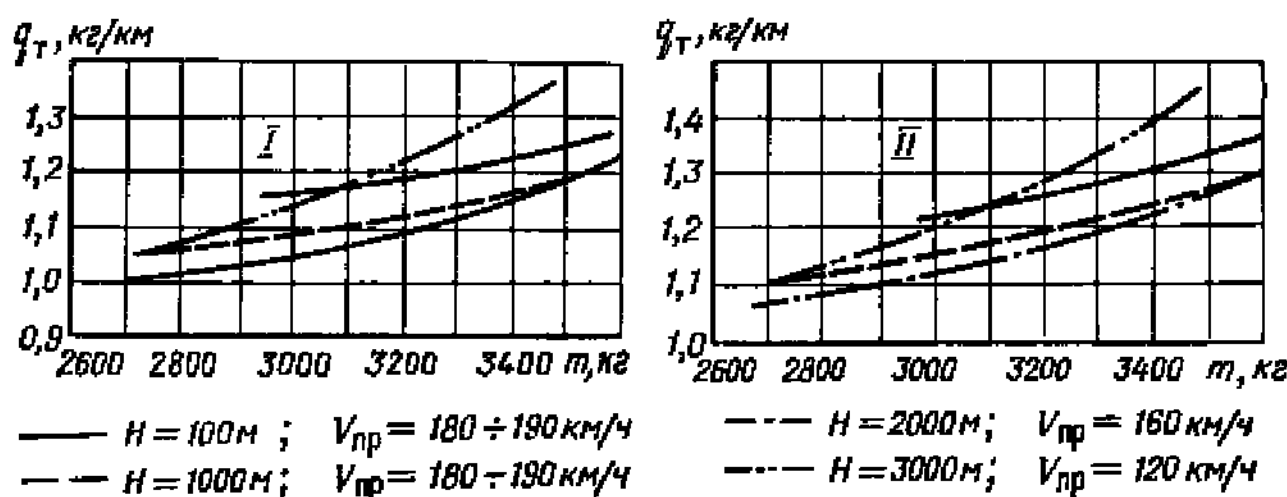


Рис. 6.6. Зависимость километрового расхода топлива от массы вертолета:

I — без подвесных баков; II — с подвесными баками

Полетная масса вертолета в течение полета может уменьшаться как постепенно за счет выработки топлива, так и резко за счет выброски десанта или грузов.

При небольших изменениях полетной массы (5—10%) можно рассчитать дальность полета, считая массу неизменной, равной ее среднему значению:

$$m_{\text{ср}} = \frac{m_{\text{нач}} + m_{\text{кон}}}{2},$$

где $m_{\text{нач}}$ — масса вертолета в начале полета;

$m_{\text{кон}}$ — масса вертолета в конце полета.

При больших изменениях полетной массы маршрут разделяется на несколько этапов с постоянными величинами $m_{\text{ср}}$ и дальность полета рассчитывается по этапам с последующим их суммированием.

При наличии графиков (подобных приведенным на рис. 6.6) зависимости километрового расхода топлива от полетной массы вертолета дальность горизонтального полета определяется по формуле (6.5). При этом значения q_T снимаются с графиков для средней величины полетной массы вертолета на данном этапе полета.

Влияние ветра

Если по условиям выполнения задания необходимо обеспечить наибольшую продолжительность пребывания в воздухе, полет следует выполнять на постоянной приборной скорости, равной экономической $V_{эк}$, независимо от направления и скорости ветра. Поэтому наличие ветра не сказывается на максимальной продолжительности полета $t_{пол макс}$.

Однако пройденный вертолетом путь за это время будет существенно зависеть от скорости и направления ветра, так как он изменяет путевую скорость, увеличивая ее при попутном и уменьшая при встречном направлении. Вследствие относительно небольших скоростей полета вертолета влияние ветра оказывается довольно заметным. Изменение путевой скорости и приводит к изменению продолжительности полета на заданную дальность. При изменении путевой скорости изменяется также километровый расход топлива q_T . При попутном ветре q_T уменьшается, при встречном — увеличивается: при попутном ветре

$$q_{Tp} = \frac{Q_T}{V + U};$$

при встречном ветре

$$q_{Tv} = \frac{Q_T}{V - U}.$$

Поэтому попутный ветер увеличивает, а встречный уменьшает максимальную дальность полета по сравнению со штилевыми условиями. Ветер редко бывает точно встречным или попутным. Для учета направления ветра вводится понятие «эквивалентный ветер» $U_{экв}$ (величина его скорости примерно равна проекции скорости ветра U на направление полета). При этом километровый расход топлива подсчитывается по формуле

$$q_T = \frac{Q_T}{V \pm U_{экв}}.$$

Величина скорости эквивалентного ветра обычно определяется по таблицам, приведенным в Инструкции экипажу, или по графикам.

Изменение путевой скорости при наличии ветра приводит к некоторому изменению скорости максимальной дальности $V_{L макс}$. Так как величина $V_{L макс}$ определяется путем проведения касательной из начала координат

к зависимости $Q_T = f(V_n)$, где V_n — путевая скорость, при наличии ветра начало координат смещается, как показано на рис. 6.7. При встречном ветре величина $V_{L_{\max}}$ увеличивается, при попутном — уменьшается. При вы-

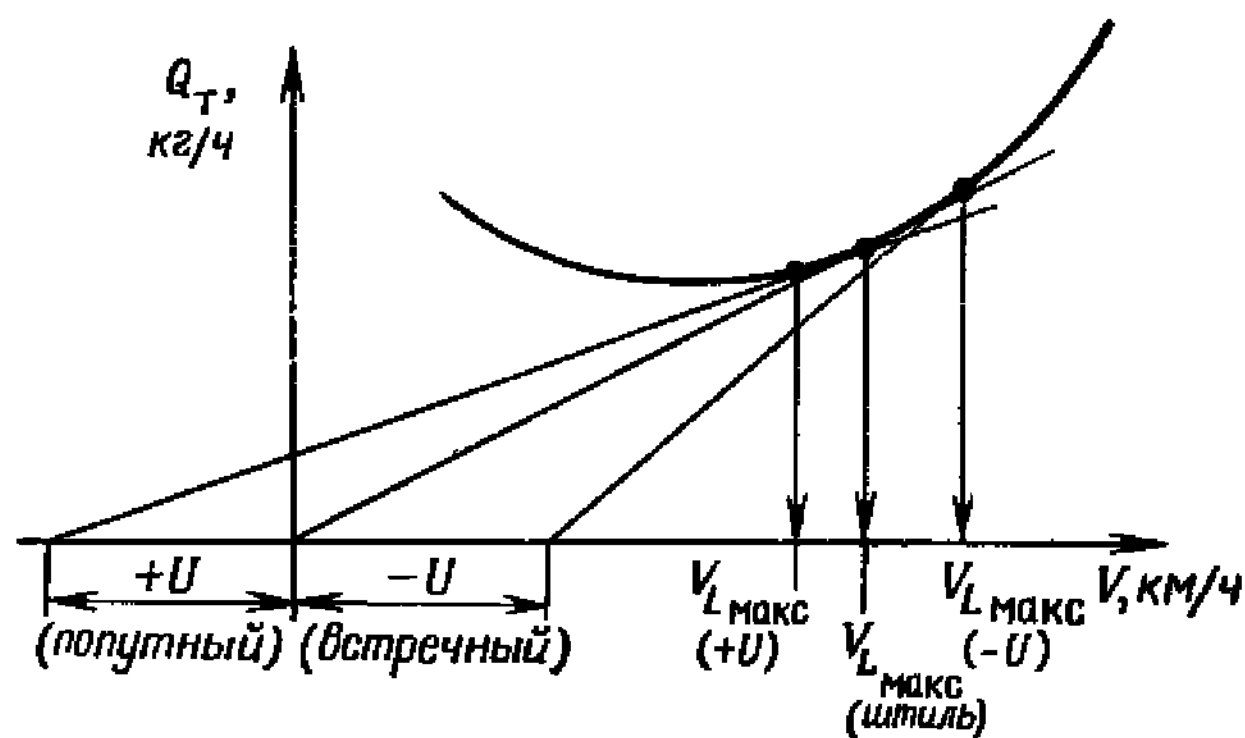


Рис. 6.7. Влияние ветра на величину скорости наибольшей дальности

боре режима полета на максимальную дальность с учетом среднего ветра эти изменения $V_{L_{\max}}$ необходимо иметь в виду, особенно для вертолетов с поршневыми двигателями.

Влияние оборотов несущего винта

Уменьшение числа оборотов НВ приводит к некоторому уменьшению мощности, потребной для создания заданной тяги (гл. 1), за счет уменьшения профильных и индуктивных потерь. Это ведет к уменьшению $N_{г.п}$. Поэтому на тех вертолетах, где допускается небольшое регулирование летчиком оборотов свободной турбины и НВ, целесообразно в полете на крейсерской скорости уменьшить их на 2—3%. Это обеспечивает уменьшение километрового расхода на 1—1,5% и соответствующее увеличение дальности полета.

Однако уменьшение оборотов НВ приводит к более раннему по скорости появлению срыва потока с отступающих лопастей НВ. В связи с тем что на больших высотах полета (более 2000 м) скорости $V_{L_{\max}}$ близки к ограничениям по срыву потока, использовать незначительные преимущества, получаемые за счет уменьшения оборотов НВ, можно практически лишь до высот 1000—1500 м.

Глава 7

ВЗЛЕТ И ПОСАДКА ВЕРТОЛЕТА

§ 7.1. ОСОБЕННОСТИ ДВИЖЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА ПО ЗЕМЛЕ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Движение вертолета по земле в процессе руления, разбега при взлете и пробега при посадке имеет целый ряд существенных особенностей по сравнению с полетом в воздухе, которые летчик должен учитывать. В частности, кроме аэродинамических сил и силы тяжести (а на земле — силы веса) на вертолет действуют еще силы реакции земли $N_{\text{реак}}$ (нормальные) и силы трения колес $F_{\text{тр}}$ (тангенциальные), которые показаны на рис. 7.1, возможны и боковые силы трения $Z_{\text{тр}}$ (рис. 7.2).

Движение по земле может быть установившимся и неустановившимся.

Хотя вертолет, движущийся по земле, не имеет свободы вращения относительно продольной и поперечной осей, тем не менее из-за высокого расположения центра тяжести и несимметричного расположения аэродинамических сил при определенных условиях возможны поворот вертолета относительно этих осей и даже опрокидывание. Поэтому при рулении, разбеге и пробеге важно выдерживать равновесие поперечных сил и моментов.

При прямолинейном движении реактивный момент $M_{\text{РНВ}}$ должен быть уравновешен моментом от тяги РВ ($T_{\text{р. в}} l_{\text{р. в}}$). И кроме того, чтобы не было накренения и равномерно распределялась нагрузка на колеса и амортизационные стойки шасси (в поперечном направлении), должно выполняться равенство $T_z y_{\text{т}} = T_{\text{р. в}} h_{\text{р. в}}$. Из последнего условия равновесия моментов видно, что при различной длине плеч $y_{\text{т}}$ и $h_{\text{р. в}}$ нарушается равенство боковых сил T_z и $T_{\text{р. в}}$ и появляется боковая сила ре-

акции $Z_{тр}$. Летчик при рулении (разбеге или пробеге) не может полностью проконтролировать выполнение всех перечисленных условий равновесия. Особенно трудно контролировать равенство боковых сил и моментов. Поэтому основное, на что летчик должен постоянно обращать внимание при рулении,— это не допустить юза и накренения вертолета, особенно при рулении по мягкому грунту.

На рис. 7.2 показана схема сил при отрыве вертолетом переднего и основного правого колес. В этом случае опрокидывающий момент влево $M_{опр} = T_{р.в}h + T_y l - Ga - T_z h$. Для всех отечественных одновинто-

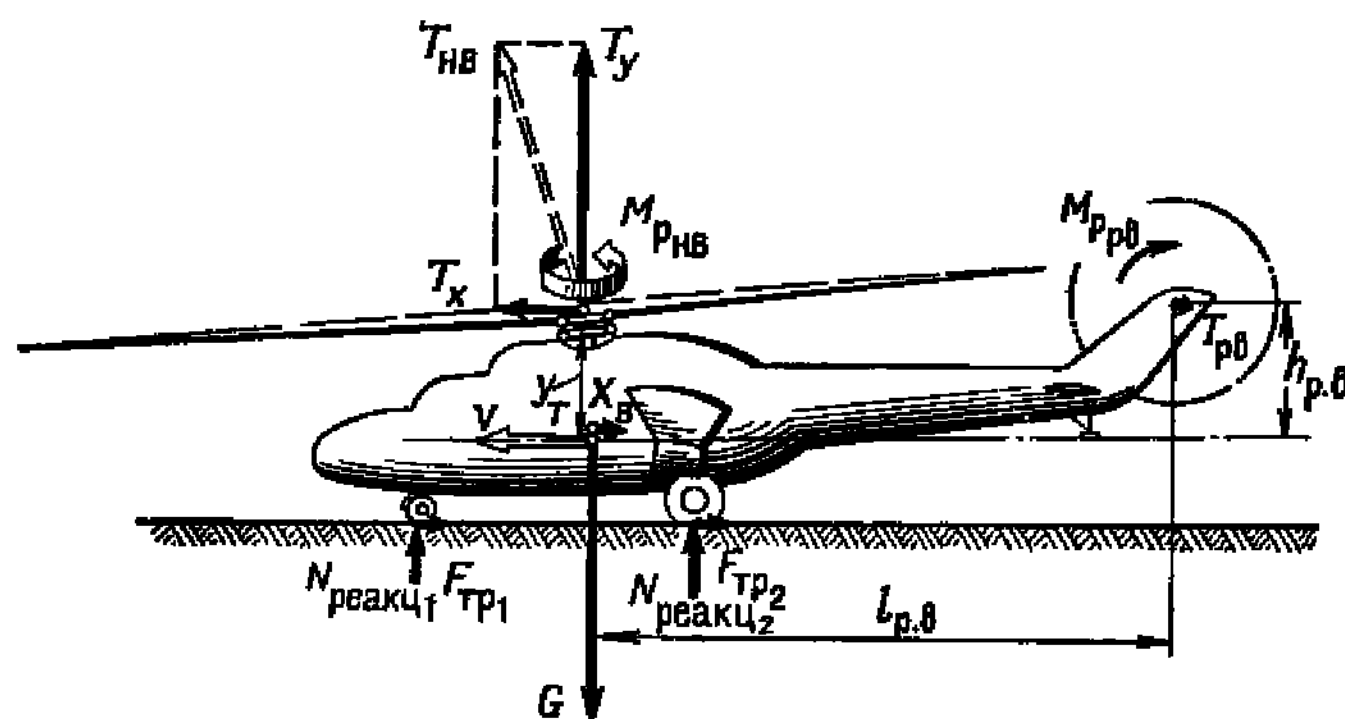


Рис. 7.1. Схема сил, действующих на вертолет при движении по земле

вых вертолетов характерно стремление опрокинуться влево (в направлении действия тяги РВ). Вертолеты, оборудованные трехстоечным шасси, как правило, стремятся опрокинуться влево вперед, т. е. относительно оси, соединяющей точки опоры переднего и левого основного колес.

При накрениии влево вперед увеличивается h и растет момент от тяги РВ. Поэтому для устойчивости движения по земле желательно, чтобы тяга НВ была как можно меньше, а при появлении крена необходимо прежде всего уменьшить общий шаг НВ.

Тенденция вертолета к накрениии в ту или иную сторону возрастет при боковом ветре, нарушении жесткости шасси (слабой зарядке амортизатора), увеличении передней (x_T) и уменьшении вертикальной центровок (y_T), наклоне (уклоне) площадки, а также большой величине скорости руления и особенно скорости разворота.

В связи с этим в Инструкции экипажу предусмотрены определенные ограничения по скорости ветра, руления, разбега и пробега, наклону площадок, величине общего шага НВ при рулении и др. При движении вертолета по земле может возникнуть особое явление, получившее название «земной резонанс».

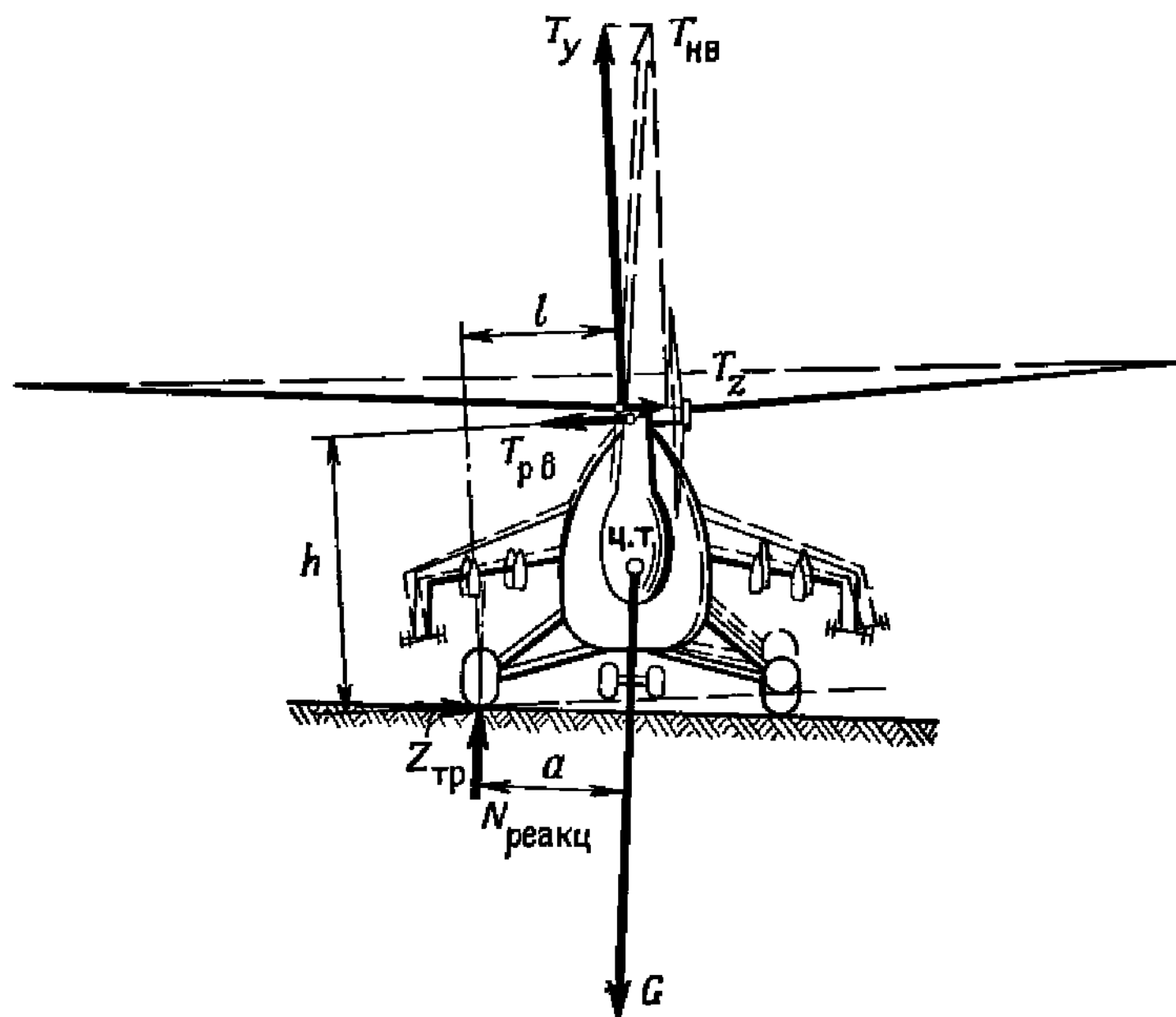


Рис. 7.2. Схема сил, действующих на вертолет при накренивании влево

Под «земным резонансом» понимают самовозбуждающиеся колебания вертолета на шасси с возрастающей амплитудой при рулении, взлете и посадке. Это явление опасно, так как нередко оно приводило к опрокидыванию и поломке вертолетов. «Земной резонанс» может возникнуть на вертолетах с мягким шасси, у которых лопасти НВ имеют вертикальные шарниры. В настоящее время при конструировании стремятся полностью исключить вероятность попадания вертолета в «земной резонанс» рациональным подбором характеристик демпферов вертикальных шарниров лопастей, амортизации шасси, специальных гасителей колебаний

и др. Однако «земной резонанс» все же может возникнуть в процессе эксплуатации при некоторых неисправностях вертолета и при неправильном его техническом обслуживании. Поэтому для летчика важно знать природу этого явления, особенности поведения вертолета и необходимые действия при случайном попадании в «земной резонанс».

Природа резонансных колебаний заключается в определенном сочетании (сложении) одних колебаний с другими. Когда частоты таких колебаний совпадают, возникает резонанс, растет амплитуда колебаний. В частности, «земной резонанс» возникает в результате сложения колебаний вращающихся лопастей НВ в плоскости вращения относительно вертикальных шарниров и собственных колебаний вертолета на шасси.

Колебания лопастей в плоскости вращения НВ возникают вследствие нарушения геометрической (и массовой) симметрии расположения лопастей относительно центра вращения. Например, несовпадение общего центра масс лопастей с центром вращения может произойти при стоянке и неработающих двигателях, когда лопасти под действием своей массы «сбегаются» по наклонной плоскости в сторону отклонения оси НВ. Аналогичная картина наблюдается на рулении при быстром отклонении вала НВ относительно вращающихся лопастей из-за наезда на кочку или попадания одного из колес в яму. В результате такого несовпадения центра масс лопастей НВ с центром их вращения возникает переменная неуравновешенная центробежная сила, которая и приводит к раскачке вертолета.

У вертолета, расположенного на упругом шасси, эти колебания могут гаситься, оставаться постоянными или увеличиваться («земной резонанс»).

При раскрутке НВ во время запуска двигателя почти на всех вертолетах наблюдается характерная раскачка. По мере роста оборотов НВ уменьшается амплитуда и увеличивается частота этих колебаний. Однако колебания вертолета при раскрутке НВ могут перерасти в «земной резонанс» в случае определенных отказов амортизации шасси, демпферов и т. п.

«Земной резонанс» при рулении и разбеге (пробеге) имеет большую частоту и возможен только при определенных скоростях движения вертолета по земле, что для некоторых вертолетов является одной из основных причин ограничения скорости руления.

Источником энергии для колебаний вертолета является вращающийся НВ, т. е. подводимая к нему мощность. Возникновение «земного резонанса» определяется по увеличению амплитуды колебаний. Сначала вертолет раскачивается без отрыва колес от грунта, затем раскачка очень быстро достигает такой величины, что вертолет ударяется попеременно то одним то другим колесом. Весь процесс таких колебаний может продолжаться в течение не более 6—7 с до опасного наклонения, когда лопасти НВ могут коснуться земли. Поэтому действия летчика должны быть своевременными.

Для предотвращения попадания в «земной резонанс» необходимо прежде всего строго выполнять все указания Инструкции по эксплуатации данного вертолета. Кроме того, от летчика требуется соблюдение определенных мер при запуске и рулении, а также при взлете и посадке. Наиболее важные из них для некоторых вертолетов следующие:

- при раскрутке НВ и опробовании работы двигателей и трансмиссии ручку управления следует держать в положении, при котором отсутствует циклическое изменение установочных углов, при этом нельзя допускать резких рывков рычагами управления;

- на рулении следует избегать неровностей и больших скоростей руления по мягкому грунту, глубокому и рыхлому снегу;

- при разбеге желательно отрыв производить на минимально возможной скорости, особенно при взлете с площадок, имеющих неровности;

- при взлете нельзя удерживать вертолет длительное время во взвешенном состоянии, когда колеса едва касаются земли;

- на пробеге после приземления необходимо сразу же уменьшить общий шаг НВ и затормозить колеса.

При попадании в «земной резонанс» следует быстро вернуть ручку управления в нейтральное положение, сбросить рычаг «шаг-газ» вниз, вывести коррекцию влево до отказа и остановить вертолет. Если колебания не прекращаются, выключить двигатели и быстро затормозить НВ.

Для некоторых вертолетов при возникновении «земного резонанса» на скоростях более 30—40 км/ч в процессе разбега можно рекомендовать отход от земли только в случае, если торможение на земле более опасно.

Нельзя при возникновении «земного резонанса» пытаться парировать колебания вертолета отклонениями ручки управления. Такие действия, как правило, колебаний не устраняют, а, наоборот, способствуют их возрастанию, так как летчик непреднамеренно запаздывает со своевременным их отклонением и попадает в резонанс с отклонениями вертолета.

Особенности выполнения руления, разбега и пробега. Учитывая приведенные выше особенности и эксплуатационные ограничения, движение вертолета по земле целесообразно осуществлять только по подготовленной (укатанной) площадке, рулежной дорожке и т. п., во всех остальных случаях лучше выполнить подлет.

Наиболее ответственный момент начала руления — **с т р а г и в а н и е**. В этот момент должны быть плавными движения рычагами управления, особенно если вертолет длительное время стоял на мягком и вязком грунте или плохо укатанном снеге. Поэтому для страгивания, чтобы преодолеть сопротивление трения и инерцию вертолета, необходимо ввести коррекцию, плавно увеличить общий шаг НВ (в допустимых пределах) и отклонить ручку управления несколько от себя. Как только вертолет начнет движение вперед, плавно уменьшить общий шаг до рекомендуемой величины. На одновинтовых вертолетах не следует для страгивания отклонять ручку управления от себя до упора и «помогать» знакопеременными отклонениями педалей, так как при этом увеличивается вибрация вертолета (удары лопастей по упорам) и происходит дополнительное нагружение передней стойки. Колесо, еще более углубившись в грунт, препятствует страгиванию, а изменение тяги РВ раскачивает вертолет и способствует опрокидыванию. Иногда страгиванию мешают переднее колесо, развернутое под 90° влево, или заторможенные основные колеса. В этом случае одновинтовой вертолет при страгивании стремится развернуться влево.

Некоторые летчики, стремясь вырулить строго прямо, допускают ошибку — отклоняют вперед до отказа правую педаль, препятствуя развороту влево. Например, на вертолете Ми-8 при общем шаге НВ 4° и отданной вперед ручке управления создается значительный опрокидывающий момент относительно оси, соединяющей развернутое влево переднее колесо и основное левое колесо. Вертолет вместо страгивания начинает наклоняться влево вперед. Такое движение вертолета воспринимается

летчиком как необычное. В данной ситуации надо плавно уменьшить общий шаг НВ и выяснить причину, препятствующую выруливанию.

На рулении необходимо выдерживать скорость. Особенно важно следить за скоростью на разворотах при наличии бокового ветра, чтобы уменьшить вероятность опрокидывания. Направление при рулении следует сохранять плавным отклонением педалей. При наличии бокового ветра ручка управления отклоняется в сторону ветра.

При появлении накренения в ту или иную сторону необходимо сразу же парировать его ручкой управления, одновременно целесообразно отклонить вперед педаль в сторону крена (крен левый — вперед левую педаль) и в то же время уменьшить общий шаг НВ. Такие меры, как правило, предотвращают дальнейшее накренение и опрокидывание. Это особенно важно учитывать на одновинтовых вертолетах при разворотах вправо на большой скорости. При парировании крена нельзя резко сбрасывать общий шаг НВ. Дело в том, что при резком сбросе общего шага вертолет также резко опускается на основное колесо и начинает энергично раскачиваться, что может вызвать «земной резонанс» или опрокидывание при неправильных действиях летчика.

Для остановки или торможения при пробеге нельзя резко и до отказа брать ручку управления на себя. Это особенно опасно делать на одновинтовых вертолетах с одновременным нажатием на рычаг торможения колес. Вертолет резко останавливается, причем по инерции «кивает», а несущий винт отклоняется назад, что при встречном ветре создает благоприятные условия для удара лопастями НВ по хвостовой балке. Следовательно, останавливать вертолет надо также плавными отклонениями рычагов управления.

§ 7.2. ОСОБЕННОСТИ ВЗЛЕТА ВЕРТОЛЕТА И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

В з л е т — это неустановившееся ускоренное движение вертолета. Его можно сравнить с маневром, так как все элементы выполняются слитно в определенной последовательности для достижения вполне конкретной цели. По существу, это комплекс различных режимов. Во взлет входят вертикальный подъем, висение, гори-

горизонтальный разгон, ввод в горку и почти установившийся режим набора высоты по наклонной траектории. Обязательным условием для взлета является наличие определенного избытка тяги (мощности) на НВ.

На вертолетах широко применяются два способа взлета: по-вертолетному и по-самолетному.

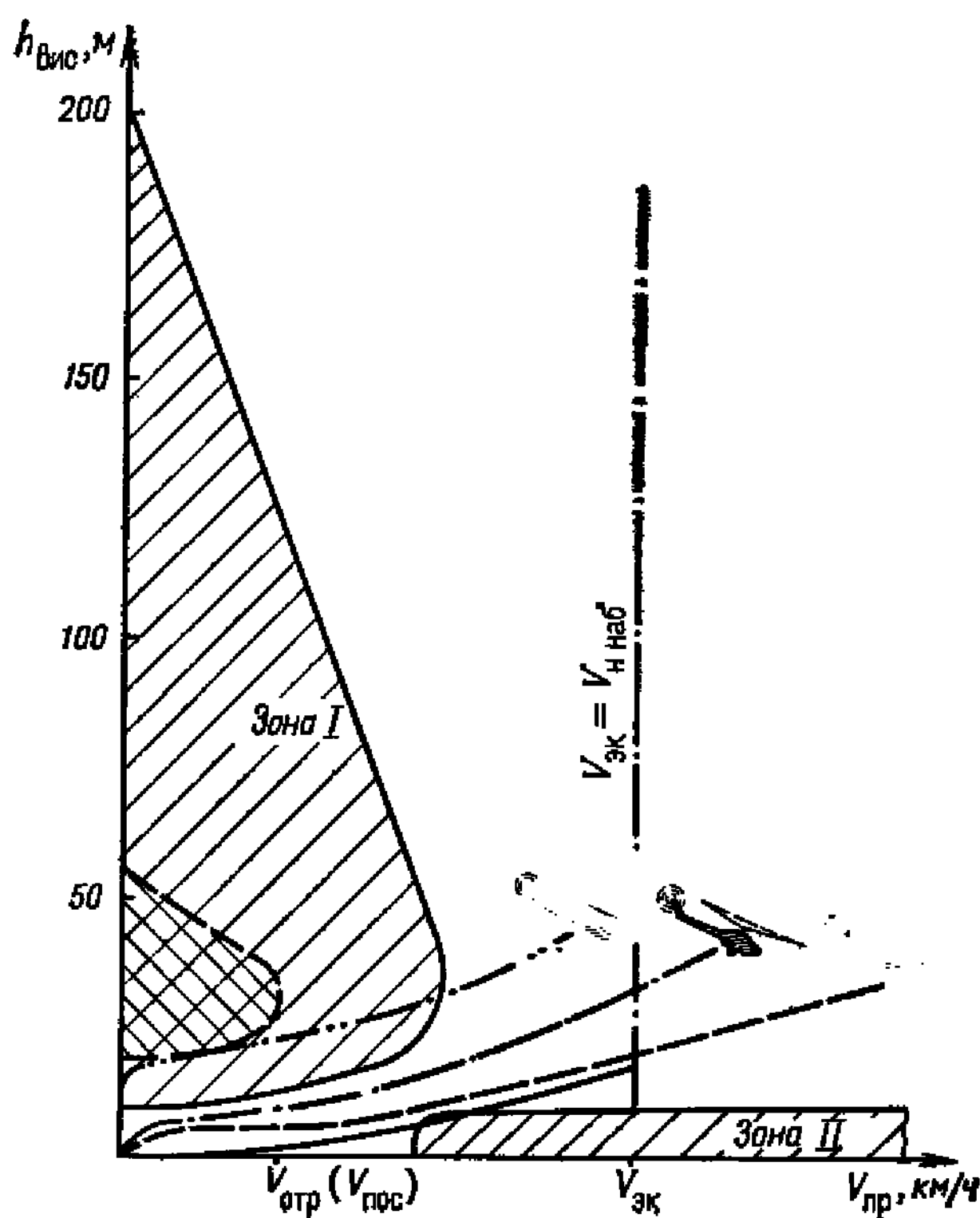


Рис. 7.3. Опасные зоны взлета, висения и посадки при отказе двигателей

Взлет по-вертолетному — это взлет вертолета без разбега с отрывом по вертикали, с последующим увеличением (разгоном) поступательной скорости и переводом его в набор высоты.

Взлет по-самолетному — это взлет вертолета с разбегом до скорости, необходимой для отрыва, с последующим разгоном и переводом его в набор высоты.

Тот или иной способ взлета выбирается в зависимости от характера площадок, внешних условий, загрузки вертолета и избытка мощности.

При выполнении взлета важно учитывать так называемые **о п а с н ы е з о н ы** при отказе одного или обоих двигателей, которые изображены на рис. 7.3. При выполнении взлета необходимо стараться по возможности избегать входа в них.

Зона I считается опасной при отказе всех двигателей, установленных на вертолете, так как в этом случае не обеспечивается в достаточной мере безопасная посадка, особенно если летчик запаздывает со своевременным сбросом общего шага НВ и переводом вертолета на поступательный полет. При этом падают обороты НВ и быстро нарастает вертикальная скорость снижения. Однако при своевременных (без запаздывания) и правильно выполненных действиях летчика возможно безопасное приземление даже при отказе двигателей в этой зоне.

Зона I разделена пунктирной линией на две части. Дополнительно заштрихованная зона опасна даже при отказе одного из двигателей, если на вертолете силовая установка состоит из нескольких двигателей.

Зона II представляет определенную опасность при выполнении разгона с большими отрицательными углами тангажа (более 20°) и использованием максимальной мощности СУ. В этом случае при отказе двигателя (двигателей) летчик не успевает среагировать и вертолет, зацепившись передним колесом о землю, опрокидывается.

С учетом этих эксплуатационных ограничений траектория полета вертолета при взлете по возможности должна проходить по безопасному «коридору» (рис. 7.3). При вынужденном заходе в опасные зоны необходимо стремиться сократить время пребывания в них до минимума. Следует заметить, что опасность зон значительно снижается с повышением качества техники пилотирования летчика, его подготовленности к действиям в аварийной ситуации и натренированности. Этому способствуют тренировки на тренажерах и тренажных комплексах при моделировании аварийных ситуаций, могущих произойти в полете.

При взлете летчику необходимо учитывать эксплуатационные ограничения по предельной массе.

В Инструкциях экипажу даются специальные номограммы, позволяющие летчику определить предельную взлетную (посадочную) массу в тех или иных условиях. Кроме того, необходимо учитывать скорость и направление ветра, которые не должны превышать допустимых значений. Во всех случаях, когда имеется возможность, взлет целесообразно выполнять против ветра.

Ограничения скорости встречного ветра учитывают две основные причины: первая — возможность удара лопастей по хвостовой балке при раскрутке НВ во время запуска и остановки после выключения двигателей и вторая — при скоростях ветра более 25 м/с, как правило, наблюдается большая турбулентность воздуха, т. е. значительные по величине скорости восходящих и нисходящих потоков воздуха вблизи земли, а также большие изменения скорости (порывы) ветра, и полет в таких условиях небезопасен.

Скорость бокового ветра ограничивается в основном по запасам путевого управления, чтобы исключить попадание вертолета в самопроизвольный разворот. Как было показано ранее, потребный расход педалей увеличивается при висении с левым и правым ветром. Кроме того, при скоростях ветра справа более 10 м/с во время раскрутки и остановки НВ возможен удар лопастей по хвостовой балке.

Скорость попутного ветра ограничивается по запасам продольного управления при предельно задней центровке вертолета и из-за возможности попадания горячих газов на вход в двигатели.

Не менее важным при взлете является соблюдение ограничений по темпу перемещения рычага общего шага НВ вверх и оборотам НВ. В основном темп ограничен из-за приемистости двигателя (двигателей). Как правило, перемещение рычага «шаг-газ» быстрее, чем указано в Инструкции, ведет к падению оборотов НВ. Так как обороты НВ падают не сразу, возможен даже отрыв вертолета от земли и набор высоты, но затем неминуемо следует самопроизвольное снижение исправного во всех отношениях вертолета. Поэтому, чтобы не произошло самопроизвольного снижения вертолета, летчик должен постоянно контролировать темп перемещения рычага общего шага НВ и число оборотов НВ. Кроме того, даже если двигатели обладают достаточно высокой приемистостью, летчик вынужден соблюдать определенный

температура перемещения рычага «шаг-газ», чтобы обеспечить сохранение направления и исключить попадание вертолета в самопроизвольный разворот.

В целом летчику приходится перед взлетом учитывать довольно большое количество противоречивых факторов, чтобы обеспечить безопасность взлета и полета. Выполнение контрольного висения позволяет летчику еще раз убедиться в наличии определенного запаса мощности для выполнения взлета и в надежности работы СУ, всех систем и агрегатов вертолета. Кроме того, контрольное висение необходимо и для определения возможности посадки с учетом предполагаемых или известных условий на площадке будущего приземления.

Безусловно, для определения запаса мощности на висении, особенно в высокогорных условиях, нужен определенный опыт. Однако, как показывает практика, можно рекомендовать для проверки возможностей вертолета следующие правила.

Если вертолет висит на высоте:

- более радиуса НВ над площадкой и препятствиями, окружающими площадку, — можно выполнять взлет любым способом, в том числе и вне зоны влияния воздушной подушки;

- не более 3 м над площадкой с открытыми подходами — взлет может быть выполнен или по-вертолетному в зоне влияния воздушной подушки, или по-самолетному;

- не более 1,5 м над площадкой — взлет можно выполнять только по-самолетному.

Во всех случаях, если полетная масса вертолета не позволяет применить выбранный способ взлета, необходимо ее уменьшить.

Взлет по-вертолетному

Взлет по-вертолетному является почти для всех вертолетов основным способом взлета. Он прост по технике выполнения и в достаточной мере обеспечивает безопасность полета при взлете с площадок ограниченных размеров. Этот способ взлета может выполняться с различными траекториями (виды взлета), которые определяются следующими условиями: размером площадки, высотой препятствий, подходами, превышением над уровнем моря, температурой наружного воздуха, взлетной массой вертолета и др.

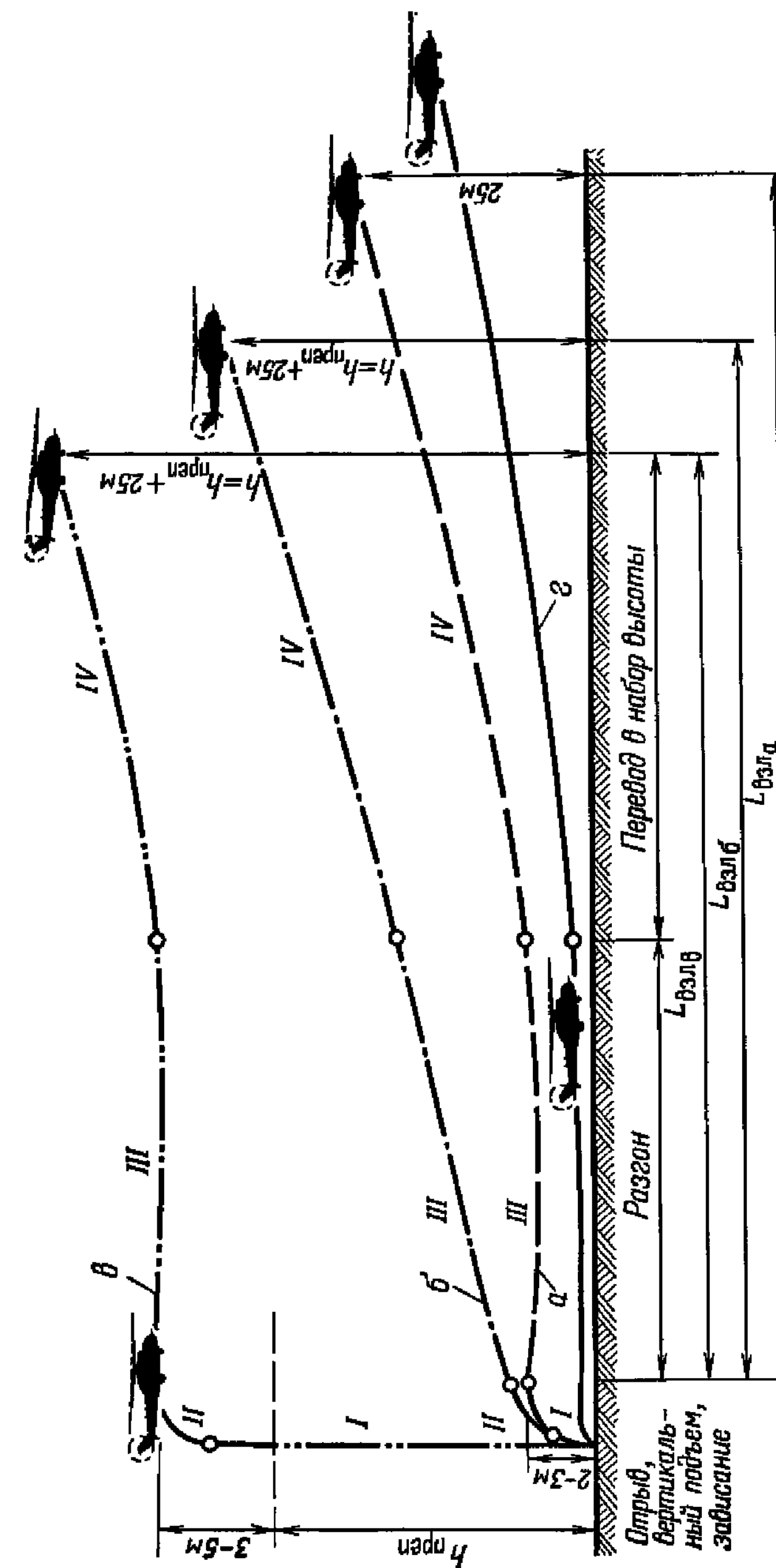


Рис. 7.4. Различные траектории взлета:

по-вертолетному: а — с разгоном в зоне влияния воздушной подушки; б — по наклонной траектории; е — с разгоном вне зоны влияния воздушной подушки; по-самолетному (г)

На рис. 7.4 схематично изображены основные виды траекторий взлета по-вертолетному.

a — в зоне влияния воздушной подушки;

б — по наклонной траектории;

в — вне зоны влияния воздушной подушки.

Траекторию взлета по-вертолетному можно условно разделить на четыре характерных этапа:

I — отрыв вертолета от земли и вертикальный подъем со скоростью 1—1,5 м/с;

II — кратковременное зависание и плавный перевод на разгон;

III — горизонтальный или наклонный разгон до скорости 0,5—0,7 от $V_{эк}$;

IV — перевод в набор высоты с дальнейшим увеличением скорости до $V_{пр} = V_{эк}$.

Взлет по-вертолетному с разгоном в зоне влияния воздушной подушки применяется, как правило, с площадок, имеющих открытые подходы (на аэродромах). С учебной целью такой вид взлета выполняется с неполным использованием всего избытка мощности (т. е. при работе двигателей на номинальном режиме), чтобы был еще, так сказать, «неприкосновенный» запас и чтобы не создавать на разгоне вблизи земли большие отрицательные углы тангажа.

Достоинством данного вида взлета по-вертолетному надо считать возможность выполнения взлета с площадок ограниченных размеров, не имеющих препятствий в направлении взлета. Этот вид взлета получил самое широкое применение.

Взлет по-вертолетному по наклонной траектории рекомендуется применять на площадках ограниченных размеров и имеющих в направлении взлета препятствия высотой 3—5 м.

Этот вид взлета обладает тем преимуществом, что он позволяет полностью использовать максимальную взлетную мощность СУ одновременно на разгон скорости и набор высоты. Особенно рационально применение этого вида взлета на вертолетах, обладающих значительным запасом мощности. Кроме того, такой вид взлета наиболее безопасен на случай отказа обоих двигателей, так как вертолет следует фактически по «коридору» безопасности (рис. 7. 3) и может произвести посадку на площадку взлета, а при отказе одного из двигателей такой вид взлета обеспечивает даже продолжение полета.

Взлет по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния воздушной подушки применяется также с площадок ограниченных размеров, когда масса вертолета позволяет выполнить висение над площадкой на высоте, превышающей радиус НВ. Данный вид взлета используется при перевозке грузов на внешней подвеске, при взлете с пыльных площадок или площадок, покрытых свежеснег, а также и с учебной целью.

Такой взлет выполняется почти при полном использовании мощности двигателей, т. е. на предельных возможностях НВ. Кроме того, при таком взлете вертолет входит в опасную зону I (рис. 7. 3).

Особенности выполнения взлета по-вертолетному. При выполнении взлета необходимо, соблюдая указанные ограничения, отделить вертолет от земли. Перемещение рычагов управления должно быть координированным, парирующим тенденции вертолета к накренению и развороту влево. Набрав требуемую для того или иного вида взлета высоту с вертикальной скоростью 1—1,5 м/с, выполнить кратковременное зависание (висение), затем плавным перемещением ручки управления от себя и с одновременным увеличением общего шага НВ перевести вертолет на разгон, сохраняя при этом координацию направления полета и высоту. По достижении скорости, равной примерно $(0,5 \div 0,7) V_{эк}$, плавно перевести вертолет в набор высоты с дальнейшим увеличением скорости до $V_{пр} = V_{эк}$, которая почти на всех вертолетах является наиболее выгоднейшей скоростью набора высоты. На этой скорости целесообразно установить необходимую вертикальную скорость изменением положения рычага «шаг-газ».

Особенность взлета на некоторых типах вертолетов, имеющих убирающееся в полете шасси, заключается в том, что после установления скорости целесообразно убрать шасси, так как на больших скоростях становится хуже экономичность полета.

Взлет считается законченным по достижении высоты стандартного препятствия $h_{преп} = 25$ м.

Взлет по-самолетному

Взлет по-самолетному применяется на вертолетах реже, как правило, с перегрузочной массой в условиях, когда произвести взлет другими способами практически невозможно из-за недостатка мощности. Этот взлет требует хорошо укатанной ровной площадки (вертодрома) для разбега, чтобы исключить возможность возникновения «земного резонанса».

Взлет с пыльных (заснеженных) площадок с плотным и ровным грунтом (снежным покровом), размеры которых превышают длину взлетной дистанции, более рационально выполнять по-самолетному с отрывом вертолета после того, как пыльное (снежное) облако останется позади него.

Траекторию взлета по-самолетному условно можно разделить на три этапа (рис. 7.4):

I — разбег по земле до скорости отрыва ($V_{отр} \approx 0,5V_{эк}$);

II — отрыв и выдерживание с разгоном скорости в зоне влияния воздушной подушки;

III — перевод в набор высоты с дальнейшим разгоном до скорости, наивыгоднейшего набора высоты ($V_{пр} = V_{эк}$).

Особенности выполнения взлета исходя из перечисленных этапов следующие. Плавным отклонением ручки управления от себя с одновременным перемещением рычага общего шага НВ вверх до достижения мощности N_{enom} , а правой педали вперед стронуть вертолет и выполнить разбег до скорости $0,5 V_{эк}$, затем дальнейшим увеличением общего шага НВ до $N_{евзл}$ и небольшим перемещением ручки управления на себя отделить вертолет от земли.

В процессе разгона при чрезмерно большом отклонении ручки управления от себя почти для всех одновинтовых вертолетов характерно стремление оторвать от земли сначала основные колеса. Взлет с переднего колеса опасен из-за возможности его разрушения, так как при повышенной нагрузке и большой скорости (более 80 км/ч) могут возникать самопроизвольные колебания носового колеса (шимми). Поэтому летчик должен следить за поведением вертолета и своевременным взятием ручки управления на себя парировать эту тенденцию вертолета.

После отрыва с постепенным уходом от земли вертолет разгоняется до $0,7V_{эк}$ и плавно переводится в набор высоты с разгоном до $V_{пр} = V_{эк}$.

§ 7.3. ОСОБЕННОСТИ ПОСАДКИ ВЕРТОЛЕТА И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

П о с а д к а — это завершающий этап полета и один из наиболее сложных и ответственных его элементов по технике пилотирования. Она, так же как и взлет, представляет собой маневр, поскольку все ее элементы выполняются слитно в определенной последовательности, взаимосвязаны между собой и предназначены для одной цели — произвести безопасное приземление в заданном (требуемом) месте. В посадку входят многие из изложенных выше режимов: снижение по наклонной траектории с работающими двигателями (планирование на РСНВ), вывод из планирования с одновременным гашением скорости (выравнивание), почти горизонтальное торможение (выдерживание), висение, вертикальное снижение, приземление и пробег. С энергетической точки зрения посадка — это неустановившееся (замедленное) движение, в ходе которого гасится кинетическая энергия вертолета для безопасного приземления.

Для выполнения посадки без боковых смещений и потери направления следует строго соблюдать условия бокового равновесия координированным отклонением рычагов управления.

В процессе торможения, выравнивания и выдерживания необходимо обеспечить снижение вертолета по заданной траектории с заданными вертикальной и поступательной скоростями. При выполнении перечисленных режимов надо следить за теми особенностями работы НВ и СУ, которые были рассмотрены выше, чтобы не допустить выхода вертолета за ограничения и попадания в самопроизвольные снижение и разворот.

На вертолетах применяются два способа посадки: по-вертолетному и по-самолетному.

Посадка по-вертолетному — это посадка без пробега с предварительным зависанием над местом приземления на установленной высоте с последующим вертикальным снижением до приземления.

Посадка по-самолетному — это посадка с приземлением на установленной поступательной скорости с последующим пробегом.

Применение того или иного способа посадки обуславливается размерами и покрытием площадок, полетной массой вертолета, запасом мощности, внешними условиями и т. п.

Рассмотрим основные эксплуатационные ограничения и некоторые особенности при выполнении того или иного способа посадки.

Прежде всего при построении маневра для производства посадки необходимо учитывать указанные основные опасные при отказе двигателя (двигателей) зоны I и II (рис. 7. 3). Оптимальной можно считать траекторию, которая по скоростям и высотам располагается в «коридоре безопасности» между этими зонами.

Все перечисленные ограничения для взлета по внешним условиям, темпу перемещения рычага общего шага НВ и другие относятся и к посадке. Кроме того, при посадке по-самолетному $V_{\text{пос}}$ должна равняться или быть близкой $V_{\text{отр}}$.

Заход и расчет на посадку выполняются путем построения прямоугольного маршрута или с прямой. В процессе построения такого маневра необходимо выпустить шасси (на тех вертолетах, где оно убирается в полете) и уточнить скорость и направление ветра. Для облегчения в целом сложного процесса выполнения посадки заход на посадку рекомендуется производить строго против ветра. Это увеличивает запасы по мощности и по путевому управлению, необходимые в интересах большей безопасности.

Расчет на посадку, как правило, уточняется на снижении по изменению поступательной и вертикальной скоростей полета примерно до высоты 100 м, при этом удаление от места приземления должно быть не менее 1000 м. С этой высоты, как правило, летчик выполняет предпосадочное снижение как неустановившееся и фактически с этого момента можно считать, что производится посадка. В ходе такого маневра летчик стремится выполнить движение по заданной траектории (глиссаде) снижения для приземления точно в указанном (выбранном) месте.

В процессе снижения по наклонной траектории надо постепенно гасить поступательную и вертикальную скорости, чтобы к месту приземления подойти с нулевой поступательной и вертикальной скоростями.

Посадка по-вертолетному

Посадка по-вертолетному является почти для всех вертолетов основным способом посадки. Она получила столь широкое применение благодаря простоте техники

выполнения и наличие у вертолетов запаса мощности, обеспечивающего безопасность приземления даже на площадке ограниченных размеров с препятствиями на подходах. Этот способ посадки может выполняться с различными траекториями, которые в той или иной мере обуславливаются многими эксплуатационными факторами, такими, как размер площадки, высота препятствий, подходы, превышение над уровнем моря, температура наружного воздуха, полетная (посадочная) масса и т. д.

На рис. 7. 5 схематично изображены наиболее часто встречающиеся траектории (виды) посадки по-вертолетному:

- а* — с зависанием в зоне влияния воздушной подушки,
- б* — с зависанием вне зоны влияния воздушной подушки.

Траекторию посадки по-вертолетному можно условно подразделить на следующие наиболее характерные этапы (рис. 7. 5):

I — выравнивание (снижение) с $H = (1,5 \div 2) D_{\text{нв}}$ по наклонной траектории на скорости $0,7V_{\text{эк}}$ с вертикальной скоростью 2—3 м/с при торможении вертолета до скорости полета $0,5 V_{\text{эк}}$ и вертикальной скорости 0,5—1 м/с;

II — выдерживание (дальнейшее уменьшение скорости до зависания) с одновременным гашением вертикальной скорости до нуля;

III — кратковременное зависание и вертикальное снижение с $V_y = 2 \div 1,5$ м/с до высоты 1 м;

IV — вертикальное снижение с высоты 1 м с постепенным гашением V_y до 0,2—0,1 м/с и приземление.

Посадка по-вертолетному с зависанием в зоне влияния воздушной подушки (рис. 7. 5, *а*) применяется для приземления как на площадки ограниченных размеров с открытыми подходами и невысокими препятствиями (3—5 м), так и на аэродромы и подготовленные площадки с учебной целью. Этот вид посадки обладает тем преимуществом (по сравнению с другими видами посадки), что позволяет произвести посадку на площадку ограниченных размеров с минимальным запасом мощности. Он обеспечивает довольно высокую безопасность полета и, кроме того, прост по технике пилотирования и выполнению расчета.

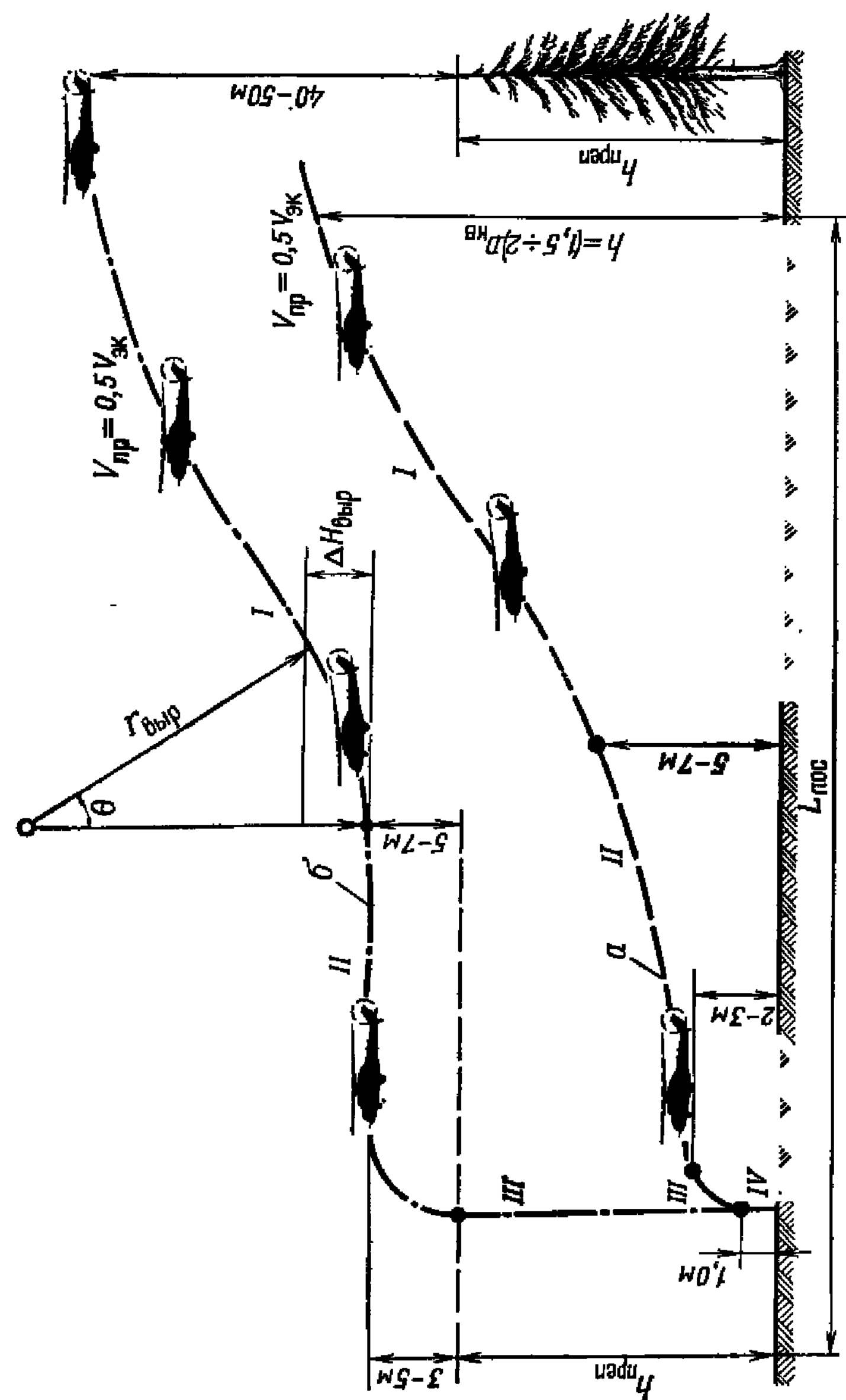


Рис. 7.5. Различные траектории посадки по-вертолетному:
а — с зависанием в зоне влияния воздушной подушки; б — с зависанием вне зоны влияния воздушной подушки

Особенностью этой посадки является то, что выравнивание заканчивается на высоте, равной примерно половине радиуса НВ вертолета (рис. 7. 5, а), и в дальнейшем выдерживание и зависание выполняются на скоростях и высотах (1—2 м), где наиболее эффективно влияние воздушной подушки.

Посадка по-вертолетному с зависанием вне зоны влияния воздушной подушки применяется для приземления на площадки ограниченных размеров с препятствиями на подходах высотой более радиуса НВ вертолета. Этот вид посадки используется и в случаях производства посадок на пыльных площадках, площадках, покрытых свежеснеженным снегом, при перевозке грузов на внешней подвеске, а также и с учебной целью. Такая посадка выполняется, как правило, при полном использовании мощности двигателей и, конечно, более опасна при их отказе, так как заход и зависание производятся в опасной зоне I (рис. 7. 3).

Особенности выполнения посадки по-вертолетному. После прохода контрольной точки $H = 100$ м с заданными $V_{пр}$ и V_y летчик начинает плавным отклонением ручки управления на себя уменьшать поступательную скорость. При этом начнет увеличиваться вертикальная скорость, так как полет выполняется на скоростях второго режима. Но согласно принятому закону сохранения угла наклона траектории необходимо, чтобы вертикальная скорость не увеличивалась, а, наоборот, уменьшалась. Поэтому второе обязательное условие — увеличение общего шага НВ. Темп гашения вертикальной и поступательной скоростей должен быть таким, чтобы при выходе на высоту (1,5÷2,0) $D_{НВ} V_{пр}$ была равна (0,5÷0,7) $V_{эк}$, а V_y была равна 0,1 $V_{пр}$. Увеличивать общий шаг НВ и угол тангажа надо с таким расчетом, чтобы не допускать увеличения вертикальной скорости более 2 м/с. При перемещении рычага общего шага НВ вверх необходимо координированно переместить вперед правую педаль и ручкой управления устранить возникающее скольжение и крен в ту или иную сторону.

В дальнейшем несколько более энергичным перемещением ручки управления на себя и увеличением общего шага НВ вертолет выводится из угла планирования. При этом нельзя (почти для всех одновинтовых вертолетов) резко и чрезмерно увеличивать угол тангажа (бо-

лее 10°). В случае если вертикальная скорость уменьшается недостаточно, лучше еще дополнительно увеличить общий шаг НВ.

При энергичном увеличении угла тангажа НВ быстро переходит на положительные углы атаки. При этом увеличиваются обороты НВ и вследствие этого сбрасывается мощность двигателей (уменьшаются обороты n_{TK}). В следующее мгновение, когда вертолет закончит выравнивание, из-за быстрого уменьшения скорости в момент отклонения ручки управления от себя начинают падать обороты НВ. В результате развивается самопроизвольное снижение вертолета, иногда сопровождающееся разворотом, так как и тяга РВ падает. Такое резкое выравнивание с увеличением угла тангажа более 10° на вертолетах с ГТД нужно считать ошибкой летчика.

Кроме того, в процессе выравнивания нельзя опаздывать с увеличением общего шага НВ, так как позднее и резкое перемещение ведет, как правило, к перетягиванию рычага «шаг-газ» и перетяжелению НВ.

В процессе выдерживания вертолет проходит так называемую скорость тряски, длительный полет на которой нежелателен. Поэтому на этой скорости целесообразно не задерживаться, для чего своевременно увеличивается общий шаг НВ и, чтобы угол тангажа не превышал 10° , ручка отдается от себя.

Зависание происходит почти над местом приземления на заданной высоте, в этот момент вертолету придается посадочное положение, затем плавным отклонением рычага общего шага НВ вниз создается вертикальная скорость снижения 1 м/с , которая гасится постепенно на высоте 1 м , и в дальнейшем выдерживается V_y не более $0,2 \text{ м/с}$ до приземления. После приземления общий шаг НВ необходимо сразу же сбросить до упора и вывести коррекцию.

Посадка по-самолетному

Посадка по-самолетному применяется на вертолетах реже, за исключением вертолетов Ми-6, где этот способ посадки считается основным. Применение посадки по-самолетному ограничено из-за некоторой сложности выполнения приземления и возможности возникновения «земного резонанса», шимми переднего колеса, разрушения рулевого винта, узлов подвески двигателей и

других агрегатов конструкции при грубом приземлении. Однако такой способ посадки применяется на всех вертолетах вынужденно при перегрузочной массе для данных условий, когда посадку по-вертолетному выполнить невозможно из-за недостатка мощности и, кроме того, при отказе (выключении) двигателя.

На рис. 7.6 показаны различные виды траектории посадки по-самолетному при работающих двигателях и на режиме самовращения НВ. Траекторию посадки по-самолетному можно условно подразделить на четыре последовательных этапа (рис. 7. 6):

I — предпосадочное снижение (планирование) до $H = (1,5 \div 2) D_{НВ}$ по наклонной траектории с торможением вертолета до $V_{пр} = 0,7 V_{эк}$;

II — выравнивание (вывод из угла снижения) и снижение до 3—5 м с торможением вертолета до $V_{пр} \approx 0,5 V_{эк}$ и гашением вертикальной скорости до 0,5 м/с;

III — выдерживание (торможение вертолета до $V_{пос}$) с гашением вертикальной скорости до 0,2 м/с и снижением до $h = 1$ м;

IV — приземление с $V_{в} = 0,1 \div 0,2$ м/с и пробег с торможением до полной остановки.

Посадка по-самолетному с работающими двигателями применяется в случае недостатка мощности для выполнения посадки другим способом (и с учебной целью) только на специальную площадку (аэродром), обеспечивающую безопасный пробег после приземления. Основное ее преимущество — возможность выполнения безопасной посадки на площадку сравнительно небольших размеров (по длине 250—300 м) с перегрузочной массой вертолета. Это значительно повышает экономичность использования вертолетов в конкретных условиях эксплуатации.

Особенностью посадки по-самолетному с работающими двигателями является снижение по более пологой траектории, чем при посадке по-вертолетному, причем вертолет снижается в точку начала выравнивания, которая должна отстоять от точки приземления примерно на 150—200 м (в зависимости от типа вертолета), на высоте, приблизительно равной высоте стандартного препятствия — 25 м. Скорость по траектории в этой точке равна $0,7 V_{эк}$, вертикальная скорость при этом может достигать 3—5 м/с.

Выравнивание выполняется более плавно с одновременным увеличением общего шага НВ с таким

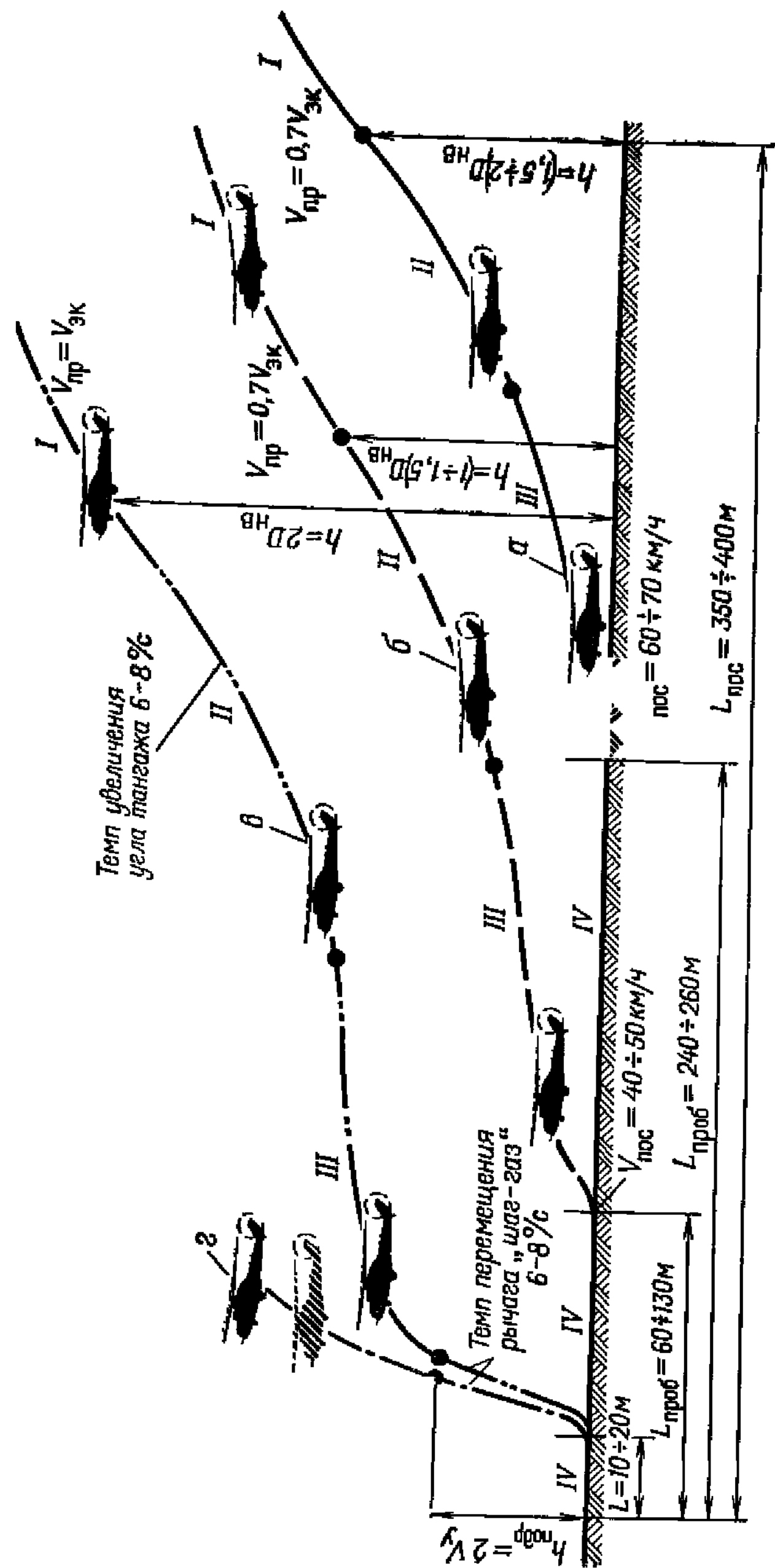


Рис. 7.6. Различные траектории посадки по-самолетному и на РСНВ:

а — по-самолетному без использования энергии несущего винта; б — по-самолетному при работающем двигателе; в — с «подрывом» без использования энергии движения вертолета

расчетом, чтобы закончить его на высоте 2—3 м на $V_{пр} = 0,5V_{эк}$ и чтобы вертикальная скорость уменьшилась до 0,5 м/с. В дальнейшем после небольшого выдерживания вертолет плавно приземляется, при этом его можно еще «поддержать» изменением общего шага НВ, чтобы вертикальная скорость была не более 0,2 м/с.

После приземления необходимо уменьшить общий шаг НВ, ручку управления поставить в нейтральное положение и затормозить колеса. На некоторых вертолетах можно осуществить торможение винтом, для чего ручку управления после приземления следует несколько отклонить на себя (но не до упора, так как увеличивается вероятность удара лопастями по хвостовой балке).

Отработка такой глиссады снижения на посадке в обычных полетах необходима для применения в случае отказа одного из двигателей. Особенностью посадки с одним отказавшим двигателем по сравнению с обычной посадкой по-самолетному является более энергичное и большее потребное увеличение шага НВ при выполнении «подрыва» для обеспечения мягкого приземления (с $V_y = 0,2$ м/с).

Посадка на режиме самовращения НВ

Посадка на РСНВ (с отказавшими или выключенными двигателями) является разновидностью способа посадки по-самолетному. Посадка на РСНВ по методике выполнения значительно отличается от описанной выше при работающих двигателях более крутой глиссадой планирования, слитным выполнением выравнивания и «подрыва» и скоротечностью всех основных этапов посадки. Обычно планирование на РСНВ выполняется на $V_{эк}$. Расчеты показывают, что угол планирования на $V_{пр} = V_{эк}$ почти для всех вертолетов находится в пределах 14—16°. А это значит, что для расчета удаления площадки, на которую может спланировать вертолет, рекомендуется применить следующее правило для грубой прикидки: **удаление площадки равно примерно четырем высотам** (при планировании на скорости наибольшей дальности удаление равно пяти высотам).

При планировании на РСНВ с поступательной скоростью вертолет обладает запасом кинетической энергии движения и вращения НВ. Физический смысл посадки вертолета на РСНВ заключается в том, что кинетическая энергия движения вертолета и вращения НВ использу-

ется летчиком при действии рычагами управления в интересах уменьшения до минимального значения вертикальной скорости в момент приземления.

Выполнение посадки на РСНВ возможно, по крайней мере, тремя методами:

- по-самолетному — почти без использования запаса энергии вращения НВ;

- с «подрывом» — с использованием энергии поступательного движения вертолета;

- комбинированным — с использованием энергии вращения НВ и поступательного движения вертолета.

Метод по-самолетному может быть применен при отказах управления рычагом общего шага НВ, когда невозможно переместить его вверх. При этом для безопасного приземления и пробега необходима ровная укатанная площадка (аэродром) с открытыми подходами, так как у вертолета будет довольно большая скорость приземления и в связи с этим увеличенный пробег. Кроме того, данный метод требует значительного увеличения угла тангажа (до $15-18^\circ$), чтобы вывести вертолет из планирования. На одновинтовых вертолетах это создает опасность касания поверхности земли рулевым винтом.

Метод с «подрывом» в чистом виде применяется тоже только в исключительных случаях, как правило, при отказах одного или обоих двигателей на вертикальных режимах, а также при полете на малых скоростях и предельно малых высотах, когда нет возможности перейти на поступательный полет. Кроме того, этот метод труден для летчика из-за необходимости точного расчета начала перемещения рычага общего шага НВ вверх, чтобы обеспечить безопасное приземление. Следовательно, и с учебной целью его выполнять нельзя.

Сущность этого метода — реализовать энергетические возможности вращающегося НВ для гашения вертикальной скорости. Вращающийся винт может отдать значительное количество энергии (мощности) воздушному потоку при рациональном его использовании и, следовательно, способен погасить значительную вертикальную скорость. Однако важно помнить, что этой возможностью НВ можно воспользоваться только один раз и время этого использования ограничено временем падения оборотов НВ примерно до 70%.

На рис. 7.7 в качестве примера показана зависимость времени «подрыва» для гашения различных вертикаль-

ных скоростей при вертикальном снижении на вертолете Ми-8. Вертикальный путь, проходимый при этом вертолетом (потеря высоты), равен примерно двум вертикальным скоростям снижения перед началом выполнения «подрыва», т. е. $h_{\text{подр}} = (1,5 \div 2)V_y$ (рис. 7. 6). В момент подхода вертолета к высоте «подрыва» необходимо энергично за полторы-две секунды переместить рычаг «шаг-газ» до крайнего верхнего положения с темпом $6-8^\circ$ в секунду, не допуская увеличения угла тан-

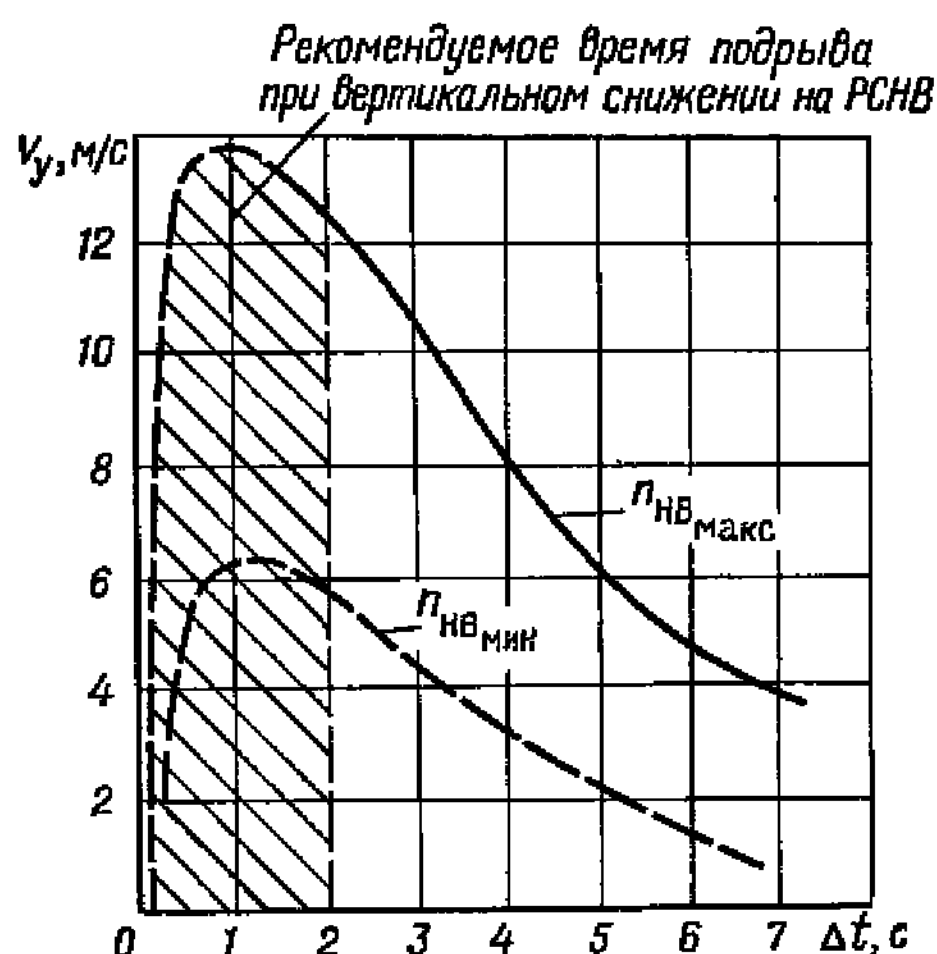


Рис. 7.7. Влияние времени «подрыва» (Δt) на величину погашенной вертикальной скорости V_y

гажа, накренения и боковых перемещений. Сохранение оборотов НВ в эксплуатационных пределах перед началом выполнения «подрыва» является необходимым условием для успешного выполнения безопасной посадки. На рис. 7. 7 показаны величины вертикальных скоростей, которые можно погасить при максимальных и минимальных оборотах НВ в момент «подрыва».

Темп падения оборотов при «подрыве», как показывает практика, находится в пределах 10% в секунду, а обороты НВ, при которых НВ не создает перегрузку n_y более 1, равны примерно 70%. При «подрыве» с оборотов 100% несущий винт в течение 3 с создает перегрузку $n_y = 1,8 \div 1,6$, а с оборотов 85% в течение 1,5 с — перегрузку не более 1,5. Из этого примера и простого

расчета видно, насколько важно сохранение оборотов НВ при отказе двигателей. Несущие винты вертолетов Ми-2, Ми-6 и Ми-8 могут, пока падают обороты НВ до 70%, погасить вертикальную скорость снижения 12—14 м/с, потребная высота при этом должна быть 20—28 м. Такая же закономерность сохраняется и для меньших скоростей вертикального снижения (например, при $V_y = 6 \div 8$ м/с $h_{\text{подр}} = 10 \div 15$ м). Но если вертикальная скорость снижения будет более 15 м/с, погасить ее полностью практически не удастся. В этом и состоит опасность указанной выше зоны I (рис. 7. 3).

При выполнении «подрыва» возможны две ошибки летчика: раннее или позднее начало выполнения «подрыва». При раннем начале перемещения рычага «шаг-газ» вверх возможно преждевременное зависание и затем падение вертолета с оставшейся высоты. При позднем перемещении рычага «шаг-газ» тяга НВ не успевает полностью погасить вертикальную скорость, при этом тоже возможен удар с непогашенной вертикальной скоростью. Поэтому летчику необходимо тренировать глазомер в точном определении высоты, соизмеряя ее с величиной вертикальной скорости снижения, что позволит значительно сократить опасную зону I и в аварийной ситуации обеспечит сохранность материальной части и жизни экипажа.

Комбинированный метод посадки на РСНВ получил самое широкое распространение. Он представляет собой синтез двух предыдущих методов и позволяет наиболее полно использовать энергетические возможности НВ и вертолета.

Достоинством данного метода является возможность выполнения посадки с минимальной вертикальной и поступательной скоростями, что обеспечивает безопасное приземление на неподготовленную площадку с минимальным пробегом даже при отказе всех двигателей на предельно малой высоте. Однако при выполнении посадки комбинированным методом необходимо строгое выполнение указаний Инструкции экипажу по выдерживанию скорости планирования, высоты начала выравнивания и момента начала выполнения «подрыва». Скорость планирования, близкую к экономической, примерно до высоты начала выравнивания целесообразно выдерживать почти на всех вертолетах.

Начало выравнивания определяется визуально по высоте в зависимости от типа вертолета и его массы

в пределах 30—50 м. Выравнивание необходимо выполнять энергичным перемещением ручки управления на себя с увеличением угла тангажа до 15° . Энергичный вывод из планирования дает (за счет увеличения угла атаки НВ) дополнительную раскрутку НВ и более энергичное уменьшение поступательной скорости. При этом вертикальная скорость может уменьшиться на 3—4 м/с и вертолет должен быть выведен на высоту 10—15 м. Рост оборотов НВ в этом случае — очень важный фактор для успешного выполнения «подрыва».

Следующий важный этап — это придание вертолету посадочного положения и определение высоты выполнения «подрыва» ($h_{\text{подр}}$). «Подрыв» в данном случае в отличие от рассмотренного выше имеет свои особенности, поскольку вертикальная скорость меньше и вертолет обладает определенной поступательной скоростью. Начало перемещения рычага «шаг-газ» должно быть на высоте $h_{\text{подр}} = 1,5 V_{\text{пр}}$, а темп перемещения рычага «шаг-газ» такой же 6—8°/с. Перемещать рычаг «шаг-газ» следует также непрерывно и до отказа. При комбинированном методе посадки по сравнению с посадкой по самолетному необходимо в момент выполнения «подрыва» более энергично уменьшать положительный угол тангажа до посадочного значения для данного вертолета.

Особенности посадки с боковым ветром

При выполнении посадки с предельной массой иногда летчики вынуждены строить маневр для захода на площадку с боковым ветром, скорость которого близка или превышает ограничения по Инструкции экипажу. Это может произойти, например, в горах, в ущелье или в боевой обстановке и т. п. В этих случаях, чтобы исключить попадание одновинтового вертолета на зависании в самопроизвольный разворот влево, необходимо вести борьбу со сносом.

При левом боковом ветре целесообразно осуществлять борьбу со сносом на посадочном курсе с помощью скольжения. Для этого летчик в процессе снижения и предпосадочного торможения накреняет вертолет в сторону ветра, сохраняя прямолинейное движение и компасный курс (КК) постоянными. Здесь с точки зрения практической аэродинамики есть несколько положительных факторов. Убирая правый крен, летчик уменьшает составляющую T_z , следовательно,

НВ работает более экономично, почти всю тягу расходуя на уравнивание силы тяжести. Боковое равновесие сил и моментов сохраняется за счет боковой силы фюзеляжа, создающейся в результате скольжения. А так как скольжение само по себе действует еще и как

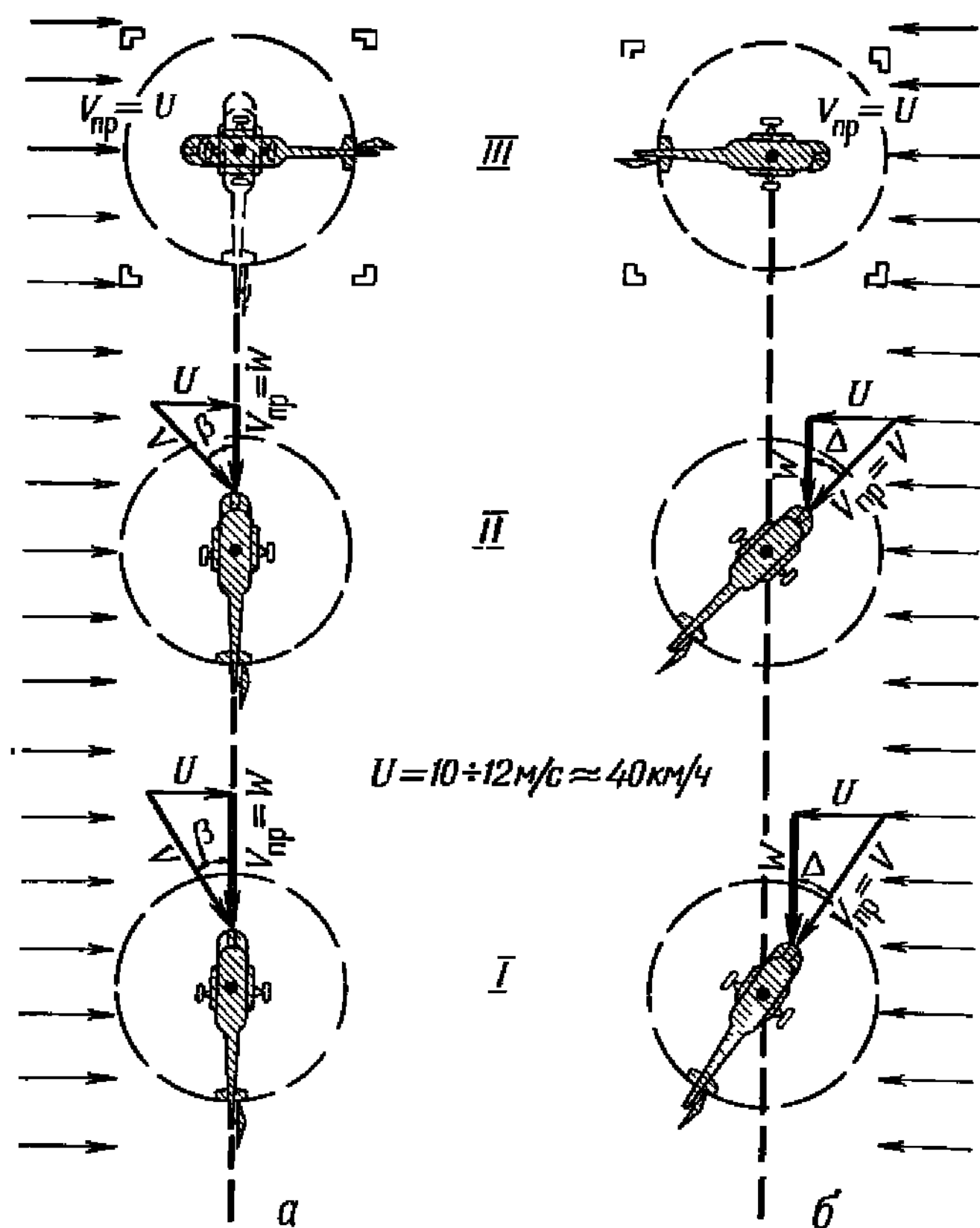


Рис. 7.8. Методы борьбы со сносом на посадке:
 а — скольжением (компасный курс $KK = \text{const}$); б — курсом ($KK = \text{var}$)

«тормозные щитки», в этом случае торможение получается несколько более энергичным вследствие вредного сопротивления фюзеляжа. Хотя при таком движении правая педаль дана вперед, РВ сравнительно мало берет на себя мощности. На рис. 7.8, а показаны три положения фюзеляжа на трех характерных этапах посадки

(I — выравнивание, II — выдерживание и III — зависание). В момент зависания вертолет сам стремится развернуться против ветра, причем в процессе такого разворота угловая скорость вращения уменьшается и вертолет зависает против ветра.

При правом боковом ветре бороться со сносом, совершая посадку, рационально курсовым методом. При этом летчик в процессе выравнивания и выдерживания все время доворачивает нос вертолета вправо, на ветер, сохраняя в то же время направление движения (рис. 7. 8, б). При посадке с боковым ветром, когда его скорость превышает значения, допустимые по Инструкции экипажу, важно не допустить непреднамеренного разворота влево. Летчик, подворачивая вертолет в направлении ветра (изменяя курс), обеспечивает косое обтекание РВ и необходимый запас хода правой педали даже на зависании. К моменту зависания (положение III) вертолет фактически уже развернут против ветра. Если для примера взять скорость ветра для Ми-8 10—12 м/с ($V_{пр} \approx 40$ км/ч), то на выравнивании (положение I) необходимо уже развернуть вертолет от курса посадки на угол 30° , а в процессе выдерживания (положение II), когда $V_{пр} = 50$ км/ч, угол отворота $\Delta = 45^\circ$. При соответствующей тренировке такой метод захода на посадку особой сложности не представляет. Практика показала, что если с правым ветром бороться с помощью скольжения (как в первом случае), то нужно создавать сравнительно большой правый крен. Большое значение T_z в этом случае «съедает» часть подъемной силы НВ, а в момент зависания, когда требуется полная мощность СУ, дополнительные расходы мощности создают потерю оборотов НВ, самопроизвольное снижение и самопроизвольный разворот влево, т. е. хвостом на ветер.

Итак, для одновинтовых вертолетов основным методом борьбы со сносом на посадочном курсе при левом боковом ветре является метод скольжения, а при правом — курсовой метод.

* * *

Изложенные в книге материалы помогут летному составу в получении и усвоении знаний по практической аэродинамике, необходимых для подготовки к эффективному применению вертолетов в любых допустимых условиях эксплуатации.

Основные тактико-технические данные вертолетов

Приложение

Показатель	Ми-1	Ми-2	Ми-4	Ми-8	Ми-6	Ми-12	Ка-26
Назначение	Связной	Пас-сажир-ский	Пас-сажир-ский	Транс-портный	Транс-портный	Транс-портный	Много-целевой
Схема	1-2	2-3	3	3	5-6	6	Соосная
Экипаж, чел.	2400	3550	7500	11100	40500	97000	3100
Взлетная масса, кг:	2550	3700	7800	12000	44000	105000	3250
нормальная	ПД	2xГТД	ПД	2xГТД	2xГТД	4xГТД	2xПД
максимальная	АИ-26В	ГТД-350	АИ-82В	ТВ2-117	Д-25В	Д-25ВФ	М-14В-26
Двигательная установка	575	800	1700	3000	11000	26000	650
Мощность на взлетном режиме, л. с.	200	700	1670	3000	12000	30000	900
Максимальная масса перевозимого груза в кабине, кг	190	210	230	250	300	260	170
Максимально допустимая скорость горизонталь-ного полета, км/ч	4000	4000	5500	4500	4500	3500	4000
Максимально допустимая высота полета, м	14,5	21,5	21,7	31,2	42,0	52,0	23,4
Удельная нагрузка при нормальной взлетной массе:	4,17	4,44	4,41	3,7	3,67	3,73	4,77
на ометаемую площадь, кг/м²							
на мощность, кг/л. с.							

ЛИТЕРАТУРА

- Алаян О. М., Ромасевич В. Ф., Совгиренко В. С. Аэродинамика и динамика полета вертолета. М., Воениздат, 1973.
- Браверман А. С., Перлштейн Д. М., Лаписова С. В. Балансировка одновинтового вертолета. М., «Машиностроение», 1975.
- Вильдгрубе Л. С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. М., «Машиностроение», 1977.
- Дмитриев И. С., Есаулов С. Ю. Системы управления одновинтовых вертолетов. М., «Машиностроение», 1969.
- Есаулов С. Ю., Бахов О. П., Дмитриев И. С. Вертолет как объект управления. М., «Машиностроение», 1977.
- Загордан А. М. Элементарная теория вертолета. М., Воениздат, 1960.
- Изаксон А. М. Советское вертолетостроение. М., «Машиностроение», 1964.
- Кеба И. В. Летная эксплуатация вертолетных газотурбинных двигателей. М., «Транспорт», 1976.
- Лалетин К. Н. Практическая аэродинамика вертолета Ка-26. М., «Транспорт», 1974.
- Масленников М. М., Бехли Ю. Г., Шальман Ю. Л. Газотурбинные двигатели для вертолетов. М., «Машиностроение», 1969.
- Миль М. Л. и др. Вертолеты. Расчет и проектирование. Кн. 1. М., «Машиностроение», 1966.
- Остославский И. В., Стражева И. В. Динамика полета. М., «Машиностроение», 1969.
- Пейн П. Р. Динамика и аэродинамика вертолета (пер. с англ.). М., Оборонгиз, 1963.
- Самойлов Г. А. Самопроизвольное снижение вертолета. — «Авиация и космонавтика», 1973, № 9.
- Самойлов Г. А. Разворот вертолета на висении. — «Авиация и космонавтика», 1974, № 10.
- Самойлов Г. А. Маневрирование на вертолете. — «Авиация и космонавтика», 1975, № 9 и 10.
- Самойлов Г. А. Накренение вертолета при вырубивании и взлете. — «Авиация и космонавтика», 1976, № 5.
- Самойлов Г. А. Почему снижался вертолет. — «Авиация и космонавтика», 1976, № 9.
- Тиняков Г. А. Пилотирование вертолета. М., Воениздат, 1960.
- Тищенко М. Н., Некрасов А. В., Радин А. С. Вертолеты. М., «Машиностроение», 1976.
- Юрьев Б. Н. Аэродинамический расчет вертолетов. М., Оборонгиз, 1956.
- Яцунович М. С. Аэродинамика вертолета Ми-4. М., «Транспорт», 1967.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Введение.	5
Глава 1. Основные характеристики и особенности аэродинамики вертолетов.	20
§ 1.1. Аэродинамическая компоновка вертолета.	—
§ 1.2. Аэродинамические характеристики несущих винтов вертолетов.	30
Тяга НВ и факторы, на нее влияющие.	31
Угол установки (шаг) НВ.	32
Коэффициент заполнения НВ.	34
Окружная скорость.	37
Форма лопасти и профиля.	40
Скорость полета.	44
Назначение горизонтальных и вертикальных шарниров.	51
Маховое движение лопастей.	53
Завал конуса вращения НВ.	56
Регулятор взмаха.	58
§ 1.3. Аэродинамические характеристики основных частей вертолета.	59
Фюзеляж.	—
Аэродинамические характеристики фюзеляжа.	60
Крыло.	64
Аэродинамические характеристики крыла.	65
Стабилизатор.	68
Аэродинамические характеристики стабилизатора.	69
Киль.	73
Аэродинамические характеристики кия.	74
Рулевой винт.	76
Аэродинамическая характеристика рулевых винтов.	77
Взлетно-посадочные устройства (шасси) вертолетов.	82
§ 1.4. Системы управления вертолетами.	83
Характеристики управления.	91
Глава 2. Силовые установки вертолетов.	96
§ 2.1. Назначение и устройство силовых установок.	—
§ 2.2. Режимы работы двигателей.	103
§ 2.3. Эксплуатационные ограничения ГТД и их причины.	105
§ 2.4. Основные эксплуатационные характеристики вертолетных ГТД.	108
Дроссельные характеристики.	109
Высотные характеристики.	111
Скоростные характеристики.	115
Влияние атмосферных условий на характеристики ГТД.	—
§ 2.5. Неустойчивые режимы работы двигателей.	121
Помпаж компрессора.	—
Нерасчетные режимы работы свободной турбины.	125
§ 2.6. Совместная работа НВ и СУ.	126

	<i>Стр.</i>
Глава 3. Устойчивость и управляемость вертолета	132
§ 3.1. Общие сведения.	—
Схематизация движения вертолета в полете, урав-	
нения движения	—
Основные понятия устойчивости и управляемости. . .	141
§ 3.2. Продольная устойчивость и управляемость . . .	153
Статические характеристики устойчивости по уг-	
лу атаки.	—
Особенности управляемости вертолета по углу ата-	
ки (тангажу).	158
Статические характеристики устойчивости по ско-	
рости полета	161
Особенности продольной управляемости по скорости	
полета.	164
Устойчивость продольного движения вертолета. . .	166
§ 3.3. Боковая устойчивость и управляемость.	171
Статические характеристики устойчивости по углу	
скольжения (путевой устойчивости)	172
Статические характеристики устойчивости по уг-	
лу крена (поперечной устойчивости).	174
Устойчивость бокового движения	175
Особенности боковой управляемости вертолета. . .	176
Особенности боковой управляемости при полете со	
скольжением	179
§ 3.4. Особенности балансировки вертолета	181
§ 3.5. Применение автоматических устройств в системах	
управления вертолетами	188
Особенности пилотирования при включенном авто-	
пилоте.	193
Глава 4. Режимы полета вертолета.	197
§ 4.1. Потребные и располагаемые тяги и мощности НВ	198
§ 4.2. Режимы вертикального полета.	208
Висение	—
Условия и особенности выполнения висения. . .	209
Вертикальный подъем.	218
Условия и особенности выполнения вертикаль-	
ного подъема.	219
Вертикальное снижение.	221
Условия и особенности выполнения вертикаль-	
ного снижения.	222
§ 4.3. Горизонтальный полет.	227
Диапазон скоростей и высот полета вертолета. . .	229
Первый и второй режимы установившегося горизон-	
тального полета	237
Условия и особенности выполнения горизонтального	
полета.	242
§ 4.4. Набор высоты по наклонной траектории	245
Условия и особенности выполнения набора высоты	
§ 4.5. Снижение по наклонной траектории	246
Условия и особенности выполнения снижения . . .	249
Условия и особенности выполнения планирования	
на РСНВ.	252
Глава 5. Маневрирование и пилотаж вертолета	257
§ 5.1. Характеристики маневренности и эксплуатац-	
онные ограничения.	—

	<i>Стр.</i>
Перегрузки и летные ограничения при маневрировании	259
Диапазон перегрузок одновинтового вертолета.	267
§ 5.2. Горизонтальные маневры.	271
Разгон и торможение вертолета	—
Виражи и развороты	276
§ 5.3. Вертикальные маневры.	287
Пикирование	289
Горка	296
§ 5.4. Пространственные маневры	299
Спираль	300
Боевой разворот	303
Поворот на горке.	306
Разворот на горке	308
§ 5.5. Особенности маневрирования на предельных режимах.	309
Самопроизвольное снижение вертолета.	313
Самопроизвольный разворот вертолета.	315
Штопор вертолета	319
«Подхват» вертолета	321
«Валетка» вертолета	325
§ 5.6. Особенности техники пилотирования в групповом полете.	326
Глава 6. Дальность и продолжительность полета вертолета	333
§ 6.1. Понятия и принципы расчета дальности и продолжительности полета.	—
§ 6.2. Располагаемый запас топлива	336
§ 6.3. Часовой и километровый расходы топлива, дальность горизонтального полета	339
§ 6.4. Влияние основных эксплуатационных факторов на дальность и продолжительность полета	342
Влияние скорости полета	—
Влияние высоты полета.	345
Влияние полетной массы вертолета	346
Влияние ветра	348
Влияние оборотов несущего винта.	349
Глава 7. Взлет и посадка вертолета	350
§ 7.1. Особенности движения вертолета по земле и эксплуатационные ограничения	—
§ 7.2. Особенности взлета вертолета и эксплуатационные ограничения.	356
Взлет по-вертолетному	360
Взлет по-самолетному.	364
§ 7.3. Особенности посадки вертолета и эксплуатационные ограничения.	365
Посадка по-вертолетному	366
Посадка по-самолетному.	370
Посадка на режиме самовращения НВ.	373
Особенности посадки с боковым ветром	377
Приложение. Основные тактико-технические данные вертолетов	380
Литература	381