

Раздел 1. АНАЛИЗ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ, МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПЕРСПЕКТИВ СОЗДАНИЯ ТЯЖЁЛОГО ОДНОВИНТОВОГО ВЕРТОЛЁТА

Начало практического вертолетостроения относится к 40-м годам прошлого столетия.

За прошедшие годы в России, США, а затем в Великобритании, Франции, Италии, Германии, Японии и других странах, возникло как составная часть авиационной промышленности, и успешно развивается вертолетостроение, объединяющее опытно-конструкторские бюро, серийные заводы и научно-исследовательские институты с мощной производственной и экспериментальной базами. За это время вертолеты получили самое широкое применение в гражданском хозяйстве и, особенно, в вооруженных силах, где производство военных вертолетов стало сопоставимым с производством военных самолетов, и даже превосходить. Качественно изменился парк военной авиации, в котором число военных вертолетов различных типов стало превосходить число военных самолетов.

Общее число построенных во всем мире вертолетов составляет 120000.

Подобно тому, как в самолетостроении после многих лет поиска и разработки различных схем наибольшее применение получила схема моноплана, в вертолетостроении доминирующее применение получила одновинтовая схема с рулевым винтом, по которой выполнено 93% всех построенных вертолетов. Оставшаяся часть приходится на двухвинтовые соосные вертолеты и двухвинтовые вертолеты продольной, и перекрещивающейся схем.

Если проанализировать распределение вертолетов по грузоподъемности и числу мест, то можно видеть, что легкие 2—3 и 4—5-местные вертолеты составляют большую часть всех построенных вертолетов, ~58%, в то время как в России на них приходится только 13%; 6—16-местные вертолеты составляют 36%, а в России 45%, 20—40-местные за рубежом составляют менее 6%, а в России более 38%, т. е. почти в 7 раз больше. Тяжелые вертолеты на 50—60 мест типа Ми-6 и Ми-26 созданы только в России.

По мнению аналитиков, в ближайшее время ожидается невиданный рост продаж на рынке вертолетов. В среднем в течении 10 лет спрос только на коммерческие вертолеты достигнет 12тыс., что в стоимостном выражении составит около 25млрд. долл.

В США в течении 2006-2010гг. увеличится на 15% и составит 42% всех продаж в мире. На Латинскую Америку в течении следующих 5лет придётся 25% продаж. Европа сохранит свои 15% продаж новых вертолетов. Заказчикам из Азии, Океании, Африки и Ближнего Востока достанется 15%.

Наряду с разработкой вертолетов лёгкой и средней весовой категории в последнее время наблюдается повышенный интерес к созданию средних и тяжёлых транспортных вертолетов.

Наиболее успешным достижением вертолетостроения следует считать создание тяжелого вертолета Ми-26.

Компоновка вертолета Ми-26 была выбрана такой же, как у вертолета Ми-6, однако габариты его меньше, чем у Ми-6. Фюзеляж с такими же размерами и массой, как у Ми-6, имеет грузовую кабину, объем которой вдвое больше, чем у Ми-6 (рис. 1.1), и которая рассчитана на перевозку вдвое большего груза и снабжена устройствами, облегчающими загрузку и выгрузку. Габариты кабины и

грузоподъемность вертолета Ми-26 обеспечивают возможность транспортировки 80—90% боевой техники и грузов мотострелковой дивизии.

В качестве силовой установки для вертолета Ми-26 были выбраны ГТД со свободной турбиной Д-136 взлетной мощностью по 10 000 л. с, являющиеся не только самыми мощными в мире, но и отличающиеся малой удельной массой, низким удельным расходом топлива и низкими уровнями шума и эмиссии загрязняющих воздух веществ.

Основную трудность представляла проблема передачи к несущему винту огромной мощности, которая была успешно решена в ОКБ созданием главного редуктора, выполненного по многопоточной непланетарной схеме и имеющего лишь несколько большую массу, чем редуктор вертолета Ми-6, при вдвое большей передаваемой мощности.

Большое внимание было уделено выбору оптимальных параметров несущего винта. Спроектированный восьмилопастный несущий винт диаметром 32 м позволял получить значительно большую тягу, чем пятилопастный несущий винт диаметром 35 м вертолета Ми-6, а исследования по оптимизации аэродинамической компоновки лопастей обеспечили значительное увеличение коэффициента полезного действия несущего винта.

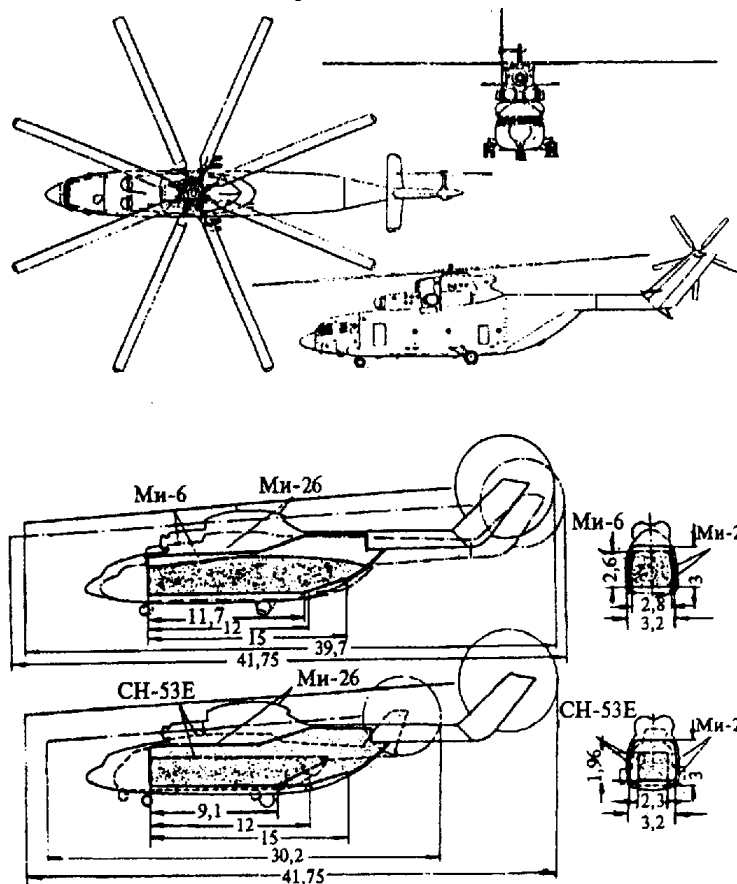


Рис. 1.1

Усовершенствование аэродинамических обводов вертолета позволило значительно снизить вредное сопротивление и способствовало значительному уменьшению километрового расхода топлива, а в результате увеличению вдвое приведенной транспортной производительности по сравнению с вертолетом Ми-6

(рис. 1.2). По грузоподъемности вертолет Ми-26 вдвое превосходит самый большой американский вертолет Сикорский СН-53Е (рис. 1.3).

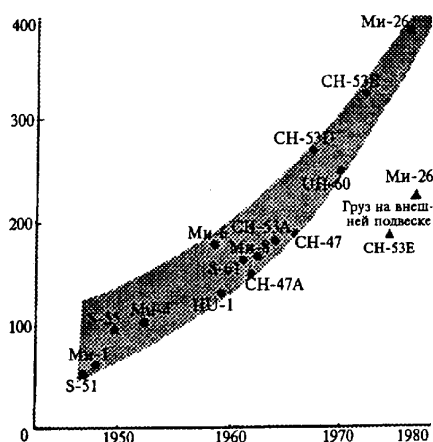


Рис. 1.2

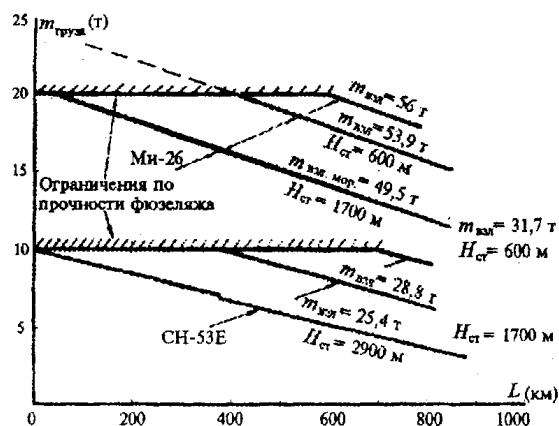


Рис. 1.3

Первый полет опытный вертолет Ми-26 совершил в 1977 году. По своим летно-техническим характеристикам вертолет Ми-26 значительно превосходил отечественные и зарубежные вертолеты, о чем свидетельствуют установленные на нем 14 мировых рекордов, среди которых абсолютные рекорды подъема груза 25 т на высоту 4100 м, 20 т на высоту 4600 м, 15 т на 5600 м и 10 т на 6400 м, а также достижение высоты 2000 м с полетной массой 56768 кг, установленные 2-4 февраля 1982 г.

Разработан ряд модификаций вертолета Ми-26, среди которых транспортный, пассажирский с салоном на 70 мест и Ми-26 «Салон» с повышенным уровнем комфортабельности, противопожарный и вертолет-летающий кран Ми-26Т с кабиной для оператора под фюзеляжем за передней опорой шасси или на задней грузовой рампе; на внешней подвеске Ми-26Т могут перевозиться грузы массой 20 т.

Следует отметить ряд интересных проектов транспортных вертолетов разработанных в разное время в России.

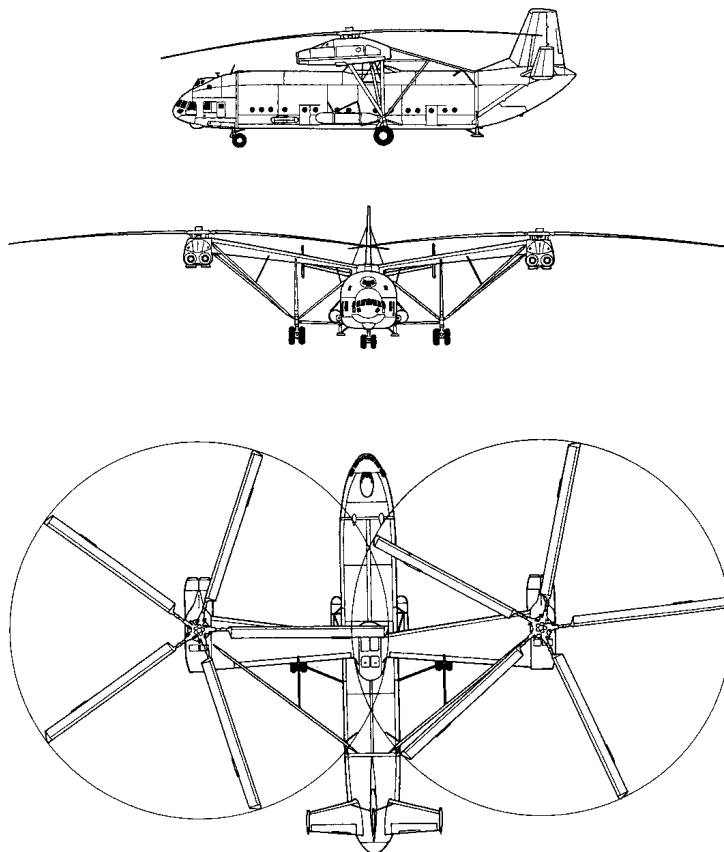
Вертолет В-12 (рис. 1.4) является гордостью всего отечественного вертолетостроения — непревзойденный В-12 остался в двух экземплярах, но опыт проектирования и испытаний этих исключительных машин не пропал даром. Разработка В-12 позволила создать комплексный метод анализа и выбора оптимальных параметров вертолета с учетом явлений динамической неустойчивости конструкции, подтвердить преимущества вертолетов поперечной схемы, доказать целесообразность использования метода «удвоения» винтомоторных групп для увеличения грузоподъемности винтокрылых летательных аппаратов.

Анализ особенностей продольной схемы показал, что она приводит к низким значениям динамического потолка, скорости и скороподъемности, невозможности продолжать полет при отказе двух двигателей и резкому ухудшению летных характеристик на динамическом потолке и при повышении температуры наружного воздуха, а также к ряду других нежелательных последствий. Поэтому от продольной схемы пришлось отказаться.

Опыт испытаний вертолета В-7 заставил исключить из рассмотрения схему с реактивным приводом несущего винта, казавшуюся изначально очень

перспективной для аппаратов большой грузоподъемности. Несущий винт диаметром 38м собирался из 8ми лопастей от Ми-6.

Вертолёт оснащён четырьмя двигателями мощностью по 4800кВт конструкции ОКБ П.А.Соловьева. Ми-12 способен перевозить груз массой 25т на расстояние 500км, а массой 40т на расстояние 200км. Максимальная взлётная масса – 105т.



В-12

Рис 1.4

В 1972 г. специалисты МВЗ им.М.Л.Миля под руководством М.Н.Тищенко разработали в порядке инициативы проект-предложение транспортно-пассажирского конвертоплана Ми-30 (рис. 1.5). Главной задачей проектирования считалось обеспечение летно-технических параметров, в первую очередь скорости и дальности полета, превосходящих показатели обычных вертолетов. Ми-30 рассматривался как перспективная замена многоцелевого вертолета Ми-8. Он предназначался для грузопассажирских перевозок (19 пассажиров или 2 т груза). В качестве силовой установки предполагалось использовать два двигателя ТВЗ-117, расположенные над грузовой кабиной, которые должны были приводить в действие посредством трансмиссии два несущие-тянущих винта диаметром 11 м каждый. Винты находились по концам консолей крыла. Расчетная скорость полета составляла 500— 600 км/ч, дальность — 800 км, взлетная масса — 10,6 т. В ходе разработки заказчик пожелал увеличить грузоподъемность Ми-30 до 3—5 т и пассажировместимость — до 32 человек. Проект винтоплана был переделан под три форсированных двигателя ТВЗ-117Ф. Диаметр несущие-тянущих винтов увели-

чился до 12,5 м, а взлетная масса машины — до 15,5 т. К началу 80-х гг. ученые и конструкторы МВЗ проработали ряд компоновок и возможных схем и конструкций агрегатов Ми-30, провели глубокие аналитические исследования проблем аэроупругости, динамики конструкции, аэродинамики и динамики полета, характерных для преобразуемых аппаратов.

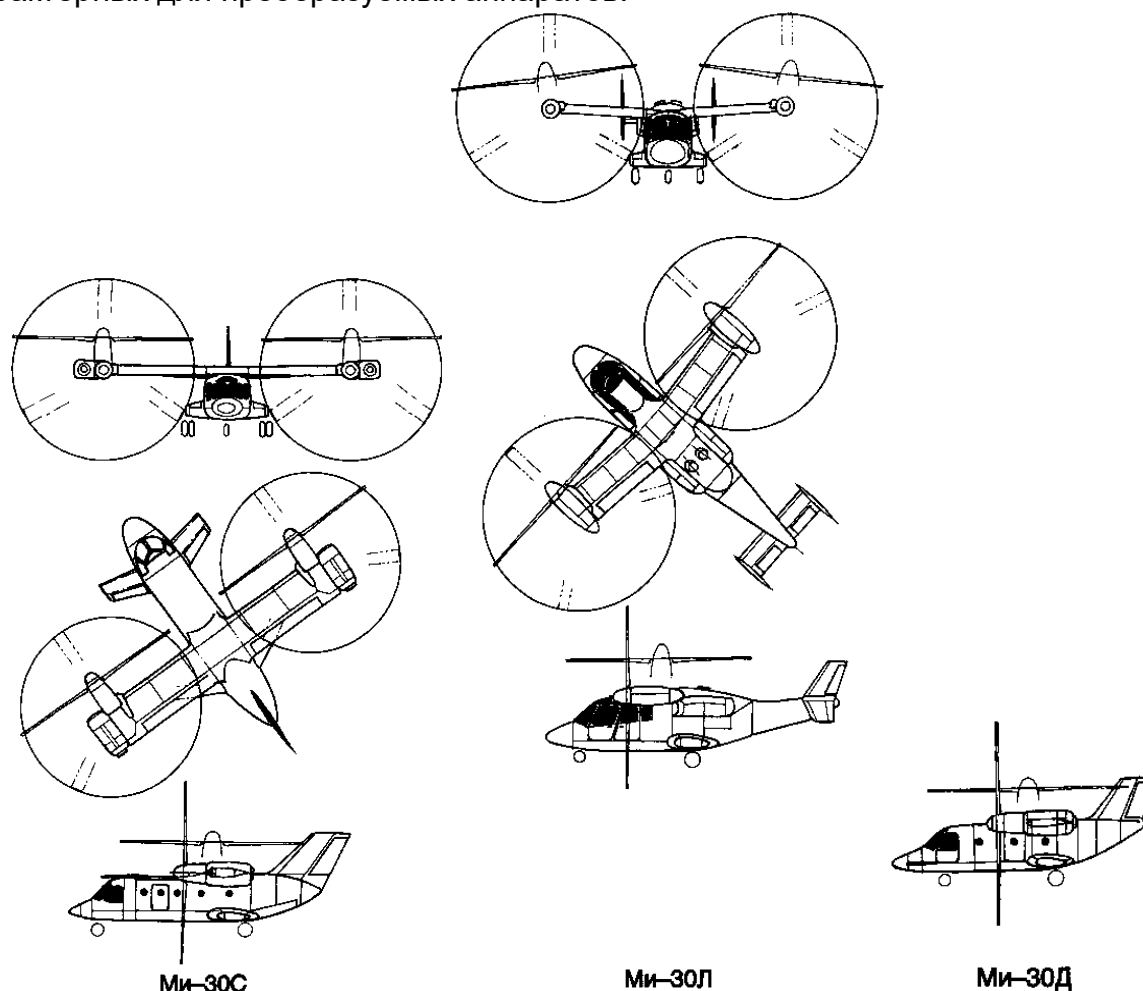
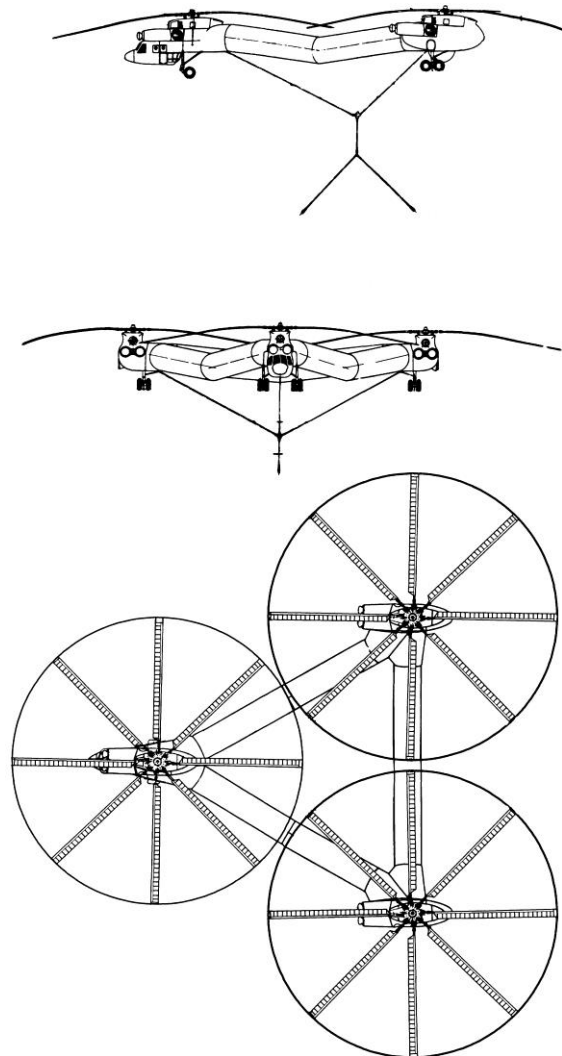


Рис. 1.5

Создание Ми-30 было включено в программу вооружения на 1986— 1995 гг. К сожалению, в связи с экономическими трудностями, винтоплан так и не вышел из стадии аналитическо-конструкторских исследований.

В середине 70-х гг. по заданию правительства МВЗ им. М.Л. Миля совместно с ЦАГИ провел аналитические исследования возможности транспортировки грузов более чем на двух вертолетах, соединенных между собой жесткой фермой. Новый проектируемый на МВЗ сверхтяжелый вертолет получил обозначение Ми-32 (рис. 1.6). Предварительный анализ показал, что самую распространенную в мире и наиболее освоенную милевцами одновинтовую схему сложно реализовать на новом транспортном вертолете из-за трудностей создания главного редуктора и несущей системы (Это вело бы к увеличению времени и стоимости разработки и изготовления машины.) В то же время фирма обладала уникальным опытом создания в короткие сроки вертолета увеличенной грузоподъемности путем удвоения отработанных и доведенных несущих систем одновинтового вертолета (имеется в виду вертолет В-12). Это подтолкнуло

Генерального конструктора М.Н.Тищенко к решению разработать Ми-32 с использованием несущих систем и силовых установок от Ми-26. Потребная гражданским и военным заказчикам грузоподъемность вертолета в 55 т определила выбор трехвинтовой схемы.



Ми-32

Рис. 1.6

Анализ применения тяжелых вертолетов, показал, что основная масса крупных грузов, из-за сложности загрузки, перевозится на внешней подвеске, поэтому можно обойтись без посадочной площадки и осуществлять строительный монтаж без предварительного приземления. В результате аналитики МВЗ пришли к выводу, что целесообразно принять для Ми-32 схему вертолета-крана с малообъемным фюзеляжем. Рассматривались две схемы соединения гондол между собой: «звезда», при которой балки от каждой гондолы сходятся в одной точке в центре треугольника, и «треугольник», когда балки образуют стороны равностороннего треугольника. Несмотря на более значительные потери на обдувку, предпочтение было отдано схеме «треугольник», так как она обеспечивает частоты собственных колебаний конструкции, исключая возникновение воздушного резонанса, и при ней отпадает необходимость в синхронизирующем редукторе. Чтобы снизить потери от вредного взаимовлияния

несущих винтов, одну гондолу расположили спереди и две гондолы — сзади. При выборе параметров конструкции многовинтовых вертолетов определяющим фактором являются самовозбуждающиеся колебания типа «воздушный резонанс», так как в случае больших разнесенных масс частоты собственных колебаний конструкции соизмеримы с частотой вращения несущего винта.

Минимальная частота собственных колебаний конструкции типа «воздушный резонанс» зависит от выноса плоскости вращения несущих винтов. Чтобы снизить потери на обдувку и упростить технологию изготовления ферменной конструкции, было принято решение выполнить фюзеляж в виде труб диаметром 3 м. Так родилась оригинальная и не имевшая аналогов конструктивно-силовая схема сверхтяжелого вертолета.

В передней гондole по проекту располагался экипаж вертолета: два летчика, борттехник и оператор. Кабину оператора расположили аналогично подвесной кабине на Ми-10К и таким образом, чтобы при выполнении краново-монтажных работ имелась возможность прямого визуального наблюдения за грузом на внешней подвеске и за местом монтажа. За кабиной пилотов, как и на вертолете-доноре Ми-26, находилось отделение для сопровождающих груз. Огромный фюзеляж вертолета Ми-32 (40,5×36×4,3 м), кроме кабины экипажа, включал в себя центральную часть, сделанную в виде треугольника, сторонами которого являются три силовых элемента трубчатого сечения, а в вершинах установлены гондолы с силовыми установками, к которым крепятся опоры шасси и тросы внешней подвески. Шасси — четырехопорное с двумя передними опорами перед передней гондолой и двумя основными опорами. Перевозка грузов должна была осуществляться на внешней подвеске, которая крепилась в трех точках под каждой из гондол. При таком способе крепления внешней подвески на балки фюзеляжа действовали не изгибающие моменты, а в основном сжимающие нагрузки. Уникальная система внешней подвески должна была обеспечивать: возможность варьирования длины грузового троса от 5 до 60 м; уборку тросов в походное положение; подцепку груза на висении и при стоянке вертолета на земле; аварийный сброс груза; дистанционный контроль массы груза, а в случае необходимости транспортировку грузов массой свыше 55 т связкой из двух вертолетов. Силовая установка Ми-32 состояла из шести двигателей Д-136, попарно расположенных в трех гондолах, трех модифицированных главных редукторов ВР-26, трех размещенных под главным редуктором и соединенных с ним посредством вала-рессоры синхронизирующих редукторов и валов синхронизации. В передней гондole находилась вспомогательная силовая установка запуска. Топливная система состояла из трех закольцованных подсистем. Вертолет предполагалось оснастить системой управления с электрической проводкой от механического смесителя до гидроусилителей. Питание гидроусилителей управления шагом лопастей каждого несущего винта осуществлялось одной из трех независимых друг от друга гидросистем. Каждая гидросистема имела свою основную и дублирующую системы, унифицированные с гидросистемами Ми-26.

Расчетная взлетная масса Ми-32, в зависимости от предполагаемого применения вертолета, составляла 136—146 т, статический потолок— 1000—1500 м, динамический потолок— 4000 м, скорость — 200—230 км/ч, дальность— от 300 до 1200 км.

По оценкам милевцев, к концу десятилетия страна уже могла бы получить уникальное транспортное средство.

В 1980 г. после снятия Ми-6 с серийного производства парк этих машин стал постепенно уменьшаться. Прекратилась и эксплуатация вертолетов-кранов Ми-10. Их сменили новые более мощные Ми-26. Однако при использовании Ми-26 в народном хозяйстве выяснилось, что применение этого тяжеловоза в ряде операций менее выгодно, чем его предшественника, так как грузы, рассчитанные в основном на Ми-6, имели массу 9-10 т. Таким образом в парке винтокрылых машин гражданской авиации образовалась брешь, заполнить которую мог новый вертолет грузоподъемностью 10—12 т. В 1990 г. в соответствии с требованиями Министерства гражданской авиации МВЗ им. М.Л. Миля приступил к проектированию транспортного вертолета Ми-46 (рис. 1.7).

Поскольку в техническом задании Министерства гражданской авиации содержалось требование разработки комбинированного вертолета — транспортного с подвесной кабиной и крана, на МВЗ рассматривались различные проекты. Транспортный вариант должен был иметь высокую эффективность, а вариант крана — удовлетворять жесткому условию — при отказе двигателя на монтажной операции мягко опускать груз на землю. Исследования показали, что создать комбинированный вертолет можно, но нецелесообразно из-за низкой весовой отдачи, а удовлетворить требованиям технического задания могут два различных аппарата — транспортный вертолет с двумя двигателями и вертолет-кран с тремя такими же двигателями. В качестве первого этапа разработки заказчик определил транспортный вариант, проект-предложение которого фирма закончила в 1992 г.

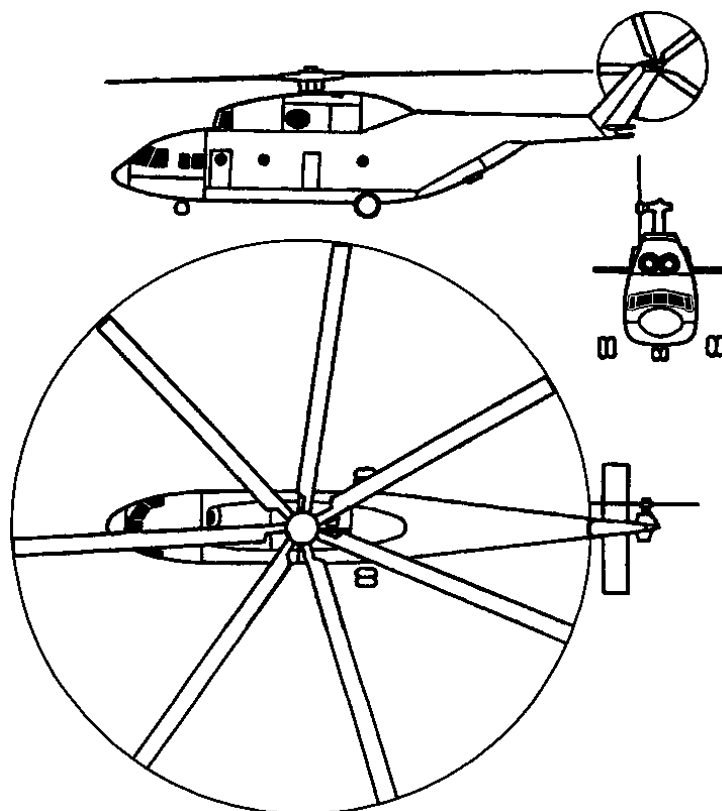


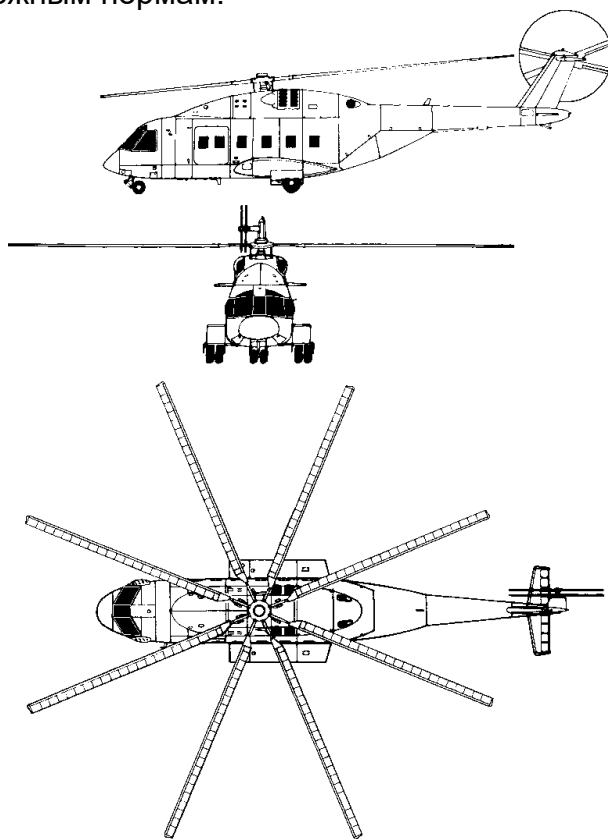
Рис. 1.7

Вертолет Ми-46 имел классическую одновинтовую схему с семилопастным несущим винтом диаметром 27,6 м и пятилопастным рулевым винтом диаметром 6,2 м. При его проектировании инженеры МВЗ максимально учли опыт создания и

эксплуатации Ми-26, по аналогии с которым разрабатывались общий вид, компоновка и конструкция основных агрегатов и систем перспективной машины. В то же время конструкторы внесли в проект и ряд улучшений в соответствии с последними достижениями вертолетной науки и техники: установили новый пилотажно-навигационный комплекс, применили стеклопластиковые лопасти, втулки винтов, не требующие смазки и т.д. Все эти новшества должны позволить (по сравнению с предшественниками Ми-6 и Ми-10К) существенно улучшить летно-технические характеристики, увеличить ресурс, повысить безопасность при отказе одного двигателя, снизить в два раза удельный расход топлива, упростить техобслуживание, а также повысить уровень механизации погрузочно-разгрузочных работ. Расчетная масса Ми-46 — 30 т, статический потолок — 2300 м, крейсерская скорость — 270 км/ч, дальность полета с полной заправкой — 750 км.

Транспортно-пассажирский Ми-38 (рис. 1.8) предназначен для перевозки пассажиров и грузов, выполнения лесотехнических, строительно-монтажных, погрузочно-разгрузочных, поисково-спасательных и аварийно-спасательных работ, оказания медицинской помощи и эвакуации больных, проведения геологоразведочных работ, а также использования в качестве комфортабельного салона. С самого начала в проект закладывалась возможность его эксплуатации в различных погодных и климатических условиях.

Вертолет Ми-38 стал первой отечественной винтокрылой машиной, при проектировании которой изначально предусматривалась ее сертификация по отечественным и зарубежным нормам.



Ми-38

Рис. 1.8

В соответствии с утвержденным проектом Ми-38 является вертолетом классической одновинтовой схемы с шестилопастным несущим винтом диаметром 21,1 м и четырехлопастным рулевым винтом диаметром 3,84 м. Аэродинамическая компоновка Ми-38 представляет собой вершину научной мысли в области отечественной аэродинамики вертолетов. Вместо традиционного размещения двигателей перед главным редуктором была принята схема с их «задним» расположением, что позволило снизить уровень шума в кабине и, самое главное, повысить безопасность при аварийной посадке. Удобообтекаемый фюзеляж полумонококовой конструкции состоял из передней части, где находилось оборудование и двухместная кабина экипажа, центральной части, хвостовой балки и килля, у основания которого располагался управляемый стабилизатор. Конструкция фюзеляжа включала трехслойные панели и детали из композиционных материалов.

В совокупности с новейшим оборудованием это позволит управлять вертолетом одному пилоту при транспортировке грузов. Второй летчик включается в экипаж только при перевозке пассажиров. Новейшая электроника дает возможность обойтись без бортинженера (вместо него в экипаж включается стюард для обслуживания пассажиров).

Размеры грузопассажирской кабины (8,7×2,34×1,8 м) дают возможность разместить в ней с большим комфортом 30 человек. Их кресла, так же как и кресла летчиков, оборудованы системой амортизации при грубой посадке.

В санитарном варианте внутри грузопассажирской кабины может находиться 16 носилок. При транспортном использовании загрузка техники и грузов производится через большой задний грузовой люк со створками и рампой-аппарелью, а также через широкую дверь по правому борту фюзеляжа. Хвостовая балка должна иметь либо классическую цельнометаллическую полумонококовую конструкцию, либо углепластиковую, выполняемую методом намотки.

Лопастями несущего, так и рулевого винтов — стеклопластиковые, что позволяет увеличить КПД и аэродинамическое качество винтов, ресурс и календарный срок их службы. Втулка несущего винта — с эластомерными подшипниками. Конструкция Х-образного рулевого винта полностью аналогична отработанной на Ми-28. При проектировании агрегатов вертолета Ми-38 конструкторы изначально закладывали высокие ресурсы, принятые в мировой практике. В частности, ресурс четырехступенчатого многопоточного главного редуктора — 12 тыс. ч. Система управления — с двухкамерными гидроусилителями. В конструкцию автомата перекоса введены самосмазывающиеся подшипники. Гидравлическая система и электросистемы — трехкратно резервированные. Шасси — неубирающееся, трехопорное, энергопоглощающей конструкции.

Предложенный конструкторами ОКБ им. В.Я.Климова проект нового двигателя ТВа-3000 взлетной мощностью 2500 л.с. и мощностью на чрезвычайном режиме 3750 л.с, взамен ТВ7-117, позволил не только повысить безопасность полета при отказе одного двигателя, но и значительно улучшить летно-технические характеристики. Повысилась надежность вертолета при проведении краново-монтажных работ. Масса груза, перевозимого на внешней подвеске, выросла до 6 т. Соответственно и максимальная взлетная масса Ми-38 увеличилась до 15,6 т. Улучшились и другие параметры машины.

Он послужит хорошим дополнением к вертолетам среднего класса Ми-8, а также, в ряде случаев, заменит вертолет-тяжеловоз Ми-6.

В печати сообщают об интересе Франции и Германии к Ми-26 в качестве будущего тяжелого транспортного вертолёта для ВВС европейских стран.

Фирма М.Л.Миля возобновила контакты с Eurocopter по рабочей группе, в которую входят представители Eurocopter, Sikorsky, Boeing и Augusta Westland по программе разработки общеевропейского тяжёлого вертолёта. Эти предпроектные исследования ставят целью определение облика и возможностей общеевропейской тяжёлой транспортной машины. Она будет близка по классу к Ми-26. У Eurocopter есть проектные предложения по такому вертолёту исходя из меньшей размерности. Россия предложила глубокую модификацию Ми-26. Ведётся проектирование среднего транспортного вертолёта Ми-58 с взлётной массой 10 тонн.

К новому поколению относится средний многоцелевой и транспортный вертолёт Сикорский S-92 (рис. 1.9), который должен заменить вертолёт S-70 (UH-60) и быть конкурентоспособным с новым европейским вертолётом NH-90. Вертолёт S-92 начал разрабатываться в 1990 г., в 1992 г. на выставке в Фарнборо впервые показан макет вертолёта и сообщалось, что он будет построен в 1994 г. Однако разработка его, на которую было затрачено 600 млн. долл., затянулась и потребовала привлечения европейских и азиатских фирм. Фирма оценивает потенциальный рынок для вертолётов S-92 в 2000—2019 г. в 5000 вертолётов, предполагаемая цена вертолёта 12,5 млн. долл. Однако следует учесть, что вертолёт S-70 (UH-60), который начал производиться ещё в 1977 г., был построен серией из 2000 вертолётов, возможно производство ещё нескольких сотен этих вертолётов. Поэтому заявленная цифра представляется слишком преувеличенной. Наконец, надо учитывать также, что в этом классе вертолётов наиболее распространёнными являются вертолёты Ми-8 и Ми-17, которые произведены серией из 11000 вертолётов и хорошо зарекомендовали себя в эксплуатации во многих странах.

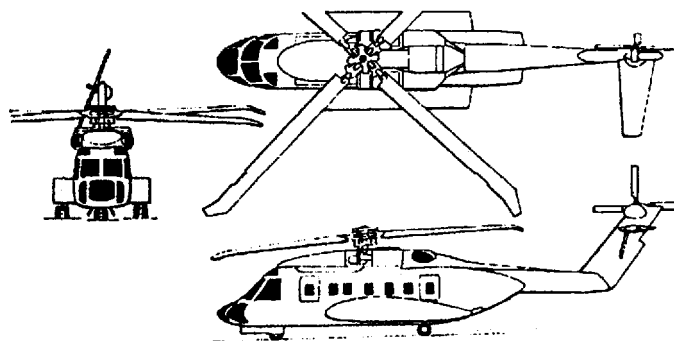


Рис. 1.9. Вертолёт Сикорский S-92

По размерам S-92 несколько больше, чем S-70, может перевозить 19 — 22 пассажира, в военном варианте будет снабжен грузовым люком в задней части фюзеляжа. Вертолёт отличается широким использованием КМ и рядом усовершенствований, апробированных на вертолётах фирмы: концы лопастей стреловидные и отогнутые вниз, как на вертолёте UH-60L, для повышения КПД несущего винта рулевой винт вынесен вверх на развитом вертикальном оперении и отклонен вбок для создания вертикальной составляющей тяги, ГТД имеют режим чрезвычайной мощности, как на вертолёте UH-60L.

В Европе в конце 1970-х — начале 1980-х годов также была начата разработка ряда новых программ вертолётов с усовершенствованной

конструкцией и улучшенными характеристиками. Еще в 1975 г. министерство обороны Великобритании начало исследования нового вертолета для замены вертолетов «Си Кинг», а в 1980 г. британская фирма «Уэстленд» объединилась с итальянской фирмой «Агуста» и голландской фирмой «Фоккер», образовав консорциум «Европиен Геликоптер Индастри» (ЕНІ) для совместной разработки на базе английского проекта многоцелевого вертолета WG.34 и итальянского опытного трехдвигательного транспортного вертолета А-101G, не получившего развития, нового трехдвигательного вертолета ЕН-101 в трех вариантах: морском палубном для противолодочной обороны, многоцелевом и транспортном с задним грузовым люком и гражданском для пассажирских перевозок (рис. 1.10).

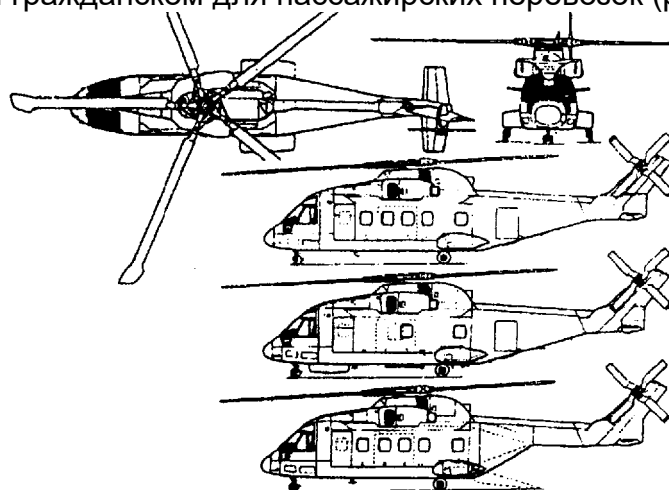


Рис. 1.10. Вертолет ЕН-101

Вертолет ЕН-101 отличается хорошими аэродинамическими формами, снабжен убирающимся шасси, пятилопастным несущим винтом с шарнирным креплением лопастей с эластомерными шарнирами; лопасти усовершенствованной конструкции из КМ имеют изменяемые по длине относительную толщину и крутку и стреловидные законцовки сложной конфигурации, разработанные фирмой «Уэстленд» по программе ВЕРР и использованные на вертолете «Супер Линкс».

Потенциальный рынок оценивался в 700—800 военных и гражданских вертолетов. Однако заказы были получены только на 82 вертолета, в том числе 44 противолодочных вертолета «Мерлин» для британского флота, 22 многоцелевых и поисково-спасательных вертолета для британских ВВС и 16 противолодочных и транспортных вертолетов для итальянского флота. Возможными заказчиками будут Канада (которая собиралась заказать 50 вертолетов) и Саудовская Аравия. Разработан гражданский вариант вертолета «Гелилайнер» для доставки 30 пассажиров при обслуживании буровых вышек на море. Для увеличения скорости и дальности полета на вертолете предполагается использовать крыло.

Несколько позже разработки вертолета ЕН-101 в Европе началась программа нового многоцелевого и тактического транспортного вертолета для армии и ВМС стран НАТО в 1990-х годах, получившего обозначение NH-90 (NATO Helicopter). После длительных исследований возможностей нового вертолета, начавшихся в 1983 г., был образован в 1992 г. консорциум NHI (NATO Helicopter Industry), в который вошли фирмы «Еврокоптер Франс», «Еврокоптер Дойчланд» и «Агуста».

Фирма «Уэстленд» также участвовала в программе разработки, но, став ведущей по программе EH-101, отказалась от участия в программе NH-90. В процессе затянувшейся разработки программа неоднократно пересматривалась, особенно по срокам поставок и объемам закупок. Предполагается, что Германия может закупить 243 вертолета NH-90, Франция — 160 и Нидерланды — 20 с началом поставок в 2003 г., т.е. всего 423 вертолета.

Вертолет NH-90 рассматривался как винтокрылый вариант боевой машины пехоты (БМП) при использовании в тактическом транспортном варианте ТТН (Tactical Transport Helicopter); в варианте корабельного базирования NFH (NATO Fregat Helicopter) вертолет должен использоваться для борьбы с подводными лодками и для поисково-спасательных операций (рис. 1.11).

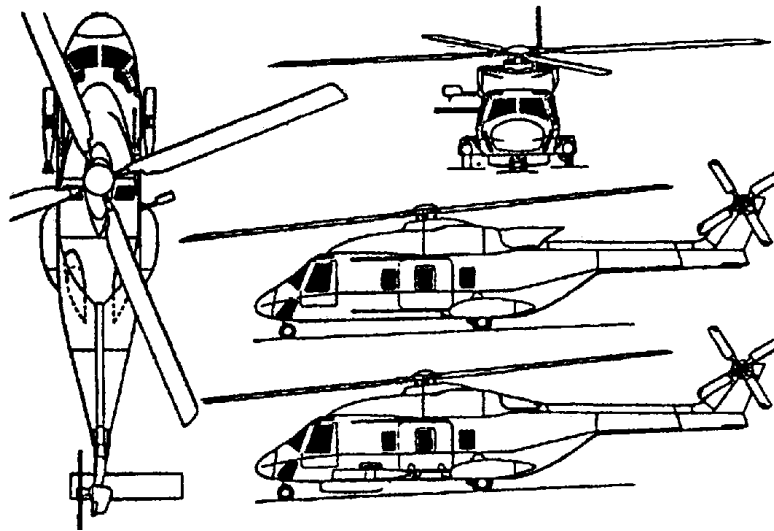


Рис. 1.11. Вертолет NH-90 для стран НАТО

Особенностью конструкции является широкое использование КМ, а также выполнение боковых поверхностей фюзеляжа угловатыми, образованными плоскими гранями, как на БМП, что должно способствовать уменьшению поражаемости от наземного огня, а также снижению радиолокационной заметности. Шасси выполнено убирающимся. Несущий винт четырехлопастный с бесшарнирным креплением лопастей с титановой втулкой и эластомерными упругими элементами. Вертолет сможет нести различное вооружение.

По грузоподъемности (2000 кг) и взлетной массе (10 т) вертолет NH-90 занимает промежуточное положение между более легкими вертолетами Сикорский УН-60 «Блэк Хоук» и AS.332 «Супер Пума» третьего поколения ($m_{взл} = 9$ т) и более тяжелым новым вертолетом EH-101 ($m_{взл} = 14,3$ т), поэтому вертолет NH-90 появляется на давно сформировавшемся рынке, заполненном хорошо известными вертолетами.

В настоящее время в США поставлен вопрос о создании тяжелого военно-транспортного винтокрылого летательного аппарата JTR (Joint Transport Rotorcraft), который может быть создан по схеме вертолета либо конвертоплана. И это не смотря на то, что в феврале 2007 года парк новых конвертопланов V-22 насчитывал 40 единиц и США планирует приобрести ещё 460 Osprey.

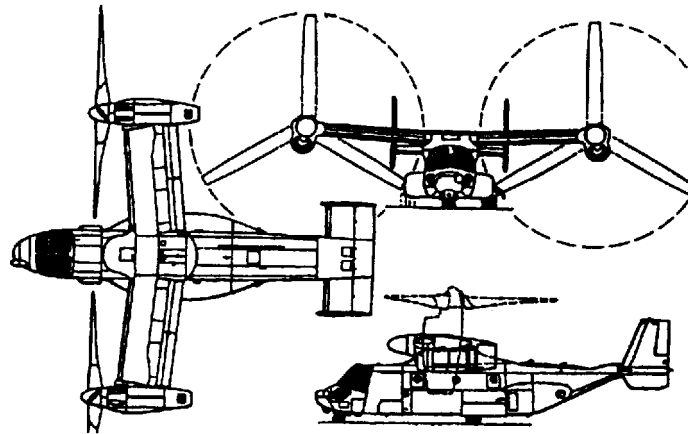


Рис. 1.12. СВВП Белл-Боинг V-22 «Оспри»

V-22 «Оспри» (рис. 1.12) СВВП оснащён поворотными винтами диаметром 11,6 м и двумя ТВД мощностью по 4585 л.с. были заданы максимальная взлетная масса при вертикальном взлете 21545 кг, при взлете с коротким разбегом — 24950 кг (с повернутыми на 45° винтами), дальность полета при вертикальном взлете 2225 км, при взлете с коротким разбегом 3340 км, максимальная перевозимая нагрузка в кабине 9070 кг, на внешней подвеске 6805 кг, СВВП V-22, перевозит 24 десантника со скоростью 460 км/ч при радиусе действия 370 км; он может летать на режиме висения при высадке десанта на высоте 915 м при 33 °С. Замена устаревших десантно-транспортных вертолетов СН-46Е на 425 СВВП V-22 продлится до 2022 г. Общая стоимость программы разработки и производства 523 СВВП V-22 оценивается в 45 млрд. долл., включая стоимость НИОКР 6,6 млрд. долл., а средняя цена одного СВВП 86 млн. долл.

Представляет интерес глубокая модификация вертолёта Ми-26 под программу JTR (Joint Transport Rotorcraft) со следующими предполагаемыми характеристиками [3,4]:

Рабочая дальность, км	от 926 до 1852
Полезная нагрузка, т:	
на рабочую дальность	от 8 до 13
на малую дальность	22,4
Перегоночная дальность, км	3809
Вертикальная скороподъемность, м/с:	2,54
на высоте, м	1219
при температуре, °С	MCA + 20
Габариты груза, перевозимого внутри грузовой кабины, м	2,438x2,438x6

В истории вертолетостроения существует много примеров, показывающих очень высокую эффективность модификации созданных ранее вертолетов. В их числе - постоянно совершенствующийся российский вертолет Ми-8, заслуженно завоевавший репутацию надежной машины с высокими летно-техническими характеристиками, а также американские вертолеты Sea Stallion и Chinook. Благодаря модификациям эти машины значительно улучшили свою грузоподъемность и другие летно-технические характеристики. Очевидно, что по критерию «стоимость-эффективность» модификация до тех пор, пока ее возможности не исчерпаны, имеет значительное преимущество перед созданием нового вертолета.

Модификация вертолета Ми-2б может проводиться в следующих направлениях [3,4]:

- установка новых, более мощных и экономичных двигателей;
- разработка новых композиционных лопастей с улучшенными аэродинамическими характеристиками;
- установка эластомерных подшипников во втулки несущего и рулевого винтов;
- модернизация главного редуктора для обеспечения работы при более высоких значениях мощности;
- установка убирающегося шасси;
- модернизация или полная замена радио-, электронного, электрического и гидравлического оборудования.

Проведение модификации вертолета по указанным направлениям позволяет надеяться на получение следующих результатов:

- увеличится мощность двигателей и снизится удельный расход топлива;
- повысится аэродинамическое качество несущего винта и всего вертолета;
- улучшится весовая отдача вертолета;
- улучшатся эксплуатационные качества и сроки службы основных агрегатов и систем.

Повышение аэродинамического качества может стать существенным фактором в улучшении летно-технических характеристик модернизируемого вертолета. Эта цель может быть достигнута при реализации описанных ниже мер.

Совершенствование несущего винта вертолета может осуществляться за счет применения новых оптимизированных аэродинамических профилей. Последние разработки ЦАГИ позволяют рассчитывать на существенное продвижение в этой области.

Исследования по оптимизации формы концевых частей лопасти, а также угла отгиба законцовки лопасти вниз, увеличение геометрической крутки лопасти, применение наплыва и прямоугольной формы лопасти в плане дают дополнительные возможности для увеличения аэродинамического качества несущего винта.

Проведение всех вышеперечисленных мероприятий может реально увеличить на 3% относительный КПД несущего винта на режиме висения и поднять его максимальное аэродинамическое качество в поступательном полете на 10%.

Для увеличения аэродинамического качества всего вертолета необходимо также провести комплекс работ по снижению сопротивления ненесущих элементов конструкции вертолета и уменьшению сопротивления, вызываемого интерференцией между отдельными элементами конструкции.

В частности, целесообразно сделать шасси убирающимся, провести работы по снижению сопротивления втулок несущего и рулевого винтов, улучшить обтекание в зоне между несущим винтом и фюзеляжем, рассмотреть возможность применения отсоса пограничного слоя или выдува воздуха для дополнительного снижения лобового сопротивления.

Создание ряда новых агрегатов, таких, как лопасти несущего винта, убирающееся шасси, а также модернизация главного редуктора делают

предположения об улучшении весовой отдачи обоснованными и реально осуществимыми.

Замена электрического, электронного, радиотехнического, гидравлического, погрузочно-разгрузочного и связного оборудования, созданного еще в 70-е годы, также позволяет рассчитывать на снижение массы пустой машины.

Прежде всего необходимо подчеркнуть, что из трех направлений, по которым должна проводиться модернизация вертолета (увеличение весовой отдачи и аэродинамического качества, а также снижение удельного расхода топлива двигателей), наибольшие результаты дало снижение удельного расхода топлива.

Как показал анализ летно-технических характеристик Ми-26, создание модернизированного варианта вертолета, отвечающего требованиям JTR, потребует решения широкого круга проблем. К их числу относятся:

- создание двигателя, обеспечивающего мощность 12000 л.с. на высоте 1219 м при температуре, на 20° превышающей стандартную. Двигатель на максимальном режиме должен обеспечивать удельный расход топлива не выше 165 г/л.с. ч;
- модернизация главного редуктора вертолета Ми-26 для обеспечения работы при максимальной мощности 12000 л.с. и 7500-8000 л.с. на крейсерских режимах;
- создание композиционных лопастей несущего винта диаметром 32 м и хордой 0,9 м;
- создание убирающегося шасси с целью снижения вредного лобового сопротивления ненесущих элементов;
- модернизация фюзеляжа для обеспечения статической и динамической прочности при нормируемой перегрузке для нормального взлетного веса 56 т;
- разработка новых комплексов электронного, гидравлического, силового, электрического и погрузочно-разгрузочного оборудования;
- проведение комплекса исследований по повышению аэродинамического качества несущего винта и вертолета в целом.

Детальная проработка данного проекта, вероятно, выявит дополнительные проблемы, требующие решения.

В настоящее время осуществление такого грандиозного проекта, каким будет проект JTR не под силу одному государству. Вероятно, поэтому он и назван объединенным. Подобная работа, несомненно, может быть организована только на основе межправительственного соглашения, подписанного правительствами всех стран - участниц проекта.

1.1. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТОВ

Как объект проектирования современный вертолет представляет собой сложную техническую систему с развитой иерархической структурой, большим числом элементов и внутренних связей, возрастающих примерно пропорционально квадрату числа элементов.

В любом вертолете можно выделить ряд функциональных подсистем, определяющих в совокупности его полезные свойства. Каждая из таких подсистем может включать в себя комплекс простых и сложных систем и отдельных элементов.

Удобное для изучения и анализа расчленение вертолета на подсистемы не означает, что они полностью автономны. Системы вертолета взаимосвязаны и взаимообусловлены.

С другой стороны вертолет является подсистемой сложной системы более высокого иерархического уровня — авиационного комплекса, под которым понимается органическое сочетание людских и материальных ресурсов и действиями которого вырабатывается определенный полезный эффект. Авиационный комплекс, в свою очередь, является элементом транспортной или другой системы.

Специфика вертолета как транспортного средства диктует необходимость широкого применения в процессе его создания автоматизированного проектирования, которое базируется на системном принципе проектирования. При системном подходе к проектированию формирование технического облика вертолета и его агрегатов осуществляется на основе комплексного расчетно-экспериментального метода с учетом:

- назначения, вариантов и условий его применения и эксплуатации;
- места аппарата в системе авиационного комплекса;
- ограничений, связанных с условиями конструирования, технологии, конструкционными материалами и др.;
- требований аэроупругости, прочности, долговечности, ресурса и массы и т.д.

На начальном этапе проектирования создание вертолета характеризуется разработкой его концепции, определением совокупности задач и способов их выполнения \vec{S} (в том числе и типовых профилей полета), условий функционирования \vec{Z} , критериев оценки эффективности и оптимизации параметров $\vec{\Phi}(\vec{S}, \vec{Z}, \vec{p})$, где \vec{p} — вектор параметров вертолета и его агрегатов (технический облик аппарата) [5]. В рамках принятой концепции формируются модели облика аппарата (\vec{p}) и его функционирования (\vec{S}, \vec{Z}), связывающие пространства $\vec{S}, \vec{Z}, \vec{p}$ и их отображения на пространстве частных критериев (рис. 1.12) [5].

В качестве критериев оценки эффективности и оптимизации параметров вертолета могут быть использованы целевые функции $W(\vec{\Phi})$: например, топливная эффективность (для транспортных вертолетов), приведенная производительность (для вертолетов-кранов) и др.

Модель технического облика вертолета позволяет решить задачу разработки внешнего вида аппарата. Задача формулируется как поиск совокупности его параметров \vec{p} (в рамках заданных ограничений), обеспечивающих достижение значений выбранной целевой функции $W(\vec{\Phi})$, близких к оптимальным в заданных условиях функционирования \vec{Z} на выбранной совокупности типовых задач \vec{S} .

Модель функционирования вертолета дает возможность оптимизировать совокупность типовых задач (профилей полета и областей применения) при заданных условиях функционирования \vec{Z} для анализируемых обликов вертолета.

Таким образом, проектирование вертолета является нелинейной многопараметрической задачей. Решение этой задачи строится на итерационной процедуре, требующей взаимодействия многих различных организаций. Итерационную процедуру структуры W полезно представить таким образом, чтобы можно было в явном виде выделить совокупность технического совершенства вертолета (его систем и агрегатов) и критериев оценки соответствия технического облика вертолета комплексу задач и способов их выполнения.

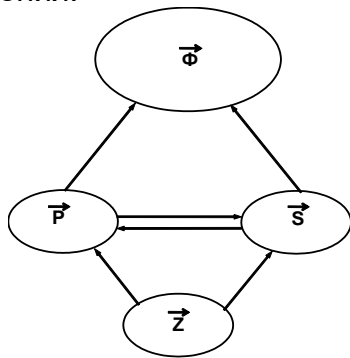


Рис. 1.12. Взаимосвязь параметров $\vec{S}, \vec{Z}, \vec{P}$ и их отображение на пространство частных критериев $\vec{\Phi}$

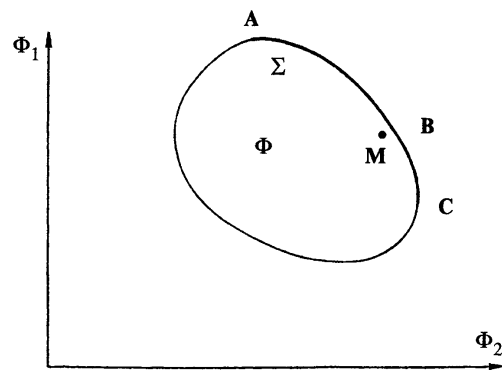


Рис. 1.13. Область существования решения в пространстве $\vec{\Phi}$

Математические модели позволяют найти минимальный набор k независимых частных критериев эффективности $\vec{\Phi}(\vec{\Phi}_1, \vec{\Phi}_2, \dots, \vec{\Phi}_k)$. Совокупность этих частных критериев (при адекватном математическом описании задач) полностью определяет рассматриваемую целевую функцию $W(\vec{\Phi})$ и область существования решения в пространстве $\vec{\Phi}$ (рис. 1.13).

В общем случае создание вертолетного комплекса (ВК) как элемента большой системы проходит три стадии исследований и разработок: концептуальную, обликовую и проектную.

Концептуальная стадия характеризуется разработкой и обоснованием тактико-технических требований, определяющих главную идею нового аппарата и его важнейшие ТТХ.

Обликовая стадия заключается в формировании в рамках выбранной концепции технического облика вертолета и состоит из выбора схемы и наиболее целесообразного сочетания основных ЛТХ вертолета и его систем, обеспечивающих выполнение ТТТ и высокие показатели эффективности применения. В процессе выполнения второй стадии возможны варианты технического облика аппарата с параметрами, обеспечивающими достижение ТТТ. В этом случае предпочтение отдается варианту с наилучшим значением принятого критерия. В качестве критерия часто используются минимальная масса аппарата либо его стоимость [6].

Проектная стадия включает в себя уточнение отдельных ТТТ, разработку, принятие технических решений и оценку их эффективности в процессе проектирования и конструирования аппарата, облик которого обоснован на второй стадии.

При этом под вертолетным комплексом условно понимают цикл исследований по определению концепции объекта проектирования, основных решаемых им задач и условий их выполнения, осуществлению оптимальной увязки систем, подсистем и элементов аппарата, оптимизации основных ТТХ и технического облика с учетом технических, производственных и экономических возможностей, определяющих перспективы развития вертолетной техники.

Несмотря на существенные отличия вертолета от других типов летательных аппаратов, процесс его проектирования и производства отвечает общей схеме создания авиационной техники. Основные этапы этой схемы:

- разработка тактико-технических требований к вертолету;
- разработка технических предложений (предварительное проектирование);
- эскизное проектирование и макетирование ЛА;
- рабочее проектирование, постройка опытного образца новой машины и его летные испытания.

Можно выделить основные направления исследований, характерные для проектирования нового вертолета [7]:

- выбор оптимальных параметров вертолета (проработка большого числа вариантов с варьированием важнейших параметров вертолета и его основных агрегатов);

- расчеты, связанные с обеспечением прочности и работоспособности конструкций и безопасности от различных видов автоколебаний;

- изучение возможности снижения переменных нагрузок и напряжений, устранения резонансов, создания конструкции с заданными характеристиками, увеличения ее динамической напряженности и пределов выносливости деталей из традиционных и новых материалов;

- оптимизация параметров основных агрегатов; результаты расчетов учитывают при определении параметров вертолета, а они, в свою очередь, влияют на характеристики агрегатов вертолета.

Большую ценность для рационального выбора основных параметров вертолета и конструктивных решений представляют результаты натурных летных исследований по отработке новых агрегатов и систем, а также параметрические исследования управляемости вертолета на летающих лабораториях с изменяемыми характеристиками.

Успешное проведение натурных исследований позволяет значительно снизить массу практически всех агрегатов и систем при сохранении высокого уровня безопасности их работы и большого ресурса.

1.2. МЕТОДЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Прежде всего, следует отметить, что все методы проектирования объединены одним принципом решения задач – принципом последовательных приближений (метод итераций). Этот принцип характеризует общий подход (независимо от метода проектирования) к решению проектных задач, и суть его состоит в том, что комплекс задач проекта решается последовательно, с помощью уточняющих и развивающих друг друга шагов (итераций).

Схематично методы проектирования можно свести в табл. 1.1 [9].

Таблица 1.1

Принцип последовательных приближений (итераций)		
Косвенные методы		Прямые методы
Метод копирования	Статистический метод	Аналитические методы
		Методы оптимального проектирования
		Автоматизированное проектирование
		Интегрированные технологии проектирования

Как видно из таблицы, наиболее совершенный на сегодня метод автоматизированного проектирования, основанный на принципе итераций, принадлежит к прямым методам и является аналитическим методом оптимального проектирования.

Аналитические методы опираются на совместное решение системы уравнений, которые учитывают самые важные связи между параметрами и характеристиками вертолета, а также различного рода ограничения. В результате такого решения идет поиск допустимого (в смысле удовлетворения уравнения существования вертолета) варианта проекта. Применение аналитических методов открыло широкую возможность для проведения параметрических исследований по определению влияния изменения проектных параметров и ограничений на технико-экономические характеристики вертолета и дало толчок к развитию методов оптимального проектирования вертолетов. Совершенствовались критерии оценки проектно-конструкторских решений в направлении учета многоцелевого характера применения вертолета и динамики изменения требований к нему за период эксплуатации.

Наряду с этим развивалась общая теория проектирования больших систем, на базе которой теория и практика проектирования вертолетов постепенно приобретают логическую завершенность, обеспечивая действительно научный подход к прогнозированию параметров и характеристик будущего вертолета. Идеи системного проектирования интуитивно использовались при проектировании вертолетов ранее. Они нашли отображение в расчленении процесса проектирования на этапы, а вертолета – на подсистемы и агрегаты. Системное проектирование опирается на строго упорядоченный комплексный подход, который учитывает сложные связи и взаимное влияние между элементами системы, включая в себя как составную часть метод оптимального проектирования. Оно отличается от широко распространенных процедур оптимизации отдельных устройств и характеристик систем применением системных, в частности комплексных (обобщенных), критериев оптимальности, использованием математических моделей, которые описывают существенные черты системы в целом, математическим аппаратом, широким применением ЭВМ.

В научно-исследовательских институтах и конструкторских бюро создаются, развиваются и все шире используются системы автоматизированного проектирования (САПР).

Применение САПР обеспечивает повышение качества проектируемых изделий, сокращает цикл проектирования, т. е. повышает производительность труда, является существенным фактором ускорения научно–технического прогресса.

Аналитические методы проектирования, собственно сам аналитический метод, метод оптимального проектирования, системное проектирование и САПР опираются на связи между параметрами и характеристиками вертолета, представленными в виде аналитических формул.

Для математического описания вертолета (математической модели) обычно используют конечные алгебраические и трансцендентные уравнения, обычные дифференциальные уравнения и уравнения с частными производными. Алгебраические и трансцендентные уравнения обычно применяют для описания геометрических, массовых, аэродинамических и частично энергетических отношений между параметрами и характеристиками вертолета. Обычными дифференциальными уравнениями описываются траекторные параметры и динамические характеристики. Для описания динамических характеристик и некоторых характеристик прочности используют дифференциальные уравнения с частными производными.

После формализации на основе математического моделирования задача проектирования системы может быть сведена к задаче нахождения глобального экстремума функции многих параметров при ограничениях на эти параметры в виде функциональных равенств и неравенств.

1.3. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ТИПЫ ПРОЕКТНЫХ МОДЕЛЕЙ

Соответственно на основе методологии системного проектирования нет смысла стараться разработать универсальную модель проектирования вертолета, которая охватывает все типы задач, связанных с разработкой проекта. Типы моделей, их полнота и достоверность зависят как от этапа разработки проекта, постановки задачи проектирования, так и от типа разрабатываемого вертолета.

При разработке проектных моделей используется блочный принцип моделирования. Суть его состоит в том, что отдельные группы связей, которые характеризуют геометрические, весовые, аэродинамические, экономические, компоновочные и другие свойства вертолета, объединяются в отдельные системы уравнений – блоки. Достоинствами такого подхода есть возможность параллельной разработки модели специалистами, компетентными в определенных областях, большая гибкость в построении расчетных моделей при различных постановках задачи проектирования, а также определенные преимущества программной реализации моделей для решения задач на ЭВМ.

Основными проектными моделями для вертолётa могут быть: геометрические модели, весовые модели, аэродинамические модели, модели силовой установки, динамическая модель, модели устойчивости и управляемости, модели прочности, модели компоновки и центровки, экономические модели.

Достаточно хорошо разработаны инженерные методы расчетов характеристик вертолета и оценок эффективности.

Менее изучены математические методы описания компоновки вертолета, особенно его внутренней компоновки. Это объясняется сложностями

формализации учета очень большого количества факторов в процессе компоновки вертолета.

Для оценки вариантов проектно–конструкторских решений применяются различные показатели технико–экономического совершенства. Для их расчета используются *эффективные модели*. Они позволяют рассчитывать показатели эффективности (весовой, топливной, экономической) вертолета (или его отдельных подсистем) в зависимости от его параметров. Так, *экономические модели* транспортного вертолета отражают связи между транспортной производительностью вертолета, определяемой уровнем его технического совершенства, и затратами на проектирование, изготовление и эксплуатацию вертолета.

Следует отметить, что для тяжёлых транспортных вертолётных основными проблемами остаются:

- передача большой мощности к несущему винту;
- выбор оптимальных параметров несущего винта с оптимизацией аэродинамической компоновки лопастей, позволяющей увеличить КПД несущего винта;
- выбор двигателей с огромной мощностью, но отличающихся малой удельной массой, низким удельным расходом топлива и низким уровнем шума;
- динамическая неустойчивость конструкции;
- увеличение приведенной транспортной производительности дальности и скорости полёта;
- повышение весовой отдачи;
- повышение безопасности, ресурса, упрощение техобслуживания;
- повышение уровня погрузочно-разгрузочных работ и надёжности вертолётных проведений краново-монтажных работ;
- создание конструкций с широким использованием КМ.

Таким образом для вертолетов будут характерны следующие особенности развития вертолетостроения:

бóльшая скорость полета за счет уменьшения лобового сопротивления и создания высокоэффективных винтов, способных использовать большие мощности силовой установки на повышенной скорости;

увеличение относительной массы коммерческой нагрузки за счет совершенствования эффективности НВ на режиме висения и снижения массы пустого вертолета в результате применения новых конструкционных материалов;

снижение километровых расходов топлива за счет улучшения обтекаемости фюзеляжа и сокращения удельного расхода топлива двигателей;

более высокая эффективность выполнения полетных заданий, повышение живучести и надежности за счет внедрения конструкций из КМ;

снижение рабочей нагрузки на пилота за счет комплексного внедрения электронных систем;

уменьшение летного и технического персонала.

Библиографический список

1. Ружицкий Е.Н. Анализ развития мирового вертолётостроения за 50 лет // Техническая информация ЦАГИ. – 1958. Вып 1-2. – 60с.
2. Ружицкий Е.Н. Вертолёты. М.: Виктория, АСТ, АСТ, 1997. 4.1. -192с, 42. – 208с.
3. Тищенко М.Н. Может ли вертолёт Ми-26 выполнить функции JTR? Вертолёт №3, 2000 с 16-19.
4. Тищенко М.Н. Может ли вертолёт Ми-26 выполнить функции JTR? Модификация Вертолёта Ми 26 и его лётно-технические характеристики. Вертолёт №4, 2000 с 12-15.
5. Вождаев Е.С., Головкин В.А., Анимица В.А. Аэродинамика и динамика перспективных вертолётов // Техника Воздушного флота 1 (487) 1990
6. Некрасов А.В. Общие проблемы проектирования транспортных вертолетов. Учеб. пособие. – М. Моск. авиац. ин-т. 1984. – 84с
7. Бахов О.П. Галичев И.Н. Особенности создания современных вертолётов. Для народного хозяйства // Тем. Сб. научн. Трудов ин-та М.: Моск. Авиац. Ин-т. 1982 – 80с.
8. Проектирование вертолётов / В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, Л.И. Лосев – учебник. – Харьков: Нац. Аэрокосм. Ун-т «Харьк. авиац. ин-т» 2003. 344с
9. Основы общего проектирования самолётов с газотурбинными двигателями / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников, и др. – ч.1, Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т «Харьк. авиац. ин-т» 2003. 454с.