



ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Перспективы развития вертолетов	1
Конструктивные и аэродинамические особенности верто- лета Сикорский S-76 „Спирит“	14

УДК 629.735.45.01«71»

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ВЕРТОЛЕТОВ*

В обзорной статье Ж. Безиака, начальника отдела исследований вертолетного отделения фирмы Аэроспасьяль, рассматриваются следующие основные вопросы:

I. Улучшение летно-технических характеристик.

1. Уменьшение веса пустого вертолета (упрощение элементов конструкции; использование новых материалов).

2. Уменьшение километрового расхода топлива (улучшение аэродинамики фюзеляжа; оптимизация воздухозаборников; уменьшение удельного расхода топлива двигателей).

3. Улучшение аэродинамики несущего и рулевого винтов.

II. Увеличение рентабельности.

1. Увеличение полезной нагрузки за счет уменьшения веса конструкции вертолета и улучшения характеристик несущего винта на вертикальных режимах полета.

2. Уменьшение стоимости производства (упрощение элементов конструкции; повышение экономичности производства; индустриализация способов производства).

3. Уменьшение стоимости технического обслуживания (использование новых концепций обслуживания, например, введение обслуживания по состоянию).

III. Расширение эксплуатационных возможностей.

1. Улучшение летных характеристик.

2. Всепогодная эксплуатация.

3. Обеспечение маневренного полета вблизи земли в дневных и ночных условиях.

4. Уменьшение возможностей звукового, радиолокационного и инфракрасного обнаружения и уязвимости.

IV. Увеличение безопасности.

1. Использование силовой установки из двух двигателей.

2. Использование концепции безопасно повреждаемой конструкции или использование новых материалов.

3. Повышение противоударной прочности.

* Beziac G. Perspectives d'évolution technologique de l'hélicoptère.

L'Aéronautique et l'Astronautique, 1979, IV, N 77, p. 2-15.

V. Улучшение комфортабельности.

1. Уменьшение уровня вибраций.

2. Уменьшение внутреннего уровня шума, вызываемого механическими элементами.

3. Уменьшение рабочей нагрузки экипажа и совершенствование оборудования кабины экипажа.

VI. Уменьшение вредных факторов.

Уменьшение шума от внешних источников (двигатели, несущий и рулевой винты).

Целью данной статьи является оценка технического развития различных агрегатов вертолета. Эта оценка проводилась с постоянным учетом концепции стоимость—эффективность улучшений, т. е. уменьшение стоимости производства любым способом, не внося изменений в изделие.

Планер вертолета состоит из кабины экипажа, центральной части фюзеляжа с топливными баками и шасси, балки с хвостовым оперением. На планере размещаются трансмиссия, двигатели с их системами, системы управления и другие системы. Проектирование планера современного вертолета требует решения следующих задач:

улучшение летно-технических характеристик за счет уменьшения аэродинамического сопротивления;

увеличение рентабельности за счет уменьшения веса пустого вертолета и стоимости производства и технического обслуживания;

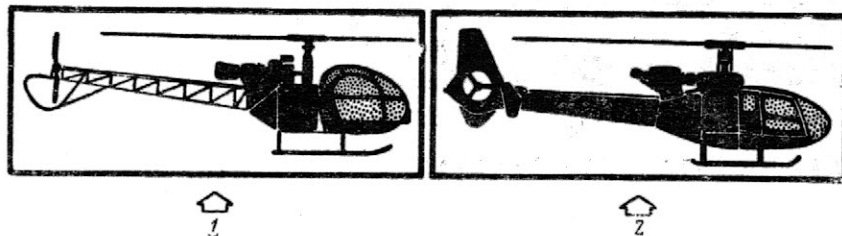
улучшение безопасности посредством использования новых концепций конструкции или материалов, обеспечивающих планеру безопасную повреждаемость, а также путем усиления противоударной прочности;

для военных вертолетов расширение границ эксплуатации посредством уменьшения возможности радиолокационного обнаружения и уязвимости от попадания пуль и снарядов и воздействия баллистических ударов. Из сравнения обводов фюзеляжа и площадей эквивалентной вредной пластинки вертолетов «Алуэтт» II и «Газель», имеющих объем кабины, рассчитанный для перевозки пяти человек, виден выигрыш, полученный за счет совершенствования аэродинамики фюзеляжа (рис. 1).

При скорости горизонтального полета 300 км/ч приблизительно 45% мощности расходуется на преодоление вредного сопротивления планера, причем ~~30~~ 40% этого сопротивления (в зависимости

от размеров вертолета) приходится на сопротивление втулки несущего винта и интерференцию ее с фюзеляжем. Поэтому для будущих вертолетов необходимы углубленные исследования и испытания,

напряженной обшивкой, как на вертолете «Пума». Элементы неосновной конструкции (часть) выполняются из КМ, например, обтекатели, двери, люки. Для будущего поколения вертолетов примене-



1—вертолет «Алуэтт» II, совершивший первый полет 12 марта 1955 г.; $G_{взл} = 1650$ кгс; $c_x S = 1,85$ м²; 2—вертолет «Газель», совершивший первый полет 7 апреля 1967 г.; взлетный вес 1900 кгс; $c_x S = 0,8$ м²

Рис. 1. Эволюция фюзеляжей легких вертолетов фирмы Аэроспасьаль

направленные на уменьшение вредного сопротивления. Предполагаются следующие виды исследований:

изучение конфигураций фюзеляжа и обтекателей втулки несущего винта, обеспечивающих предотвращение срывов воздушного потока;

получение гладких поверхностей обшивки и применение соединений с заклепками, установленными впотай; с этой точки зрения преимуществами обладают конструкции из композиционных материалов (КМ);

исключение всякого рода выступов; обязательное использование убирающегося шасси для скоростных вертолетов.

На рис. 2 показано изменение площади эквивалентной вредной пластинки старых и современных вертолетов, а также будущих вертолетов в зависимости от взлетного веса.

У современных вертолетов вес планера составляет 30% веса пустого, т. е. ~15% взлетного веса вертолета.

В настоящее время ферменная конструкция фюзеляжа (как на вертолете «Алуэтт» II) даже на небольших вертолетах не применяется, вместо нее используется каркасная конструкция со сравнительно толстой, слабо напряженной обшивкой, как на вертолете «Газель», или конструкция с тонкой

КМ распространится на основную конструкцию, позволяя ей работать, оптимально используя свои возможности, при однонаправленном или двухнаправленном расположении волокон (панели сотовой конструкции тонкая обшивка). Область применения КМ в основной конструкции значительна, например, вертикальное оперение, стабилизатор, хвостовая балка, обшивка фюзеляжа, нижняя часть фюзеляжа, силовой пол.

По сравнению с планерами, выполненными из обычных материалов, использование КМ с углеродными волокнами и кевлара позволит получить выигрыш в 10% веса планера или выигрыш ~3% веса пустого вертолета.

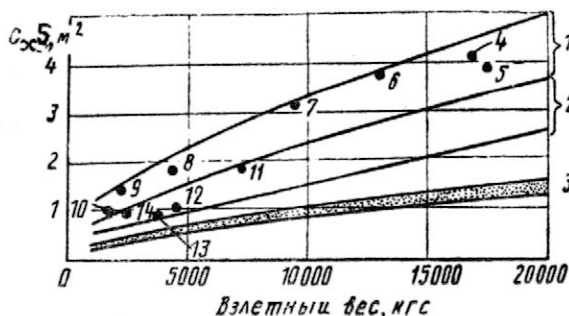
Фирма Сикорский за счет применения одного лишь кевлара на вертолете S-76 получила выигрыш в весе 36 кгс, или 1,6% веса пустого вертолета (рис. 3).

Предполагается получить выигрыш в весе 15% (по сравнению с современными планерами из обычных материалов) при использовании КМ из углеродных волокон и кевлара в сочетании с новыми материалами с металлической матрицей, усиленными металлическими волокнами (например, магнием, усиленным волокнами окиси алюминия).

При разработке планеров вертолетов нового поколения будут использованы усовершенствованные способы производства, благодаря чему стоимость планеров вертолетов нового поколения будет меньше стоимости планеров современных вертолетов, несмотря на то, что в этих новых планерах применяются дорогостоящие пластиковые материалы, стоимость которых, впрочем, должна снизиться за счет предполагаемого расширения рынка.

Эти планеры вследствие усовершенствованных качеств применяемых материалов будут хорошо противостоять разрушению от баллистических повреждений, будут обладать стойкостью к коррозии и свойством безопасно повреждаемой конструкции. Противоударная прочность должна явиться предметом особых исследований и испытаний для совершенствования деформируемых элементов конструкции.

Технические способы противоударного протектирования топливных баков и защиты от баллистических повреждений известны. В будущем благодаря предпринятым исследованиям связанное с



1—вертолеты, находящиеся в эксплуатации; 2—вертолеты нового поколения и будущие вертолеты; 3—самолеты; 4—Сикорский СН-53А; 5—Боинг-Вертол СН-47; 6—Аэроспасьаль SA-321; 7—Сикорский S-61N; 8—Белл УН-1В; 9—Аэроспасьаль «Алуэтт» III; 10—Аэроспасьаль SA.341; 11—Аэроспасьаль SA.330J; 12—Сикорский S-76; 13—Белл 222; 14—Аргуста А.109

Рис. 2. Изменение площади эквивалентной вредной пластинки различных транспортных вертолетов в зависимости от взлетного веса

этим увеличение взлетного веса может быть уменьшено.

Поиск средств уменьшения возможности радиолокационного обнаружения приведет к использованию на некоторых военных вертолетах специальных форм обшивки и конструкционных материалов с небольшим коэффициентом отражения.

ВТУЛКА НЕСУЩЕГО ВИНТА

За исключением двухлопастных несущих винтов на кардане втулки несущих винтов еще недавно представляли собой тяжелые и сложные цельнометаллические системы с высокой стоимостью технического обслуживания.

Исследования, предпринятые некоторыми вертолетными фирмами, привели к общему или частичному отказу от применения вертикальных, горизонтальных и осевых шарниров и созданию новых конструктивных схем несущих винтов и втулок, например:

несущий винт с жестким креплением лопастей на вертолете Белков Во.105, где сохранены лишь осевые шарниры, а необходимые движения в плоскостях взмаха и вращения несущего винта обеспечиваются за счет упругости комлевой части лопасти, выполненной из КМ;

несущий винт с полужестким креплением лопастей на вертолете Уэстленд WG.13, где имеются лишь осевые шарниры, а движения в плоскости взмаха и вращения обеспечиваются за счет упругости самой втулки, выполненной из титана;

несущий винт «старфлекс» на вертолетах Аэропасьяль AS.350 «Астар» и SA.365 с двумя ТВД, где обычные шарниры заменены шаровой муфтой из ламинированной резины, а демпфирование и жесткость в плоскости вращения обеспечиваются посредством вязко-упругих эластомерных демпферов.

Центральная часть втулки в виде звезды с упругими рычагами, а также соединительная муфта, связывающая эластомерный шаровой подшипник с лопастью, выполнены из КМ (рис. 4).

Целью вышеназванных конструктивных решений являются:

уменьшение веса;

уменьшение стоимости производства посредством упрощения отдельных агрегатов;

особенно уменьшение стоимости техобслуживания, непосредственно связанной с таким фактором, как расчетный срок службы, надежность составляющих агрегатов, межремонтный срок службы и периодичность осмотров.

От выбора концепции зависит относительный эквивалентный горизонтальный шарнир «а» (сумма реального эксцентриситета горизонтального шарнира и выражения, пропорционального жесткости шарнира), который будет определять динамическое состояние вертолета (рис. 5).

Чем больше «а», тем больше мощность управления, которая измеряется моментом управления, создаваемого в центре тяжести при единичном перемещении ручки на 1 дюйм (0,025 м).

В табл. 1 приводятся величины эквивалентного эксцентриситета горизонтального шарнира «а».

Несущий винт «старфлекс» фирмы Аэропасьяль, имеющий эксцентриситет, эквивалентный

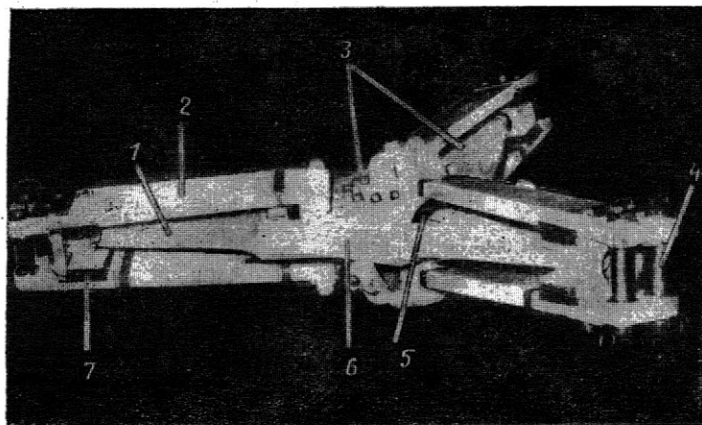


1—кевлар-49/эпоксидная основа; 2—стеклопластик/эпоксидная основа

Рис. 3. Применение композиционных материалов в конструкции вертолета Сикорский S-76

4—5% радиуса несущего винта, обеспечивает компромиссное решение при сохранении хороших летных качеств, удовлетворяя поставленным целям:

уменьшение веса на ~40% по сравнению с втулкой типа NAT (без вертикальных шарниров), установленной на вертолете «Газель»;



1—упругая пластина из стеклопластика; 2—«рукава» из стеклопластика; 3—корпус из стеклопластика; 4—двухпальцевое крепление лопасти; 5—эластомерный шаровой подшипник; 6—центральная часть втулки из стеклопластика; 7—демпфер вертикального шарнира

Рис. 4. Втулка типа «старфлекс» несущего винта вертолета Аэропасьяль AS.350

уменьшение стоимости производства благодаря сокращению числа деталей (~70% деталей по сравнению с эквивалентной втулкой с обычными шарнирами);

уменьшение эксплуатационных расходов, что стало возможным при введении техобслуживания

Карданная подвеска		$M_w = 0$
Шарнирное крепление		$M_w \neq 0$
Бесшарнирное крепление		Большой шарнирный момент

а—относительный горизонтальный шарнир

Рис. 5. Силы и моменты, возникающие на втулке несущего винта в зависимости от вида крепления лопасти

Таблица 1

Характеристика управления	
«а» очень небольшое (<1% радиуса несущего винта) или нулевое (например, для двухлопастного несущего винта на кардане)	Небольшая мощность управления; недостаточная маневренность, в частности, в полете с коэффициентом перегрузки <1.
«а» большое (>10% радиуса несущего винта, например, для несущего винта с жестким креплением лопастей)	Большая мощность управления; высокая маневренность, имеющая значение для некоторых случаев военного применения (в полете на предельно малой высоте). Отмечаются следующие отрицательные факторы: ухудшается устойчивость в полете с большой скоростью; повышается чувствительность к турбулентности; увеличиваются вибрационные низкочастотные нагрузки, особенно на большой скорости, вследствие чего необходимо применять более сложные и тяжелые по весу устройства для «фильтрации» колебаний.

по состоянию и благодаря легкости замены элементов с ограниченным сроком службы (сферический упорный подшипник, демпфер в плоскости вращения).

Кроме того, этот тип втулки имеет хорошую надежность благодаря использованию стеклопластиковых и эластомерных материалов, что обеспечивает звездообразной втулке хорошую усталостную прочность, безопасно повреждаемую конструкцию и малую уязвимость.

В области втулок несущих винтов проводятся исследования не только для достижения трех вышеназванных целей, которые привели к созданию современного поколения втулок, но также для разрешения следующих задач:

уменьшение аэродинамического сопротивления втулки несущего винта;

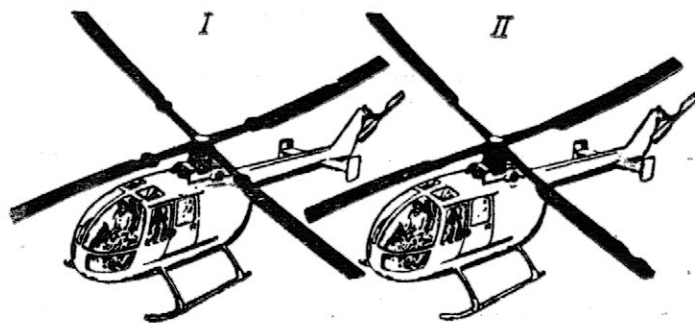
увеличение простоты и надежности посредством полного устранения элементов, играющих роль шарниров, и их замена упругими элементами;

малая уязвимость.

Можно предвидеть, что будет обобщено использование КМ, обладающих небольшим весом, высокими статическими механическими характеристиками, усталостной прочностью, включая оценку состояния после баллистического повреждения. Композиционные материалы будут использоваться в основных элементах конструкции (центральное тело втулки, вал несущего винта), а также в упругих элементах, заменяющих обычные шарниры.

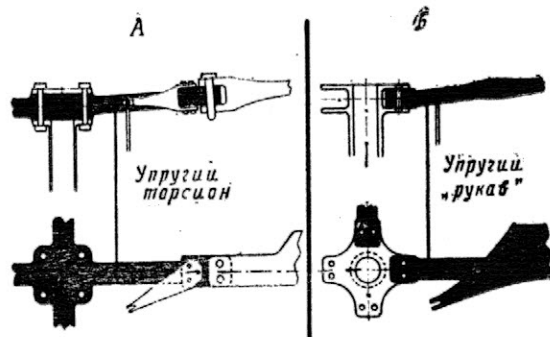
В конструктивных решениях будущего будут учитываться требования по уменьшению лобового сопротивления втулки несущего винта. Сюда входят:

уменьшение миделевого сечения в поступательном полете посредством «уплотнения конструкции» и установки обтекателей для уменьшения сопротивления ступицы втулки и гибких рукавов втулки;



I—конфигурация втулки в фазе 1 исследований, проводившихся в 1976—1979 гг.; II—конфигурация втулки в фазе 2 разработки опытного вертолета в 1979—1981 гг.

Рис. 6. Втулка несущего винта BMR фирмы Боинг-Вертол



A—четырёхлопастная «интегральная» втулка, в которой ступица и «рукава» выполнены как одно целое; B—четырёхлопастная втулка с отдельно выполненными ступицей и рукавами

Рис. 7. Конструктивные схемы втулок «трифлекс» несущего винта для вертолета SA.349

во вторую очередь будут вводиться зоны упругости в комель лопасти; таким образом, втулка станет простым элементом связи между лопастями и валом несущего винта.

Заслуживают внимания две научно-исследовательские программы:

а) втулка BMR (Bearingless Main Rotor) фирмы Боинг-Вертол, где упругость обеспечивается двумя стеклопластиковыми торсионами. Кроме того, стержень управления шагом лопасти помещен внутри гибкого рукава втулки. На рис. 6 показаны две фазы развития втулки BMR;

б) втулка «трифлекс» фирмы Аэроспасьаль, где амортизация обеспечивается за счет сил упругости при изгибе и кручении слоистых стеклопластиковых элементов, утопленных в демпфирующем эластомерном подшипнике, возможное развитие которого схематически представлено на рис. 7.

В табл. 2 приводятся некоторые характеристики современного варианта втулки «трифлекс» в сравнении с другими втулками трехлопастных несущих винтов для вертолетов со взлетным весом 1800 кгс. По сравнению с обычными цельнометаллическими втулками типа втулок, установленных на вертолетах «Алуэтт» или «Газель» (втулка NAT), у новых втулок ожидаются значительные преимущества.

ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

В течение десяти лет серийные вертолеты МВВ Белков 105 и Аэроспасьаль «Газель» выпускаются с лопастями из композиционных материалов, которые в настоящее время устанавливаются на всех

Характеристики различных втулок трехлопастных несущих винтов для вертолетов со взлетным весом 1800 кгс

	Шарнирная вертолета «Адуэнт»	NAT	„Старфлекс“	„Трифлекс“
Демпфирование колебаний лопастей	Гидравлическое	Вязкоупругое	Вязкоупругое	Объединенное
Сервоуправление	Простое	Простое	Простое	Дублированное
Мощность управления, дан/град	30	45	90	145
Вес, кгс:				
втулки	100	95	55	50
дополнительных узлов	7	7	9	12
всего	107	102	64	62
Количество деталей	377	230	70	50
Техническое обслуживание	Межремонтный ресурс. 15 точек смазки	Межремонтный ресурс. 3 масляных бака	По состоянию. Без смазки	По состоянию. Без смазки
Относительная стоимость, %	100	95	35	35

новых вертолетах фирмы Аэроспасьяль. Кроме того, установка лопастей из КМ на вертолете «Пума» позволила в 1976 г. создать обновленный вариант вертолета SA.330J «Пума». На рис. 8 приводится конструктивная схема лопасти вертолета Аэроспасьяль SA.330J.

Позднее американские конструкторы пошли по такому же пути. Можно считать, что в настоящее время на всех новых проектах вертолетов металлические лопасти с заполненным или полым лонжероном уступили место лопастям из композиционных материалов.

Основные преимущества новых лопастей, использующих новые композиционные материалы на базе эпоксидной смолы, усиленной стекловолокном, углеродом или кевларом с однонаправленной или тканой основой:

неограниченный срок службы вследствие хорошей усталостной прочности КМ и высоких прочностных и усталостных характеристик, отнесенных к удельному весу (в три раза больших, чем у стали, и в четыре раза больших, чем у легких сплавов);

высокая нечувствительность к порезам и явлениям усталостной коррозии, встречающимся на металлических лопастях;

очень хорошая сопротивляемость к естественным и баллистическим ударам с сохранением остаточной усталостной прочности, значительно превышающей прочность металла (отсутствует быстрое распространение трещин);

возможность большого разнообразия геометрических форм и механических свойств вследствие изготовления лопасти методом формовки, в результате чего обеспечивается регулирование различных динамических и аэродинамических характеристик.

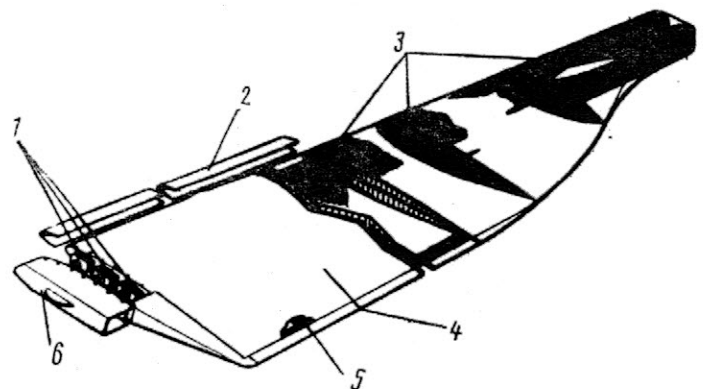
Кроме того, при формовке лопасти можно легко предусмотреть размещение в носке электрических сопротивлений для противообледенительной системы при отсутствии риска пробоя между сопротивлением и изолирующим слоистым материалом.

Современное поколение лопастей, выполненных из КМ, имеет неоспоримые преимущества в разрешении следующих поставленных задач:

улучшение летно-технических характеристик вследствие улучшения аэродинамики несущих винтов; использование несимметричных профилей, изменяющейся относительной толщины, уменьшающейся к концу лопасти, и большой крутки (до 16°), что обеспечивает хорошие аэродинамические характеристики для полета на режиме висения и с большой скоростью.

В табл. 3 приводятся преимущества, полученные на вертолете «Пума» вследствие замены металлических лопастей стеклопластиковыми при использовании одних и тех же главного редуктора и двигателя, а также при одной и той же расходуемой мощности;

увеличение рентабельности. При аналогичном весе и конкурентной себестоимости по сравнению с металлическими лопастями эффективность лопастей из КМ значительно увеличилась вследствие



1—балансировочные грузы; 2—противоэрозионная накладка носка; 3—носок; 4—обшивка из углеродного волокна; 5—задний стрингер из углеродного волокна; 6—обтекатель

Рис. 8. Конструкция лопасти несущего винта из КМ для вертолета SA.330J

Таблица 3

Преимущества стеклопластиковых лопастей

	Металлические лопасти	Лопасты из КМ
Профили	\bar{c} постоянная NACA 0012	\bar{c} уменьшается от 0,12 до 0,06, двойная вогнутость
Крутка, град	—8	≈ —12
Хорда, мм	537	600
Максимальный взлетный вес	Увеличен на 400 кгс	
Допускаемый взлетный вес, тс	7	7,4
Максимальная скорость в горизонтальном полете	Увеличена на 32 км/ч при взлетном весе 7 тс и высоте полета 1370 м	

уменьшенной стоимости техобслуживания и неограниченного срока службы. Остаются защита и контролирование лишь накладки носка, выполненной из стали или титана, замена которой возможна в случае абразивного износа, вызванного воздействием песка или дождя;

увеличение безопасности: отсутствие риска быстрого разрушения даже после удара и нечувствительность к порезам;

расширение эксплуатационных возможностей: возможен полет в условиях обледенения благодаря установке противобледенительной системы; малая уязвимость благодаря большой остаточной усталостной прочности даже после попаданий снарядов калибра 20—30 мм;

уменьшение внешнего шума: достигается в основном применением тонких профилей на конце лопасти и обтекателей специальной формы.

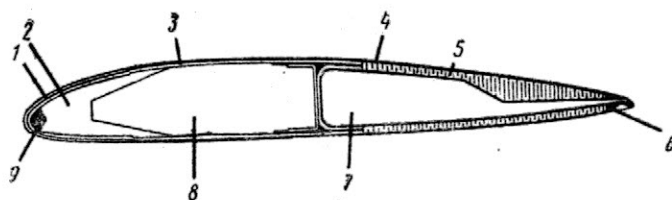
По сравнению с уже сделанным техническим скачком прогресс в области дальнейшего развития лопастей в ближайшие годы будет более ограничен. Работы по дальнейшему развитию лопастей будут проводиться в нескольких направлениях:

улучшение аэродинамики несущего винта благодаря применению нового поколения лопастей, обеспечивающих удовлетворение заданных ТТТ, благодаря использованию оптимизированных законов крутки в зависимости от критериев летных характеристик и динамики, оптимальной формы в плане и, в частности, концов лопастей, улучшающих летные характеристики и уменьшающих уровень шума от несущего винта;

уменьшение себестоимости посредством использования волоконных материалов, получивших широкое распространение, и повышения степени механизации производства;

уменьшение техобслуживания посредством использования противозерозионных, легко заменяемых устройств (накладок);

повышение выживаемости военных вертолетов благодаря исследованиям концепции безопасно повреждаемой конструкции, способствующей дополнительному уменьшению уязвимости при баллистическом ударе (например, многолонжеронная лопасть), а также благодаря уменьшению возможности радиолокационного обнаружения посредством применения поглощающих материалов и уда-



1—противозерозионная накладка; 2—лонжерон из стекловолокна R; 3—лонжерон кессонного типа из углеродного материала; 4—обшивка из углеродного материала; 5—заполнитель номеск; 6—задний стрингер из углеродного материала; 7—незаполненное пространство; 8—пенный наполнитель; 9—противоплаттерный груз

Рис. 9. Сечение лопасти с щелью для истечения газов по задней кромке

ления металлических элементов с высоким коэффициентом отражения.

Необходимо отметить, что выигрыш в весе будет небольшим из-за технических ограничений материалов и необходимости учитывать ухудшение характеристик, связанное с неравномерностью поставок, временем изготовления и со старением. Но в любом случае необходимо, чтобы несущий винт имел минимальную инерцию, необходимую для обеспечения хороших летных качеств.

Будут определены более сложные методы для уменьшения ограничений несущего винта в поступательном полете и увеличения подъемной силы на режиме висения.

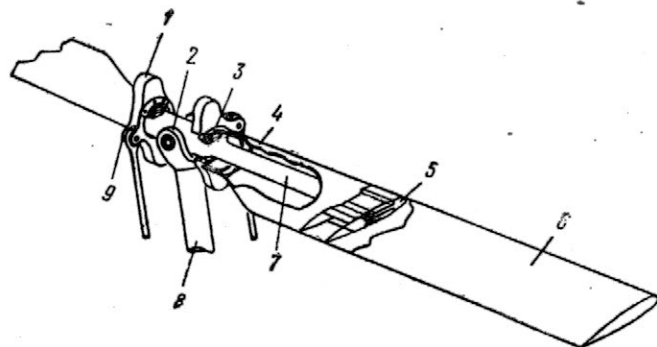
Наиболее перспективным может быть выдувание воздуха под давлением по задней или передней кромке лопасти, что требует создания лопастей из КМ с полым кессоном для воздушного канала (рис. 9).

РУЛЕВОЙ ВИНТ

В области совершенствования конструкции рулевого винта целью исследований являются те же проблемы, которые рассматриваются при изучении несущего винта и его лопастей. Отмечается, что продолжают развиваться параллельно две концепции: фенестрон (винт в кольцевом канале) и обычный рулевой винт.

Для обычного рулевого винта принцип конструкции с гибкой пластиной, выполненной из КМ (стекло или углепластик), уже применяется на некоторых вертолетах, выпускаемых серийно, например:

на втулке рулевого винта с перекрещивающимися лонжеронами, применяемой на вертолетах Сикорский УН-60А и S-76;



1—балансирующий груз; 2—карданный шарнир; 3—эластомерный подшипник системы управления общим шагом; 4—обтекатель; 5—лонжерон; 6—лопасть; 7—упругий торсион; 8—вал винта; 9—тяга управления общим шагом

Рис. 10. Конструктивная схема рулевого винта вертолета AS.350

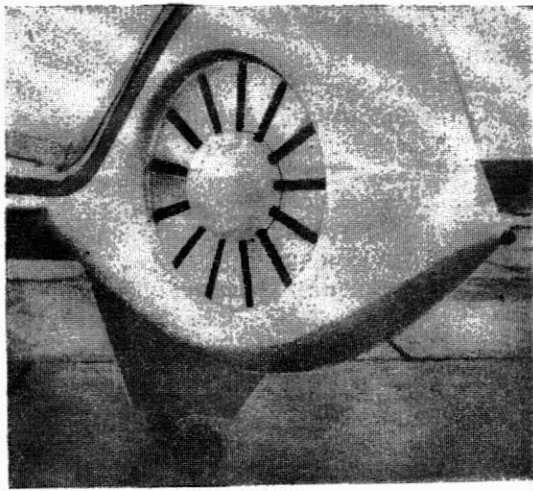


Рис. 11. Рулевой винт фенестрон вертолета «Дофэн»

на втулке двухлопастного рулевого винта на кардане вертолета Аэропасьяль AS.350. Стеклопластиковый лонжерон прямоугольного сечения обеспечивает благодаря своей упругости движение лопасти в плоскости взмаха и вращения, а также изменение общего шага, что достигается посредством кручения лонжерона лопасти.

Шаровые муфты из ламинированного материала с использованием металла и резины играют роль шарнира в плоскости взмаха (рис. 10).

Продолжающиеся исследования направлены на улучшение летных характеристик (применение усовершенствованных профилей, оптимальных форм в плане, и закона крутки) тех рулевых винтов, в конструкции которых использованы новые технические достижения.

Развитие рулевых винтов, использующих свой-

ства втулки «трифлекс», может внести еще дополнительные упрощения.

Рулевой винт фенестрон, установленный на серийных вертолетах Аэропасьяль «Газель» и «Дофэн» (рис. 11), явится предметом дальнейших исследований по следующим направлениям:

- улучшение летных характеристик;
- уменьшение стоимости;
- улучшение маневренности.

Преимущества рулевого винта фенестрон многочисленны и хорошо известны, причем главным преимуществом является, вероятно, безопасность, которая обеспечивается для:

- наземного обслуживающего персонала;
- самого рулевого винта при маневрировании у земли рядом с препятствиями благодаря тому, что он защищен вертикальным оперением.

Среди преимуществ рулевого винта фенестрон можно отметить также уменьшение возможности звукового обнаружения на средней и большой дальности, так как частоты шума, исходящего от рулевого винта типа фенестрон, более высокие и лучше поглощаются атмосферой, чем частоты шума от обычного рулевого винта.

СПОСОБЫ ФИЛЬТРАЦИИ ВИБРАЦИЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Переменные нагрузки, возникающие на несущем и рулевым винтах и особенно на несущем винте, передают на фюзеляж вибрации, частота которых является кратной угловой скорости вращения несущего винта и числу лопастей.

Механизм передачи этих нагрузок от лопастей до фюзеляжа, а также способы, используемые в настоящее время для уменьшения уровня вибраций в кабине и, следовательно, для улучшения комфорта, приводятся на схеме (рис. 12).

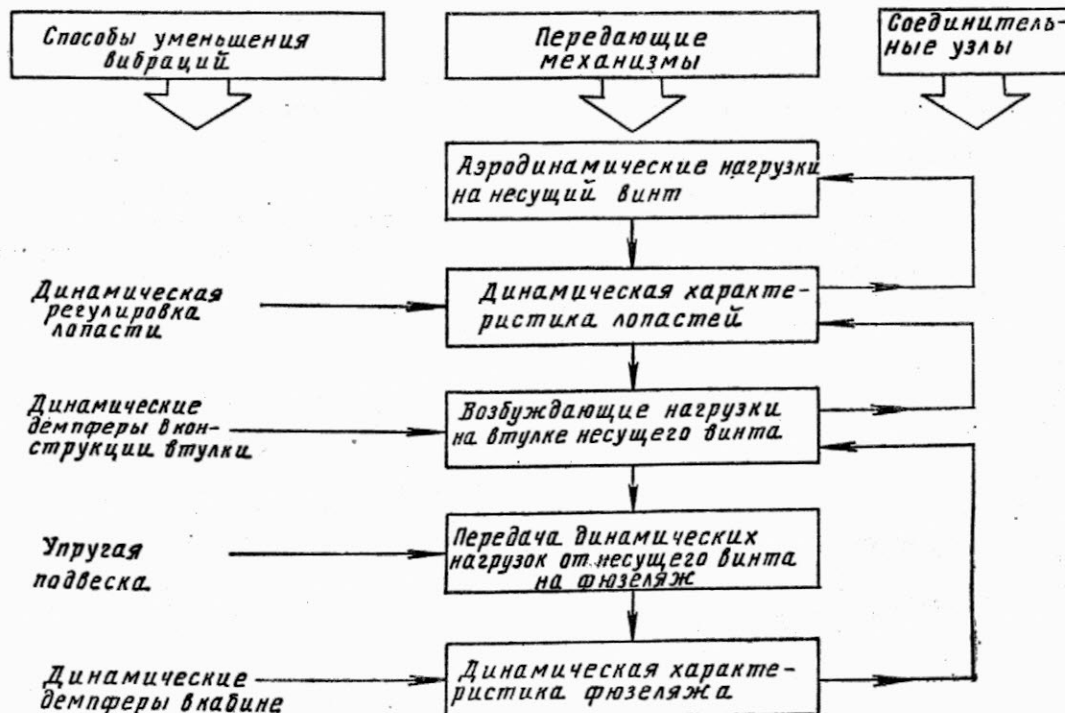
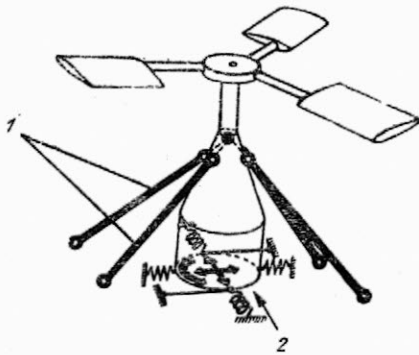


Рис. 12. Передача вибраций на фюзеляж и способы их уменьшения

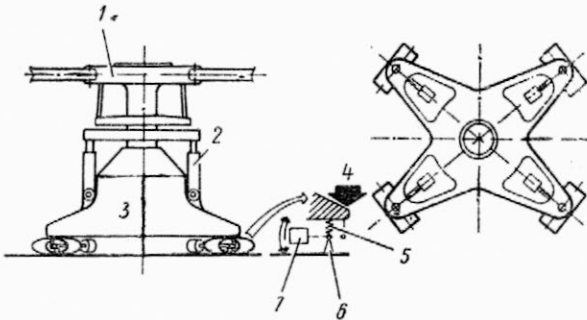


1—стержни, работающие на растяжение и сжатие; 2—узлы крепления, в которых использован принцип поглощения вибраций

Рис. 13. Принципиальная схема упругого крепления главного редуктора к конструкции

Существует несколько концепций упругой подвески:

система типа «барбекю», применяемая фирмой Аэроспасьель на обычных главных редукторах, соединенных своей верхней частью с подредукторной



1—втулка несущего винта; 2—тарелка автомата перекося и система сервоуправления; 3—главный редуктор; 4—принципиальная схема системы DAVI; 5—пружина; 6—шарнир; 7—колеблющийся противовес

Рис. 14. Принципиальная схема обеспечения фильтрации вибраций посредством системы DAVI

рамой посредством стержней. Согласно концепции «барбекю» между дном редуктора и рамой вставляется упругий элемент, жесткость которого такова, что момент, приложенный к фюзеляжу по упругой оси, минимален (рис. 13);

система типа DAVI, хорошо приспособленная к редукторам, имеющим небольшую высоту, в которой главный редуктор крепится к упругим элементам и где для уменьшения вибраций, передаваемых через узлы крепления на подредукторную раму,

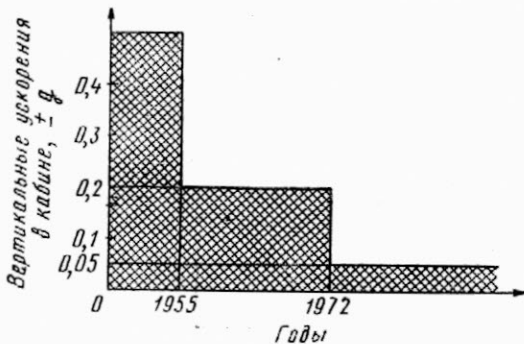


Рис. 15. Эволюция изменения рекомендуемых уровней вибраций

используются свойства антирезонирующей качающейся массы (рис. 14);

система типа NODAL, крепящаяся к фюзеляжу в узловых точках демпфирующей пластины, на которой устанавливается редуктор.

Эти системы позволяют получить вертикальные ускорения меньше $\pm 0,20 g$ в кабине для различных режимов полета и часто меньше $\pm 0,10 g$ в горизонтальном полете, но это достигается за счет значительного увеличения веса.

Для удовлетворения требований официальных программ США, представленных на рис. 15, будут разработаны более сложные и, вероятно, более легкие системы, основанные на активном управлении вибрациями. Принципиальной особенностью этих систем является введение в несущий винт законов управления по высоким гармоникам, позволяющих свести к минимуму вибрации, возникающие на втулке несущего винта. Для этого необходимо предопределить или измерить для каждого случая полета изменения крутящего момента на втулке несущего винта.

ДВИГАТЕЛИ

Двигатели развивают в полете необходимую мощность и в значительной степени обеспечивают безопасность полета; от них также требуется, чтобы они имели небольшие вес, расход топлива и стоимость. Не могут быть созданы хорошие вертолеты без хороших двигателей.

Как видно из графиков, приведенных на рис. 16 и 17, успехи, достигнутые за последние 20 лет в области развития удельного веса и удельного расхода ГТД, значительны.

Резкое увеличение цен на топливо изменило процентное отношение различных факторов, входящих в прямые эксплуатационные расходы (ПЭР), и выдвинуло на первое место уменьшение удельного расхода топлива двигателей.

Критерии, входящие в требования к новому двигателю с передовой технологией, являются результатом общих поставленных задач, определенных в данной статье.

Основными критериями являются:

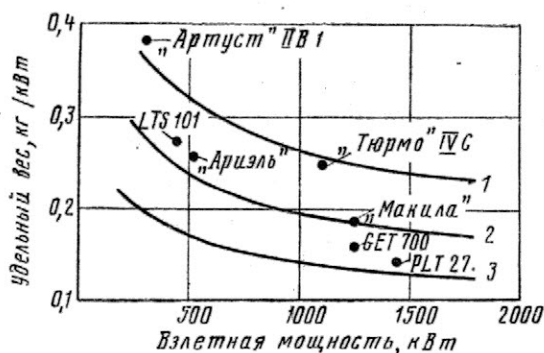
- улучшение летных характеристик и, в частности, уменьшение удельного расхода топлива;
- конкурентоспособные цены;
- повышенная надежность;
- уменьшение времени техобслуживания;
- повышение безопасности эксплуатации.

Улучшение летных характеристик может быть достигнуто в результате использования хорошо



1—предыдущее поколение; 2—современное поколение; 3—будущее поколение

Рис. 16. Изменения удельного расхода топлива двигателей в зависимости от взлетной мощности



1—предыдущее поколение; 2—современное поколение; 3—будущее поколение

Рис. 17. Изменения удельного веса двигателя в зависимости от взлетной мощности

разработанных термодинамических циклов, увеличивающих КПД компрессора, камеры сгорания и турбины. Применение новых материалов и систем охлаждения лопаток позволит увеличить температуру газов в турбине и, следовательно, развиваемую мощность.

На рис. 18 и 19 показано прогнозируемое изменение удельного расхода и удельного веса двигателей до 1985 г. Можно считать реальным снижение на ~15% удельного расхода топлива и удельного веса двигателей, которые поступят в эксплуатацию в 2000 г., при сохранении равновесия между летными характеристиками и стоимостью благодаря применению новых материалов и новой технологии изготовления (например, отливок из титана или стали, порошковой металлургии).

Надежность будет обеспечиваться разработкой возможно более простой концепции требуемых летных характеристик и значительным увеличением часов ресурсных испытаний компонентов и двигателя в целом, как это видно из табл. 4, предлагаемой фирмой Дженерал Электрик, где приводится продолжительность ресурсных испытаний для компонентов и самих двигателей Т58 (серийное производство началось в 1959 г.) и Т700 (серийное производство началось в 1978 г.).

Намечается среднее время между отказами 3000 ч, после которых потребуется общий осмотр двигателя.

Таблица 4

	Двигатели фирмы Дженерал-Электрик	
	Т58	Т700
Продолжительность ресурсных испытаний компонентов двигателя, ч	8 000	155 000
Продолжительность ресурсных испытаний двигателя в целом, ч	15 000	42 000

Техобслуживание по состоянию будет осуществляться благодаря следующим усовершенствованиям: использованию модульности конструкции (силовая установка будет разработана с учетом возможного демонтажирования на ограниченное число модулей, около 5); использованию различных контрольных устройств, таких как интраскопия, и средств контроля маслосистемы,

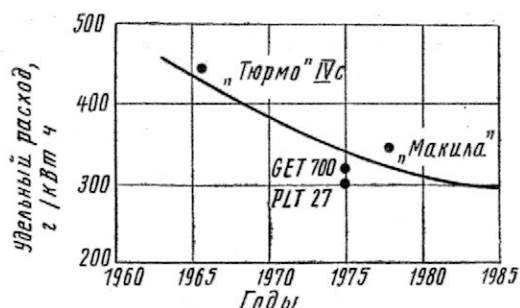


Рис. 18. Изменение удельного расхода топлива при 60% взлетной мощности за период с 1960 по 1985 г. (взлетная мощность: Турбомека «Тюрмо» IVС — 1100 кВт; Турбомека «Макила» — 1250 кВт; Дженерал Электрик Т700 — 1242 кВт; Авко-Лайкоминг PLT27 — 1440 кВт)

Предполагается, что можно будет уменьшить время техобслуживания до 0,1 часа на час полета.

Повышение степени безопасности работы самого двигателя достигается способами, обеспечивающими автономность двигателя (например, привод самим двигателем насоса топливной системы), и посредством использования электронных систем регулирования, обладающих избыточным резервированием и модульностью конструкции.

Безопасность эксплуатации вертолета будет повышена за счет обеспечения возможности работы двигателя в течение короткого отрезка времени (при аварийных условиях) при чрезвычайной мощности, могущей достигать 130—150% номинальной мощности двигателя, при обязательном условии последующего технического осмотра.

Относительно самого вертолета кажется очевидным, хотя современная статистика официально не представляет таких сведений, что степень безопасности увеличивается при использовании схемы с несколькими двигателями, но в ущерб стоимости, весу пустого вертолета и летным характеристикам. В настоящее время на гражданском рынке возрастает спрос на вертолеты с двумя двигателями, даже вертолетов небольших размеров, рассчитанных на 4—5 мест.

Воздухозаборник двигателя будет снабжен защитной системой, предупреждающей попадание инородных тел, и противообледенительной системой, необходимой для полетов в условиях обледенения.

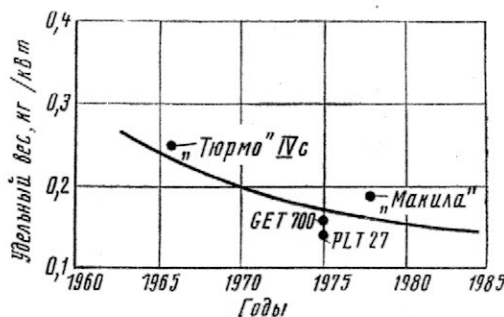


Рис. 19. Изменение удельного веса и мощности двигателей одного класса за период с 1960 по 1985 г. (взлетная мощность: Турбомека «Тюрмо» IVС — 1100 кВт; Турбомека «Макила» — 1250 кВт; Дженерал Электрик Т700 — 1242 кВт; Авко-Лайкоминг PLT27 — 1440 кВт)

нения. Форма и размещение воздухозаборника являются предметом специального изучения с целью получения максимального КПД.

На военных вертолетах уменьшение возможности обнаружения вертолета по выхлопу посредством ИК системы будет достигаться с помощью устройств, осуществляющих отклонение реактивной струи и смешивание ее с окружающим воздухом.

ТРАНСМИССИЯ

Проблема веса всегда имела большое значение при разработке редуктора. В прошлом одной из основных целей при проектировании было как можно большее уменьшение веса редуктора. Достигалось это с помощью следующей концепции, представленной на схеме (рис. 20):

одно коническое соединение;

одна или две ступени с эпициклоидальными передачами с большим числом промежуточных шестерен (5—9).

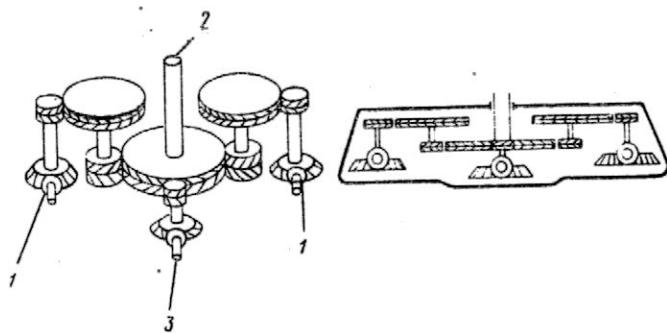
В последние годы техническая эволюция в области редукторов характеризовалась следующими направлениями:

проблема «уменьшение веса» вытеснилась проблемами «простота и наименьшая стоимость» и «лучшая надежность»;

поиски уменьшения высоты вертолета с целью уменьшения вредного сопротивления верхней части вертолета и в некоторых случаях для удовлетворения технических требований для палубных вертолетов или вертолетов, транспортируемых на заданном типе самолета. Схема, представленная на рис. 21, относящаяся к главному редуктору вертолета с двумя двигателями, иллюстрирует вышеназванную тенденцию. Такие конструктивные решения редукторов с простыми ступенями хороши для двухдвигательных вертолетов. Недостатком этих редукторов являются большие вес и габаритные размеры в горизонтальной плоскости, но они просты и более экономичны.

В будущем, кроме вышеназванных направлений работ, по редукторам планируется:

увеличение безопасности;
уменьшение уровня шума;



1—выходной вал двигателя; 2—вал привода несущего винта; 3—вал привода рулевого винта

Рис. 21. Схема новой концепции главного редуктора на вертолете с двумя двигателями

уменьшение уязвимости для военных вертолетов.

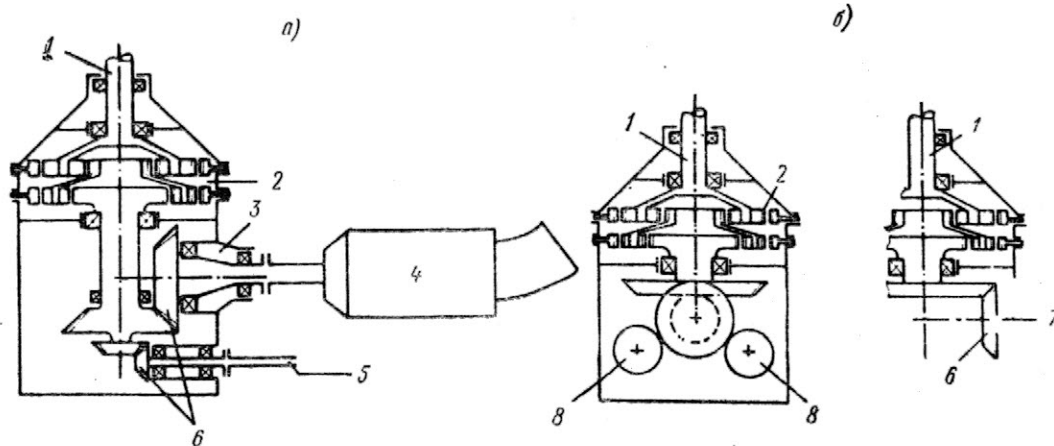
Исследованиями было показано, что необходимо уменьшать размеры по высоте вертолета и соответственно редуктора. Предусматривается продолжение работ в этом направлении, вплоть до сведения втулки, пилона несущего винта и главного редуктора в одну систему. Однако надо убедиться, что на функционирование различных объединенных органов не повлияют возможные неполадки в одном из этих компонентов.

Увеличение безопасности эксплуатации редуктора будет достигаться посредством обеспечения возможности продолжать полет при уменьшенной мощности двигателя в случае полного отсутствия смазки или посредством использования аварийной системы смазки, а также посредством использования консистентной смазки; такое решение успешно применяется для редуктора рулевого винта.

Разумеется, что такие способы уменьшают уязвимость редукторов. Для военных вертолетов рассматриваются другие способы, позволяющие избежать заклинивания редуктора вследствие попадания снаряда. Кроме бронирования, можно назвать дублирование шестерен и подшипников.

Необходимо отметить улучшения, достигаемые вследствие использования новых материалов и технологии изготовления зубчатых передач и подшипников:

применение для изготовления колес стали с



а — вариант с одним двигателем; б — вариант с двумя двигателями;
1—вал привода несущего винта; 2—эпициклоидальная передача; 3—выходной вал двигателя; 4—двигатель; 5—приводной вал рулевого винта; 6—спирально-коническая передача; 7—привод рулевого винта; 8—привод двигателя

Рис. 20. Схемы обычных главных редукторов на вертолетах с одним и двумя двигателями

азотированной поверхностью позволяет увеличить контактное напряжение на 20% (или при передаваемой нагрузке улучшить надежность зубчатой передачи), а также допускает более высокую рабочую температуру по сравнению с рабочей температурой стали с цементированной поверхностью (400°C вместо 160°C) при использовании синтетического масла.

Возможность работы при высокой температуре позволяет рассмотреть вероятность упразднения обычной системы охлаждения масла (редуктор может охлаждаться посредством воздуха, проходящего в канале по картеру), вследствие чего достигается выигрыш в весе, уменьшается уязвимость и увеличивается общая надежность вертолета;

высокотемпературные стали для изготовления подшипников позволяют сдвинуть температурный рабочий предел от 180 до 400°C, а при иэонагрузке увеличить срок службы в 3—5 раз.

Уменьшение стоимостей производства будет достигнуто путем исследований, основанных на проведении анализа цен и в результате улучшения концепции редукторов и деталей, использования недорогостоящих способов производства и стандартного оборудования; в качестве примера можно назвать такие выгодные способы производства, как штамповка и горячие посадки.

Подшипники, прокладки, фильтры, манометрические выключатели, контактные термометры, вентиляторы, радиаторы, которые можно найти в автомобильной промышленности, очень часто отвечают предъявляемым требованиям, а расхождения в ценах по сравнению со специальными авиационными изделиями значительны.

Такие способы уменьшения стоимости производства были применены в разработке главного редуктора легкого вертолета AS.350, который оказался в два раза дешевле главного редуктора вертолета SA.319 «Алуэтт», подобного по размерности.

Увеличение срока службы подшипников и уменьшение контактных напряжений в зубчатых передачах позволяют увеличить общую надежность главного редуктора и ресурсы основных деталей.

Улучшение технического обслуживания трансмиссии будет достигаться посредством использования модульной конструкции, обеспечивающей быстрое удаление и замену модулей и облегчающей доступ к часто демонстрируемым органам, а также демонтажа деталей по состоянию, что возможно благодаря применению более совершенной термообработки и вследствие этого более медленного ухудшения состояния поверхностей и применения улучшенных методов контроля, таких как спектрометрический анализ масел и эндоскопия зубчатых колес.

Спектральный анализ уровня шума в кабине показывает, что линии спектра шума, причиняющего наиболее раздражающее воздействие, исходят от зубчатых передач главного редуктора. Уменьшение этого уровня шума может быть достигнуто благодаря звукоизоляции кабины, что в настоящее время приводит к значительному увеличению веса конструкции, особенно в случаях, когда требуется уровень шума меньше 77 SIL дБ (уровень разборчивости речи); например, на вертолете «Пума» для

обеспечения 77 SIL дБ потребовалось увеличение веса конструкции более чем на 200 кгс.

Другим способом уменьшения шума является разработка менее шумных зубчатых передач посредством оптимизации формы зубьев и увеличения коэффициентов передачи и перекрытия.

Значительное уменьшение уровня шума (больше 20 дБ на некоторых частотах в зубчатых передачах) может быть достигнуто благодаря уменьшению вибраций, передаваемых от редуктора и возникающих между зубчатыми зацеплениями и картером, а также уменьшению вибраций самого картера за счет использования амортизирующих материалов, что, по-видимому является обещающим способом, и вибраций узлов крепления главного редуктора.

Рассматривается возможность уменьшения шума в кабине до уровня, не превышающего 70 SIL дБ.

В заключение можно предположить, что развитие механических редукторов будет сопровождаться различными усовершенствованиями, не всегда заметными, но очень эффективными.

Необходимо также отметить, что если не представляется возможным получить в будущем значительный выигрыш в весе самих редукторов, то можно ожидать, что значительные преимущества в весе будут получены для некоторых элементов трансмиссии благодаря применению КМ (в основном углеродных пластиков). Среди этих элементов можно назвать тормоз несущего винта, вал трансмиссии, вал несущего винта, вес которых может быть снижен на 40%.

Помимо обычных концепций механических трансмиссий, другие известные в настоящее время решения не могут быть применены к главным редукторам из-за малого КПД, будь то волновая передача или пневматическая или гидравлическая трансмиссия.

Отказ от применения трансмиссионного вала, приводящего рулевой винт, мог бы рассматриваться при условии, что технический прогресс в области электрических и гидравлических двигателей достигнет такого уровня, когда эта техника сможет конкурировать с современной системой трансмиссионный вал — промежуточный редуктор — редуктор рулевого винта, что не представляется возможным в ближайшем будущем.

ОБОРУДОВАНИЕ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

На обычном вертолете на приборной доске, помещенной перед глазами летчика, сгруппированы приборы, показания которых позволяют летчику постоянно знать профиль полета, направление и курс, а также состояние работы основных агрегатов, обеспечивающих работу силовой установки.

Хотя удобное расположение приборов облегчает летчику считывание показаний приборов, тем не менее ему приходится выполнять сложную работу. На приборной доске двухдвигательного вертолета насчитывается до 14 циферблатов, сигнальная панель, панель управления двигателями, пусковая панель с сигнализацией о пожаре и управлении его тушения, а также различные кнопки и сигнальные лампы.

Помимо основных контрольных приборов на вертолете устанавливаются приборы, относящиеся

к выполнению определенных заданий (за которыми тоже должен наблюдать летчик), а также приборы, наличие которых необходимо вследствие расширения эксплуатационных возможностей вертолетов (например, всепогодный полет).

Исследования в области оборудования и систем преследуют, по-видимому, противоречивые цели, так как одновременно речь идет об уменьшении рабочей нагрузки экипажа и обеспечении выполнения задания при постоянно усложняющихся условиях (в частности, для военных вертолетов).

Другими целями исследований являются:

обеспечение полета в условиях плохой дневной видимости, полет в условиях обледенения;

обеспечение ночных полетов над сушей и над морем, иногда на уровне земли (полет при выполнении тактических заданий);

обеспечение полета строем;

применение систем оружия.

Для разработчиков вышеназванные требования в сочетании с требованиями по увеличению надежности оборудования и систем управления, сокращению операций по техобслуживанию и увеличению выживаемости приведут к созданию новых концепций.

Взаимосвязанность специальных систем, предназначенных для выполнения определенного задания, с обычными вертолетными системами, обеспечивающими пилотирование, навигацию, связь, стабилизацию, контроль за двигателями и топливом, приведет к разработке общей концепции всех систем.

Этот так называемый «системный подход» должен позволить прийти к наиболее рациональному выбору всех систем в целом.

Разработка систем ночного видения, новых связанных и навигационных систем в сочетании с уже существующей системой, обеспечивающей возможность полета вертолета в условиях обледенения, например, на вертолете SA.330J «Пума», позволит через несколько лет считать создание всепогодного вертолета законченным делом.

Электрогидравлическая система управления, разрабатываемая многими фирмами, вероятно, будет установлена на вертолетах, уже оборудованных сложными приборами. Кроме увеличения надежности, улучшения живучести и выигрыша в весе (15—20%), применение электрогидравлических систем управления позволит использовать более сложную технику пилотирования, целью которой является улучшение летных характеристик и летных качеств вертолета и уменьшение уровня вибраций, передаваемых от несущего винта, и, следовательно, улучшение комфорта в кабинах экипажа и пассажиров.

Установка бортовых ЭВМ позволит освободить членов экипажа от наблюдения за некоторыми приборами и индицировать на экране автоматически в случае инцидента или по требованию экипажа дополнительную информацию. ЭВМ позволит также передавать летчику более подробную информацию о выполнении задания с помощью электрических датчиков, помещенных в различных местах вертолета, которые смогут указывать, например, пройденное расстояние, остаток топлива, оптимальные скорость и высоту полета, запас мощности относительно ее ограничений.

Применение ЭВМ позволит также использовать программы автоматических тестов различного обслуживания и осуществлять плановое техническое обслуживание критических элементов конструкции благодаря учету и суммированию всех повреждений.

Эргономические исследования позволят также уменьшить усталостные нагрузки экипажа благодаря улучшению размещения приборной доски и органов и панелей управления и более удобному расположению кресла.

В ближайшие годы можно ожидать, что развернется интенсивная деятельность в области разработки такого оборудования и систем для вертолетов и что на вертолетах относительно больших размеров и специализированных вертолетах, предназначенных для выполнения сложных заданий, появятся сложные электронные системы.

ХАРАКТЕРИСТИКА ВЕРТОЛЕТА 2000 г.

Проведя подробный обзор возможностей развития вертолета, целесообразно представить в цифрах влияние последствий этого развития на общие характеристики и летные данные вертолета 2000 г. В качестве примера рассматривается обычный гражданский вертолет, рассчитанный на перевозку 10, 20 или 30 пассажиров. Была использована программа параметрических исследований, позволяющая на основе моделирования веса различных элементов вертолета, характеристик двигателей, характеристик несущих винтов и вредного сопротивления всего вертолета вычислить характеристики и основные летные данные.

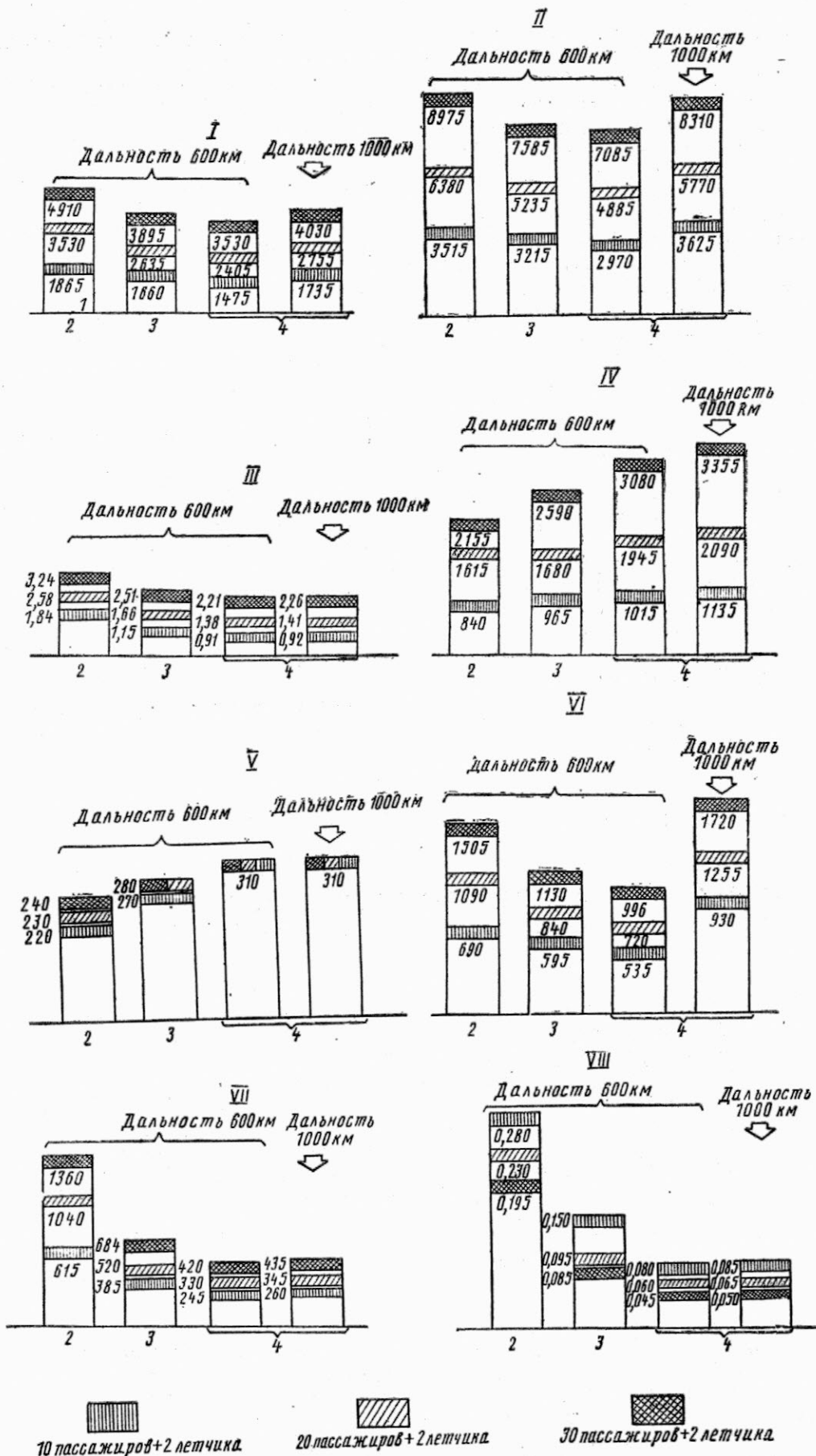
Выбранное задание включает полет на режиме висения в течение 5 мин, полет на крейсерском режиме на расстояние 600 км у земли в условиях МСА. Для будущего вертолета рассматривается также возможность крейсерского полета на дальность 1000 км.

Результаты исследований представлены схематически на рис. 22, где сравниваются старые вертолеты (начало серийного производства в 1960—1965 гг.), современные вертолеты (начало серийного производства в 1978—1982 гг.) и будущие вертолеты (начало серийного производства в 1992—1995 гг.).

Необходимо заметить, что десятиместные старые вертолеты являются однодвигательными, другие вертолеты — двухдвигательные; для определения ПЭР число летных часов в год принималось из расчета 300 ч для старых вертолетов, 1000 ч для современных вертолетов и 1500 ч для будущих вертолетов; оценка стоимостей производилась в соответствии с экономическими условиями по состоянию на январь 1979 г.

Применяемый метод позволяет определить порядок величины преимуществ, получаемых в результате технического прогресса. В частности, можно ожидать, что будущий вертолет по сравнению с современным вертолетом будет обладать следующими преимуществами:

Уменьшение веса пустого	9—11%
Уменьшение $c_x S$	15—20%
Увеличение крейсерской скорости	11—15%
Уменьшение расхода топлива	10—14%
Уменьшение ПЭР/ч	36—39%
Уменьшение стоимости пасс.-км	37—47%



10 пассаж. ироб+2 летчика

20 пассаж. ироб+2 летчина

30 пассаж. ироб+2 летчина

I—вес пустого, кгс; II—взлетный вес, кгс; III—площадь эквивалентной вредной пластинки, м²;
 IV—мощность установленного двигателя, кВт; V—высокая крейсерская скорость, км/ч; VI—
 полный вес расходуемого топлива, кгс; VII—ПЭР (без налогов) за час полета, долл.; VIII—
 стоимость пассажиро-километра (без налогов), долл.;
 1—вертолет с одним двигателем; 2—старые вертолеты; 3—современные вертолеты;
 4—будущие вертолеты

Рис. 22. Основные характеристики старых, современных и будущих вертолетов

Сложно дать определение характеристик вертолета 2000-х годов, однако с учетом технического прогресса и использования открытий, которые еще нельзя предусмотреть в настоящее время, анализ возможностей технического развития различных элементов вертолета позволяет обрисовывать облик вертолета 2000 г. и предвидеть его общие характеристики.

Обычный связной и транспортный вертолет (очень маленькие вертолеты и специальные вертолеты, например, для выполнения всепогодных военных операций, не рассматриваются) будет, по всей вероятности, с одним несущим винтом, причем число лопастей будет равняться четырем или больше, и с обычным рулевым винтом или рулевым винтом типа фенестрон; такой вертолет будет иметь механический привод несущего винта и будет снабжен несколькими двигателями, но скорее всего двумя двигателями.

По сравнению с современным вертолетом вертолет 2000 г. будет более совершенен по экономической эффективности (и в меньшей степени по летным характеристикам). Можно ожидать, что он будет иметь следующие усовершенствования:

обтекаемый фюзеляж, обеспечивающий значительное уменьшение вредного сопротивления в поступательном полете (выигрыш в $c_x S = 15 \div 20\%$);

улучшенная эффективность несущего и рулевого винтов;

расширение применения композиционных материалов, позволяющих уменьшить вес различных

элементов (лопастей, втулки, неосновных и основных конструкций);

уменьшение удельного расхода топлива двигателей (выигрыш $\approx 15\%$);

уменьшение стоимости производства и технического обслуживания (применение модульной конструкции и технического обслуживания по состоянию). Целью совершенствования технического обслуживания является уменьшение времени техобслуживания до 15 мин на час полета.

Учитывая все указанные преимущества для рассматриваемых вертолетов с заданным числом пассажиров и дальностью, для заказчика эти улучшения выразятся в следующих максимальных преимуществах:

уменьшение расхода топлива на 15%;

уменьшение ПЭР в час на 40%;

уменьшение стоимости пассажиро-километра на 50%;

увеличение крейсерской скорости на 15%.

Можно ожидать, что области применения вертолетов будут, наконец, существенно расширены благодаря использованию следующих достижений:

упрощение задач пилотирования;

улучшение комфортабельности в кабине экипажа и пассажиров;

обеспечение возможности всепогодного полета;

обеспечение приемлемого уровня внешнего шума;

уменьшение возможности обнаружения.

Референт И. Н. Смирнова
Редактор Е. И. Ружицкий.

УДК 629.735.45(73) Сикорский S-76 «Спирит»

КОНСТРУКТИВНЫЕ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ВЕРТОЛЕТА СИКОРСКИЙ S-76 „СПИРИТ“

Фирма Сикорский начала в 1974 г. разработку современного, обладающего высокими летными данными, двухдвигательного легкого вертолета, предназначенного для обслуживания нефтяных промыслов в прибрежных районах, для эксплуатации в сельском и лесном хозяйстве, в качестве административного вертолета и др. и получившего обозначение S-76.

В статье руководителя отделения проектирования усовершенствованных винтокрылых аппаратов фирмы Сикорский И. Фраденбурга [1], опубликованной в журнале американского вертолетного общества и рассматривающей особенности аэродинамики вертолета S-76, указывается, что при разработке должны были быть выдержаны следующие требования, предъявляемые к вертолету:

дальность при полете с максимальной полезной нагрузкой, включающей двух членов экипажа и 12 пассажиров, навигационное оборудование и необходимый запас топлива, должна составлять 740 км с резервом на 30 мин полета;

полет с одним неработающим двигателем при максимальном взлетном весе на высоте 305 м и температуре окружающего воздуха 32°C;

нормальная крейсерская скорость полета не менее 268 км/ч;

максимальный взлетный вес 4540 кгс.

При разработке вертолета использовались все технические усовершенствования, осуществленные фирмой Сикорский за последнее десятилетие.

При аэродинамическом расчете вертолета S-76 двумя ключевыми моментами были: точная подгонка расчетных параметров несущего винта в соответствии с тактико-техническими требованиями и обеспечение минимального вредного сопротивления вертолета.

ОПИСАНИЕ ВЕРТОЛЕТА

Общий вид вертолета Сикорский S-76 «Спирит» показан на рис. 1, а на рис. 2 представлена схема вертолета.

Летно-технические характеристики вертолета

Размеры

Длина вертолета с вращающимися винтами	16	м
Высота оси вертолета с вращающимися винтами	4,41	„
Высота от втулки несущего винта	3,05	„
Размеры фюзеляжа:		
длина	13,44	„
ширина	2,13	„
высота (без обтекателя пилона несущего винта)	1,82	„

Размах стабилизатора	2,96 м
Колеса шасси	2,44 "
База шасси	5,00 "
Клиренс	0,13 "
Объем пассажирской кабины	5,78 м ³
Объем багажного отсека	1,08 "
Площадь пола пассажирской кабины	4,18 м ²

Несущий винт

Число лопастей	4
Диаметр	13,41 м
Хорда лопасти	0,394 "
Коэффициент заполнения	0,075
Крутка лопасти	-10°
Угол наклона вперед вала несущего винта	5°
Ометаемая площадь	141 м ²

Рулевой винт

Число лопастей	4
Диаметр	2,44 м
Хорда лопасти	0,165 "
Коэффициент заполнения	0,172
Крутка лопасти	-8°

Число мест

Экипажа	1-2
Пассажиров	12-13

Двигатели

Число и тип	2 ТВД Аллисон 250-С30
-----------------------	-----------------------

Мощность:

чрезвычайная в течение 2,5 мин	2×700 л. с.
взлетная	2×650 л. с.
максимальной продолжительности	2×650 л. с.
максимальная крейсерская	2×557 л. с.

Удельный расход топлива:

при взлетной мощности	0,275 кгс/л. с.-ч
при максимальной крейсерской мощности	0,306 кгс/л. с.-ч

Веса и нагрузки

Максимальный взлетный	4540 кгс
Вес пустого	2395 "
Максимальная полезная нагрузка	2145 "
Вес топлива (1030 л)	~800 "
Удельные нагрузки:	
на ометаемую площадь	32,1 кгс/м ²
на взлетную мощность	3,49 кгс/л. с.

Летные данные

Максимальная скорость	~300 км/ч
Крейсерская скорость	269 "
Экономическая скорость	232 "
Практический потолок	4570 м
Максимальная скороподъемность при наборе высоты с горизонтальной скоростью	6,9 м/с



Рис. 1. Общий вид вертолета Сикорский S-76 «Спирит»

Скороподъемность при одном работающем двигателе	3,15 м/с
Статический потолок с учетом влияния близости земли	1890 м
Статический потолок без учета влияния близости земли	1158 "
Максимальная дальность полета с дополнительным запасом топлива и с резервом топлива на 30 мин полета	1130 км
Дальность полета с 8 пассажирами	537 "
Дальность полета с 12 пассажирами	241 "

На рис. 3 приведена компоновочная схема вертолета Сикорский S-76 «Спирит».

Фюзеляж вертолета S-76 монококовой конструкции с широким применением композиционных материалов. Из композиционного материала кевлар выполнены панели обшивки фюзеляжа, обтекатели, смотровые панели, двери, каркас фонаря кабины, пилон несущего винта. Аэродинамические обводы фюзеляжа были выбраны по результатам продувок в аэродинамической трубе фюзеляжа вертолета Сикорский УН-60А. Пассажирская кабина имеет четыре двери; 12 пассажирских сидений в кабине установлены в три ряда с шагом 0,78 м. Позади пассажирской кабины расположен багажный отсек. Предполагается оборудовать пассажирскую кабину звуконепроницаемой обшивкой и ра-

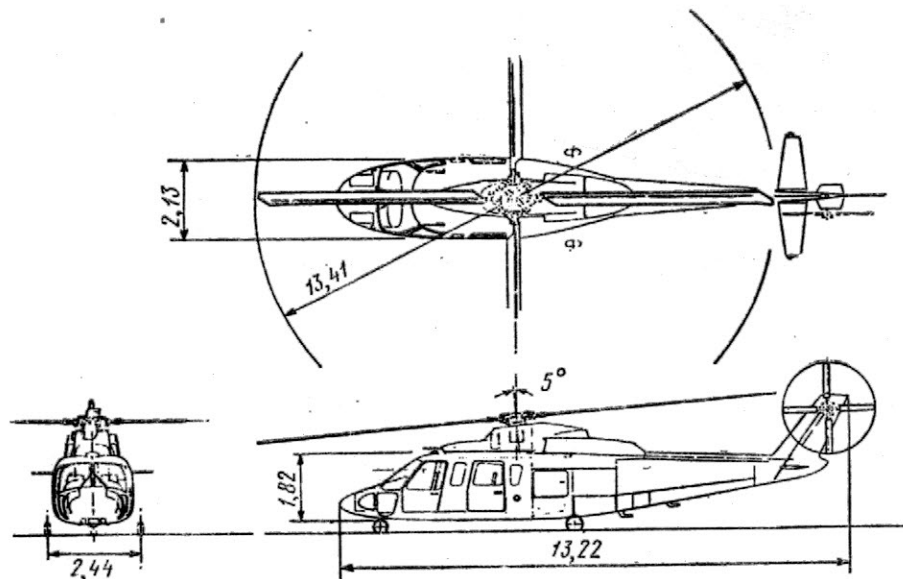


Рис. 2. Схема вертолета Сикорский S-76 (размеры в метрах)

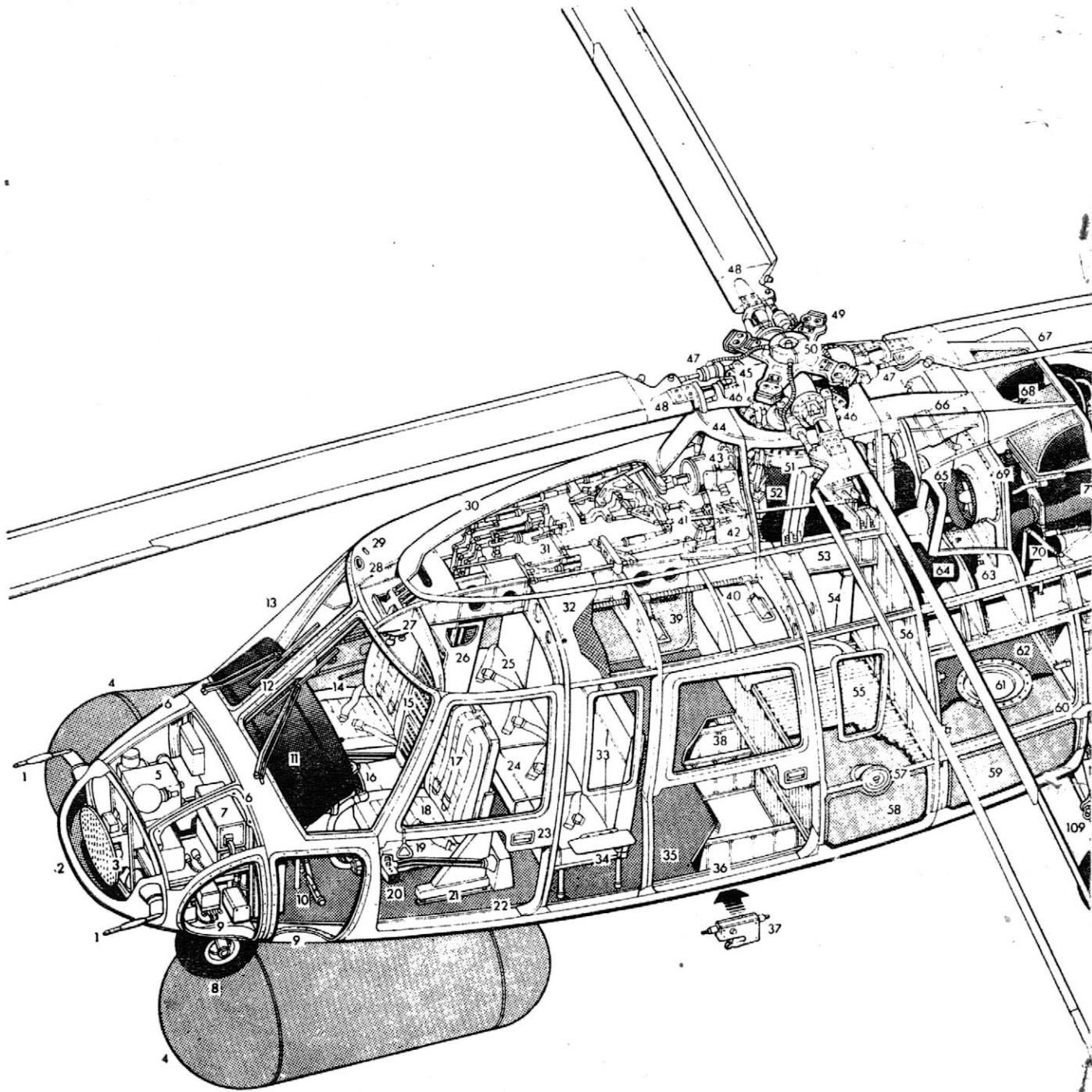
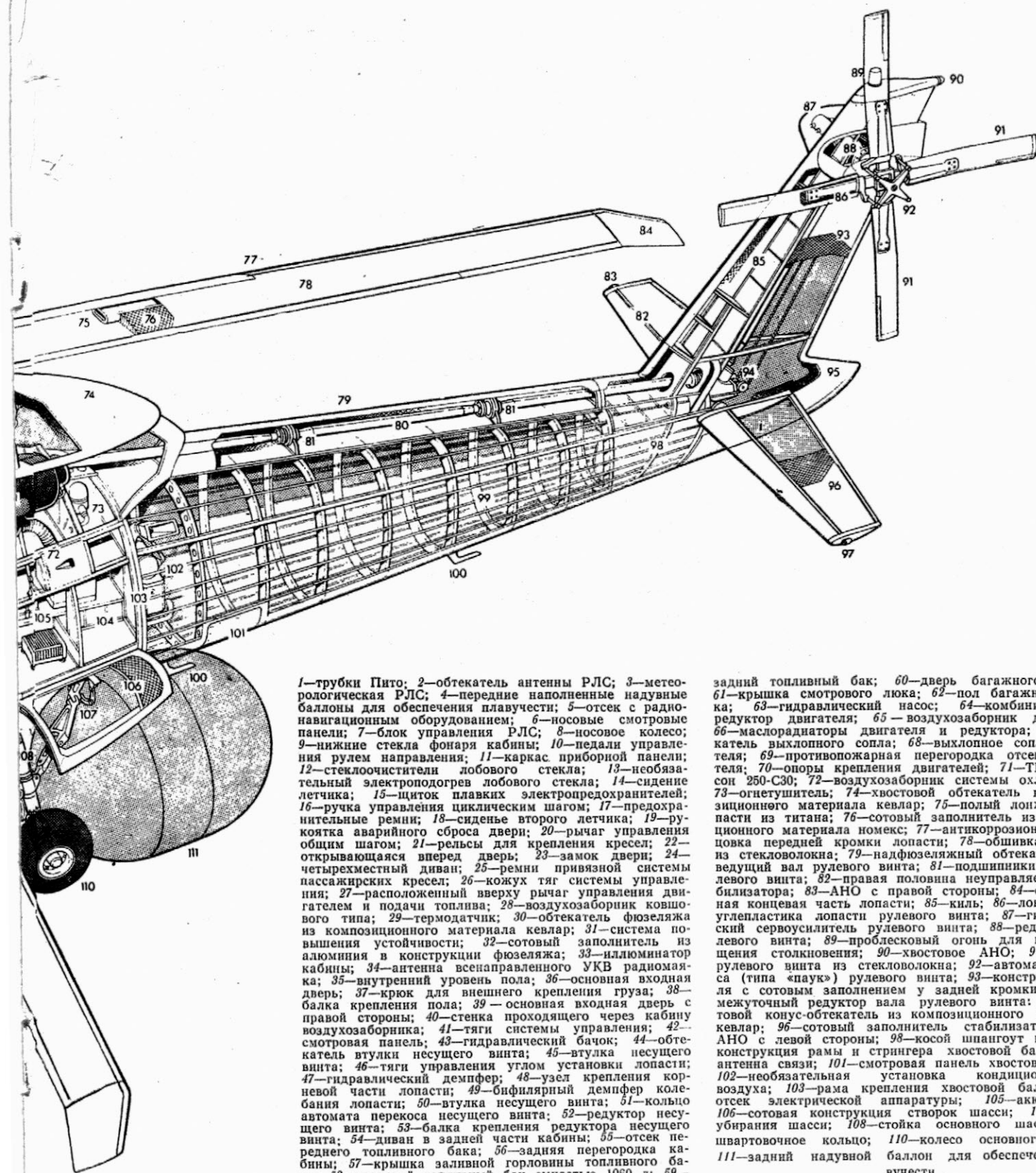


Рис. 3. Компоновочная схема вертолета Сикорский S-76 «Спирит»



1—трубки Пито; 2—обтекатели антенны РЛС; 3—метеорологическая РЛС; 4—передние наполненные надувные баллоны для обеспечения плавучести; 5—отсек с радионавигационным оборудованием; 6—носовые смотровые панели; 7—блок управления РЛС; 8—носовое колесо; 9—нижние стекла фонаря кабины; 10—педали управления рулем направления; 11—каркас приборной панели; 12—стеклоочистители лобового стекла; 13—необязательный электроподогрев лобового стекла; 14—сиденье летчика; 15—щиток плавких электропредохранителей; 16—ручка управления циклическим шагом; 17—предохранительные ремни; 18—сиденье второго летчика; 19—рукоятка аварийного сброса двери; 20—рычаг управления общим шагом; 21—рельсы для крепления кресел; 22—открывающаяся вперед дверь; 23—замок двери; 24—четырёхместный диван; 25—ремни привязной системы пассажирских кресел; 26—кожух тяг системы управления; 27—расположенный сверху рычаг управления двигателем и подачи топлива; 28—воздухозаборник ковшевого типа; 29—термодатчик; 30—обтекатели фюзеляжа из композиционного материала кевлар; 31—система повышения устойчивости; 32—сотовый наполнитель из алюминия в конструкции фюзеляжа; 33—иллюминатор кабины; 34—антенна всенаправленного УКВ радиомаяка; 35—внутренний уровень пола; 36—основная входная дверь; 37—крюк для внешнего крепления груза; 38—балка крепления пола; 39—основная входная дверь с правой стороны; 40—стенка проходящая через кабину воздухозаборника; 41—тяги системы управления; 42—смотровая панель; 43—гидравлический бачок; 44—обтекатели втулки несущего винта; 45—втулка несущего винта; 46—тяги управления углом установки лопасти; 47—гидравлический демпфер; 48—узел крепления корневой части лопасти; 49—бифилярный демпфер колебания лопасти; 50—втулка несущего винта; 51—кольцо автомата перекоса несущего винта; 52—редуктор несущего винта; 53—балка крепления редуктора несущего винта; 54—диван в задней части кабины; 55—отсек переднего топливного бака; 56—задняя перегородка кабины; 57—крышка заливной горловины топливного бака; 58—передний топливный бак емкостью 1060 л; 59—

задний топливный бак; 60—дверь багажного отсека; 61—крышка смотрового люка; 62—пол багажного отсека; 63—гидравлический насос; 64—комбинированный редуктор двигателя; 65—воздухозаборник двигателя; 66—маслорадиаторы двигателя и редуктора; 67—обтекатели выхлопного сопла; 68—выхлопное сопло двигателя; 69—противопожарная перегородка отсека двигателя; 70—опоры крепления двигателей; 71—ТВД Аллисон 250-С30; 72—воздухозаборник системы охлаждения; 73—огнетушитель; 74—хвостовой обтекатель из композиционного материала кевлар; 75—полый лонжерон лопасти из титана; 76—сотовый наполнитель из композиционного материала номекс; 77—антикоррозионная оконцовка передней кромки лопасти; 78—обшивка лопасти из стекловолокна; 79—надфюзеляжный обтекатель; 80—ведущий вал рулевого винта; 81—подшипники вала рулевого винта; 82—правая половина неуправляемого стабилизатора; 83—АНО с правой стороны; 84—стреловидная концевая часть лопасти; 85—киль; 86—лонжерон из углепластика лопасти рулевого винта; 87—гидравлический сервоусилитель рулевого винта; 88—редуктор рулевого винта; 89—проблесковый огонь для предотвращения столкновения; 90—хвостовое АНО; 91—лопасти рулевого винта из стекловолокна; 92—автомат перекоса (типа «паук») рулевого винта; 93—конструкция кля с сотовым наполнением у задней кромки; 94—промежуточный редуктор вала рулевого винта; 95—хвостовой конус-обтекатель из композиционного материала кевлар; 96—сотовый наполнитель стабилизатора; 97—АНО с левой стороны; 98—косой шангоут кля; 99—конструкция рамы и стрингера хвостовой балки; 100—антенна связи; 101—смотровая панель хвостовой балки; 102—необязательная установка кондиционирования воздуха; 103—рама крепления хвостовой балки; 104—отсек электрической аппаратуры; 105—аккумулятор; 106—сотовая конструкция створок шасси; 107—подкос убирания шасси; 108—стойка основного шасси; 109—швартовочное кольцо; 110—колесо основного шасси; 111—задний надувной баллон для обеспечения плавучести

диотелефонной аппаратурой. Предусмотрен четырехместный вариант кабины при использовании вертолета в качестве административного.

Несущий винт вертолета выполнен с шарнирным креплением лопастей посредством эластомерных подшипников. Лопасти прямоугольной формы в плане имеют законцовки с углом стреловидности 30° по передней кромке и 10° по задней кромке, а также значительную нелинейную крутку. Лонжероны лопасти выполнены из титанового сплава, обшивка лопасти — из стекловолокна, из которого выполнен также носок лопасти. В качестве заполнителя хвостовой части лопасти используется композиционный материал номекс. Стреловидная трапецевидная законцовка лопасти выполнена из композиционного материала кевлар, а комлевая часть лопасти — из углепластика. Для поглощения вибраций в конструкции втулки предусмотрены маятниковые гасители колебаний. Угол наклона вала несущего винта составляет 5° . В процессе разработки вертолета окружная скорость концов лопастей несущего винта была уменьшена в нормальном полете с 213 до 205 м/с, а ее предельное значение — с 229 до 221 м/с.

Рулевой винт выполнен из композиционных материалов кевлар, стекловолокна и углепластика и имеет перекрестно-торсионную конструкцию: каждая пара противоположных лопастей имеет общий упругий элемент — торсион. Лопасти прямоугольной формы в плане с несимметричным профилем имеют лонжерон из углепластика и обшивку из стекловолокна. Окружная скорость концов лопастей рулевого винта также уменьшена.

Силовая установка состоит из двух ТВД с передним выводом выходного вала, расположенных в верхней части фюзеляжа за пилоном несущего винта. Предусмотрена установка противообледенительного устройства и противополевого фильтра. Двигатели имеют независимые системы подачи топлива и противопожарной защиты. Размеры двигателя $1,115 \times 0,557 \times 0,638$ м; сухой вес двигателя 106,6 кгс; расход топлива 0,101 кгс/пасс.-км или 0,118 л/пасс.-км. Трансмиссия включает главный и промежуточный редукторы, редуктор и вал привода рулевого винта. Смазка редукторов консистентная.

Шасси убирающиеся трехстоечное с носовой стойкой.

Система управления несущим винтом бустерная, дублированная. Предусмотрена установка системы повышения устойчивости в три фазы. SAS I предполагает стандартные системы управления и балансировки с обеспечением соответствующей статической продольной устойчивости. SAS II предусматривает трехосевую систему устойчивости и управляемости по тангажу, крену и рысканию, SAS III предполагает дополнительно возможность осуществления контролируемой внешней петли при тангаже и крене и сохранение углового пространственного положения, например, угла тангажа.

В носовой части фюзеляжа расположено электронное оборудование. Предусмотрено использование оборудования для полетов по приборам. Имеется приемопередающая высокочастотная радиостанция фирмы Коллинз, внутреннее переговорное устройство, всепогодная РЛС фирмы Бендикс [1, 2].

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА

Диаметр, хорда и окружная скорость. Аэродинамический расчет параметров несущего винта видоизменялся во время фазы разработки программы для обеспечения требуемых характеристик с учетом всегда имеющей место неопределенности. В первоначальном предварительном расчете предполагался диаметр несущего винта, равный 12,2 м в соответствии с выбранной силовой установкой, однако более тщательное рассмотрение потери индуктивной мощности на режиме висения и при горизонтальном полете с малой скоростью потребовало увеличения диаметра несущего винта до 13,42 м.

Хорда лопасти также увеличивалась после установления окончательного определения диаметра несущего винта. Первоначальная практика определения величины хорды лопасти, использовавшая методику упрощенных характеристик несущего винта, позднее демонстрировалась как оптимальная. Эти исследования указывают, что ключом к достижению высоких характеристик является минимизация профильного сопротивления путем использования наименьшей хорды с учетом ограничений по срыву на отступающей лопасти.

Первоначальная расчетная величина хорды лопасти составляла 0,29 м при окружной скорости конца лопасти 214 м/с для нормальной скорости горизонтального полета и 229 м/с при максимальной скорости горизонтального полета в условиях эксплуатации с максимальным взлетным весом. При взлетном весе 4400 кгс, высоте полета 305 м и температуре 32°C параметр c_T/σ равен соответственно 0,110 и 0,095 в зависимости от величины окружной скорости конца лопасти. Выяснилось, что эти величины параметра c_T/σ не сохраняются для современных изогнутых профилей лопасти несущего винта. Анализ характеристик, использующий данные испытаний экспериментального аэродинамического профиля, показал, что требуется увеличение хорды на 20% до величины 0,347 м с соответствующим уменьшением величины параметра c_T/σ .

Были рассмотрены, в частности, требования к летным характеристикам на критическом для категории А режиме перехода к набору высоты при одном неработающем двигателе.

Для выполнения программы летных испытаний при разработке вертолета S-76 был выбран вертолет СН-53А, поскольку он допускал возможность изменения параметров в большем диапазоне. Он мог летать с различным взлетным весом как со стандартным несущим винтом с небольшой круткой лопастей (-6°), так и с экспериментальным несущим винтом с высокой круткой лопастей (-14°) при обычной шестилопастной конфигурации несущего винта и при трехлопастной его конфигурации в широком диапазоне изменения нагрузок на лопасть и на ометаемую площадь несущего винта.

Некоторые результаты этой программы летных испытаний представлены на рис. 4, где показано изменение энерговооруженности вертолета (отношение тяги несущего винта к мощности силовой установки) с изменением нагрузок на ометаемую площадь несущего винта и на лопасть, причем энерговооруженность измеряется в точке минимума кривой изменения потребной мощности по скорости

горизонтального полета. Минимальная мощность имеет место, как правило, при скорости горизонтального полета примерно от 130 до 150 км/ч.

На рис. 4 отражены результаты испытаний при постоянной окружной скорости концов лопастей как для нормального взлетного веса вертолета с обычным шестилопастным несущим винтом, так и для вертолета с уменьшенным взлетным весом и с трехлопастным несущим винтом. На этом же рисунке нанесена теоретическая кривая, показывающая влияние распределения нагрузки по ометаемой несущим винтом площади при постоянной мощности, затрачиваемой на преодоление вредного сопротивления, и выдерживании профиля полета, пересекает экспериментальную кривую, полученную для шестилопастного несущего винта при величине параметра нагрузки $c_T/\sigma = 0,1$. Оптимальной нагрузке на лопасть соответствует точка, в которой теоретическая кривая параллельна касательной к экспериментальной кривой, что имеет место при c_T/σ , равном примерно 0,08. В действительности индуктивная мощность несколько выше идеальной теоретической, следовательно, и кривая изменения индуктивной мощности в зависимости от нагрузки на лопасть и ометаемую площадь несущего винта несколько отклоняется от кривой, проведенной на рис. 4, что приводит к отклонению оптимальной величины параметра нагрузки c_T/σ к более высоким значениям (до 0,09).

Экспериментальные результаты по трехлопастному несущему винту показывают более высокие удельные нагрузки на мощность по сравнению с шестилопастным несущим винтом вследствие значительного уменьшения нагрузки на ометаемую площадь несущего винта. Хотя диапазон нагрузок на лопасть существенно ограничен при предельном взлетном весе, аэродинамический оптимум для минимальной мощности соответствует величине параметра нагрузки порядка 0,09.

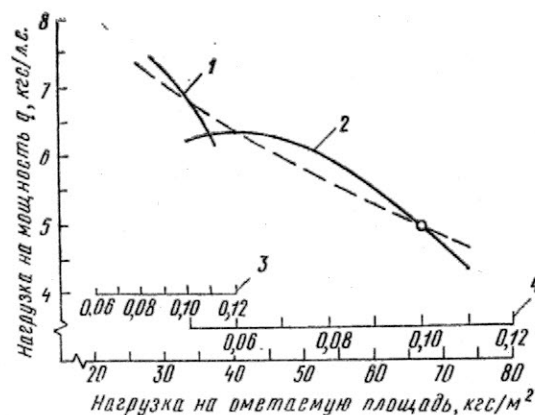
На рис. 5 приведены дополнительные экспериментальные данные для трехлопастного несущего

винта, которые показывают влияние окружной скорости конца лопасти на величину удельной нагрузки на мощность при скорости, соответствующей минимальной мощности. Как показано на рис. 5, при заданной мощности большая подъемная сила образуется при меньшей величине окружной скорости конца лопасти несущего винта, несмотря на возрастание величины параметра нагрузки по лопасти при переходе за оптимальное значение. Это означает, что уменьшение потребной мощности, затрачиваемой на профильное сопротивление, обусловленное уменьшением окружной скорости конца лопасти несущего винта, больше, чем увеличение этой мощности (затрачиваемой на профильное сопротивление) с увеличением угла установки лопасти.

Летные данные подтверждают расчетные данные и, что особенно важно, доказывают возможность для вертолета Сикорский С-76 перехода к набору высоты при одном неработающем двигателе, когда величина удельной нагрузки на потребную мощность (при максимальном взлетном весе) составляет 8 кгс/л.с. Полученные данные говорят о том, что целесообразно дальнейшее увеличение хорды лопасти, точно так же как уменьшение окружной скорости концов лопастей несущего винта.

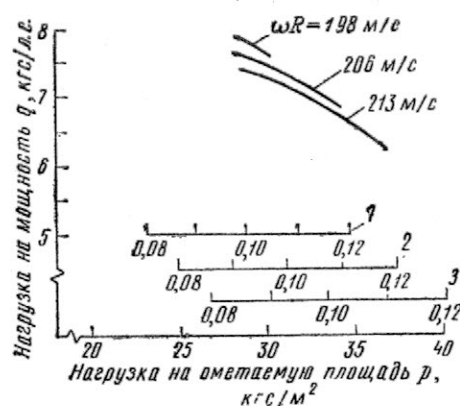
Экспериментальные данные по крутке лопасти не приводятся, поскольку при их определении был получен большой разброс экспериментальных точек между -6° и -14° . Позднее было аналитически установлено, что оптимальная величина крутки находится где-то между этими двумя значениями, т. е. составляет около -10° .

Обеспечивая высокую эффективность на малой скорости горизонтального полета и режиме минимальной мощности, в равной мере необходимо обеспечивать и высокую эффективность в области больших скоростей, в самом конце диапазона режимов полета, удовлетворяющих требуемой дальности и максимальной крейсерской скорости. Подобные результаты, полученные при выполнении летной программы вертолета СН-53А, оказались очень ценными, так как позволили получить кривые установившихся характеристик, пригодные и для



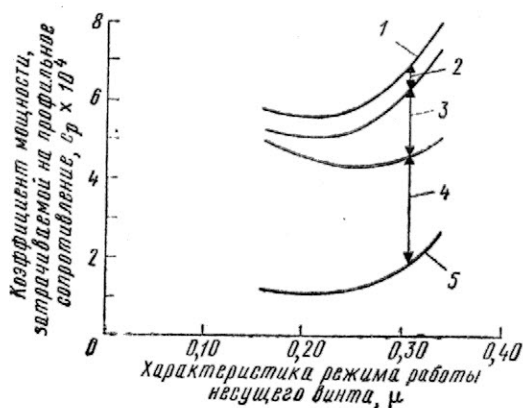
— — — экспериментальные данные;
- - - - - теоретическая кривая;
1—с уменьшенным взлетным весом при трехлопастном несущем винте; 2—нормальный взлетный вес при шестилопастном несущем винте; 3—параметр нагрузки (c_T/σ) для трехлопастного несущего винта; 4—параметр нагрузки для шестилопастного несущего винта

Рис. 4. Изменение нагрузки на мощность вертолета в зависимости от нагрузки на ометаемую площадь в условиях МСА на уровне моря



1—параметр нагрузки c_T/σ для $\omega R = 198$ м/с;
2—параметр нагрузки для $\omega R = 206$ м/с;
3—параметр нагрузки для $\omega R = 213$ м/с;

Рис. 5. Изменение нагрузки на мощность в зависимости от нагрузки на ометаемую площадь при различной окружной скорости вращения концов лопастей трехлопастного несущего винта



1—измеренная полная потребная мощность; 2—потери мощности на рулевой винт и трансмиссию; 3—потери мощности на вредное сопротивление; 4—потери на индуктивное сопротивление; 5—мощность, затрачиваемая на профильное сопротивление

Рис. 6. Изменение потребной мощности в зависимости от характеристики режима работы несущего винта для вертолета Сикорский СН-53А при параметре нагрузки 0,077

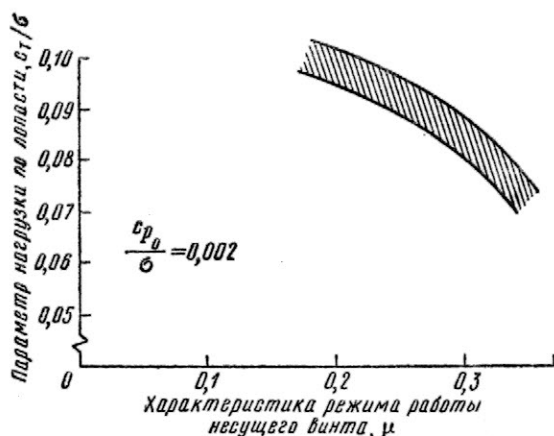
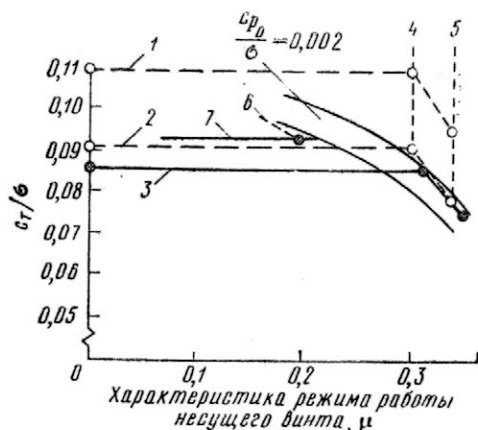


Рис. 7. Изменение нагрузки на лопасть, определяемой параметром C_T/σ , в зависимости от характеристики режима работы несущего винта по экспериментальным данным



1—январь 1975 г., хорда лопасти 28,9 см, $\omega R = 213$ м/с; 2—июль 1975 г., хорда лопасти 34,8 см, $\omega R = 219$ м/с; 3—сентябрь 1975 г., хорда лопасти 39,4 см, $\omega R = 198$ м/с; 4—скорость полета 230 км/ч; 5—скорость полета 278 км/ч (ωR увеличена на 15 м/с)

Рис. 8. Экспериментальные данные изменения нагрузки на лопасть, определяемой параметром C_T/σ , в зависимости от характеристики режима работы несущего винта вертолета S-76

других вертолетов. Были получены кривые изменения потребных мощностей в диапазоне взлетных весов различных конфигураций вертолетов с изменением характеристики режима работы несущего винта, используемые для определения потребной мощности, затрачиваемой на профильное сопротивление. Графики изменения этой мощности приведены на рис. 6.

Потери мощности на рулевой винт и трансмиссию определяются согласно предварительно установленной тенденции, а мощность, затрачиваемая на преодоление вредного сопротивления, может быть приближенно оценена по величине площади эквивалентной вредной пластинки вертолета. После вычисления мощности, расходуемой на индуктивное сопротивление, остается определить мощность, затрачиваемую на профильное сопротивление лопастей. Было установлено, что использование соотношения для классической идеальной индуктивной мощности $C_{x \text{ инд}} = C_T^2 / 2\mu$ не дает приемлемых результатов для определения мощности, затрачиваемой на профильное сопротивление. Как правило, кривая потребной мощности, затрачиваемой на профильное сопротивление, в своей начальной части (при малых величинах μ) незначительно изменяется, как это видно из рис. 6, и соответствует величине вредного сопротивления двухмерного профиля. Затем эта кривая довольно резко начинает стремиться вверх при μ , больших 0,3, что отражает влияние увеличения скорости полета, а также угла установки лопасти на возрастание ее профильного сопротивления.

Из-за заинтересованности в высокой эффективности требуется установление предела возрастания профильного сопротивления, даже если этот предел не соответствует условиям срыва потока с отступающей лопасти.

Критерием установившегося предела является отношение коэффициента мощности, затрачиваемой на профильное сопротивление, к коэффициенту заполнения, составляющее 0,002, которое соответствует величине 0,016 профильного сопротивления среднего сечения лопасти несущего винта при малых величинах характеристики режима работы несущего винта или примерно удвоенной величине обычного профильного сопротивления сечения при малых углах установки и малых числах M .

На рис. 7 приведена огибающая экспериментальных данных изменения нагрузки по лопасти в зависимости от изменения величины характеристики режима работы несущего винта. Эта огибающая очерчивает довольно ограниченный диапазон изменения величин, включающий область крутки лопастей и окружных скоростей конца лопасти несущего винта и охватывающий предельные значения, которые принимались во внимание при разработке вертолета Сикорский S-76. Следует подчеркнуть, что граница срыва потока с лопасти не попадает в ограниченную спектр области. Граница срыва, как свидетельствует быстрый рост нагрузки на тягу управления шагом лопасти несущего винта, встречается при весьма высоких нагрузках на лопасти, как это наблюдается, в частности, при использовании на лопастях вертолета S-76 профиле с увеличенной кривизной.

Полученные экспериментальные данные послужили основанием для внесения дальнейших изме-

нений в параметры исходной лопасти несущего винта вертолета S-76. Расчетная окружная скорость конца лопасти в нормальном полете была уменьшена с 213 до 205 м/с, а хорда лопасти увеличена на 13% — до 39,4 см. Сочетание изменения этих двух параметров привело к уменьшению на 5% безразмерного параметра нагрузки на лопасть и увеличению на 3,5% величины характеристики режима работы несущего винта. Необходимость возрастания окружной скорости конца лопасти при большей горизонтальной скорости полета, большем взлетном весе, требованиях большей высоты сохраняется, однако величина верхнего значения окружной скорости также аналогично была уменьшена с 229 до 221 м/с. В дальнейшем с учетом условий близости земли эта окружная скорость могла быть уменьшена до 198 м/с. Подобное уменьшение величины окружной скорости необходимо при выходе из строя одного из двигателей.

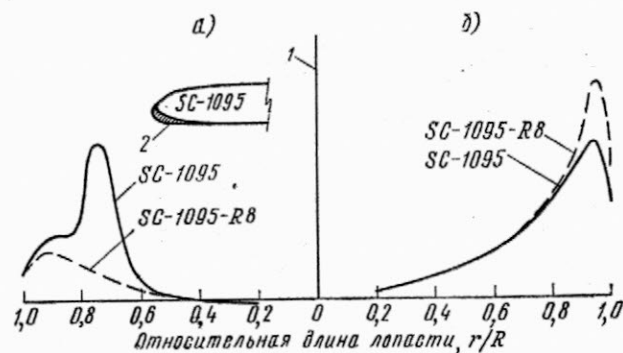
На рис. 8 приведены также кривые изменения нагрузки по лопасти в зависимости от изменения величины характеристики режима работы несущего винта. На этой диаграмме нанесены данные, соответствующие времени испытаний, в которых происходили изменения нагрузки на лопасти в процессе разработки вертолета с соответствующими изменениями других данных (окружной скорости вращения конца лопасти и скорости горизонтального полета).

Как следует из рис. 8, при взлетном весе 4400 кгс на высоте 305 м при температуре воздуха 32°C коэффициент тяги равен 0,0865 при нормальной эксплуатации, 0,075 — при наибольшей скорости горизонтального полета и 0,093 — при одном неработающем двигателе. Все эти указанные точки располагаются либо внутри, либо несколько ниже заштрихованной на рис. 7 полосы. Следует также учесть, что снижение окружной скорости концов лопастей и снижение нагрузки на лопасть ведет к уменьшению шума от несущего винта.

Выбор профиля и крутки лопасти, формы конца лопасти (в плане). Во время предыдущих рассуждений предполагалось, что выбор профиля, крутки и формы конца лопасти будет рассматриваться независимо от окружной скорости конца лопасти и коэффициента заполнения. В действительности эти параметры в достаточной степени влияют на выбор профиля лопасти, ее крутки и формы конца лопасти.

Профили лопастей для вертолета S-76 выбирались опытным путем с использованием результатов летных испытаний и стендовых испытаний в аэродинамической трубе фирмы Сикорский. Большая часть испытывавшихся профилей имела относительную толщину в пределах от 8 до 10% и умеренную кривизну; профиль SC 1095 с относительной толщиной 9,5% показал лучшие характеристики лобового сопротивления при больших числах M , тогда как его модификация (R8) с увеличенной кривизной носка показала лучший $C_{y \max}$ в диапазоне средних чисел M . Последние два профиля были использованы на вертолете Сикорский УН-60А «Блэк Хоук».

Необходимость использования двух профилей для лопасти по сравнению с одним профилем иллюстрируется рис. 9, на котором приведено изменение затрачиваемой на профильное сопротивление

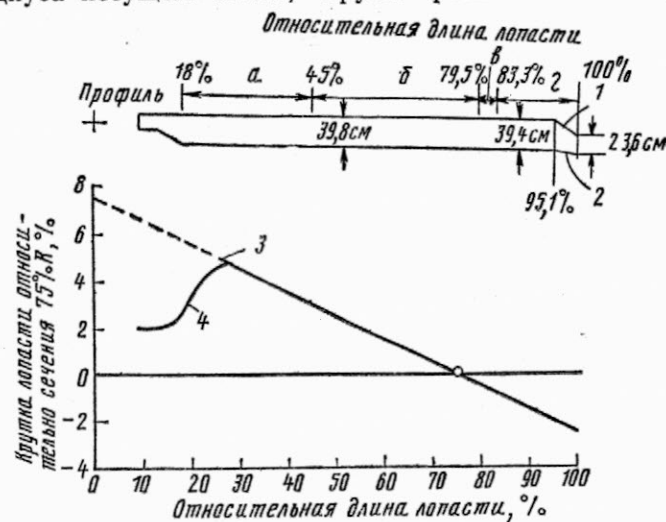


а — отступающая лопасть, $\psi = 270^\circ$;
б — наступающая лопасть, $\psi = 90^\circ$;
1 — часть крутящего момента, затрачиваемая на преодоление профильного сопротивления; 2 — отклоненный носок модифицированного профиля SC 1095 R8
Рис. 9. Распределение по длине лопасти крутящего момента, затрачиваемого на преодоление профильного сопротивления

части крутящего момента по длине лопасти для профиля SC 1095 и его модификации с увеличенной кривизной носка (R8) в случае отступающей и наступающей лопасти. Из приведенных на рис. 9 графиков следует, что для наступающей лопасти более благоприятен основной профиль (SC 1095), в то время как для отступающей лопасти необходим модифицированный профиль (R8).

Хорда основного профиля составляла 38,2 см, триммер на задней части лопасти имел ширину 1,27 см. Отклонение хвостика лопасти на 3° уменьшает отрицательный момент, действующий на профиль лопасти, и увеличивает ее длину. Увеличенная кривизна носка профиля R8 увеличивает хорду профиля на 1% в сечении для относительного радиуса лопасти 0,8R.

На рис. 10 представлены график изменения крутки лопасти по ее длине и некоторые другие геометрические данные лопасти. Действительная крутка лопасти (по направлению к центру втулки несущего винта) изменяется по длине лопасти линейно и соответствует -10° эквивалентной крутки. Но до сечения, соответствующего 0,13 относительного радиуса несущего винта, крутка резко изменяется,



а — уменьшение относительной толщины до 13%, утолщение к комлю лопасти; б — SC 1095 R8; в — переход; г — SC 1095
1 — угол стреловидности по передней кромке 35° ; 2 — угол стреловидности по задней кромке 10° ; 3 — эквивалентная линейная крутка -10° ; 4 — действительная крутка

Рис. 10. Геометрия лопасти несущего винта вертолета Сикорский S-76



1—крутка лопасти -10° ; 2—крутка лопасти -14°

Рис. 11. Изменение прироста подъемной силы несущего винта в зависимости от расстояния до поверхности земли (от колес вертолета) и определение оптимальной крутки лопасти на режиме висения

становясь положительной, как это видно из графика на рис. 10. Причиной столь резкого изменения крутки является уменьшение сопротивления и направленной вниз нагрузки, обычно происходящее в корневой части отступающей лопасти при горизонтальном полете вертолета. Обычно отступающая лопасть имеет большой положительный угол атаки, который в области обратного обтекания вызывает создание отрицательной подъемной силы.

Испытания на моделях показали, что вредное сопротивление в этой области может быть значительно уменьшено путем применения незакрученного участка лопасти в сочетании с организацией надлежущего обтекания задней кромки лопасти. Это распределение крутки выгодно на режиме висения при влиянии близости поверхности земли.

Основная величина крутки -10° была выбрана как исходная при исследовании характеристик несущего винта, включающем влияние изменения скорости притекания воздуха. Сравнение крутки лопасти -10° и -14° показывает отчетливое преимущество летных характеристик при скорости полета 140 км/ч и меньше — при скорости 280 км/ч.

Без учета влияния близости земли на режиме висения потери в подъемной силе относительно невелики для столь значительной отрицательной крутки лопасти. Иначе обстоит дело при учете влияния близости земли: на рис. 11 показано изменение подъемной силы в зависимости от изменения расстояния от поверхности земли до колес вертолета при крутке лопасти в диапазоне от -10° до -14° . Эти результаты, основанные на испытаниях модели несущего винта на режиме висения, показали, что большая отрицательная крутка лопасти ведет к потере подъемной силы (порядка 90 кгс в данном случае), когда не учитывается влияние близости земли, но когда колеса вертолета отстоят от поверхности земли менее чем на 6 м, эта же значительная крутка лопасти обеспечивает увеличение подъемной силы несущего винта.

Вредное сопротивление планера вертолета. Вертолет Сикорский S-76 имеет меньшее вредное сопротивление по сравнению с ранее построенными вертолетами такого же размера и веса и является с точки зрения аэродинамики исключительно совершенным аппаратом. Он имеет полностью убираемое шасси, выполненные заподлицо с обшивкой

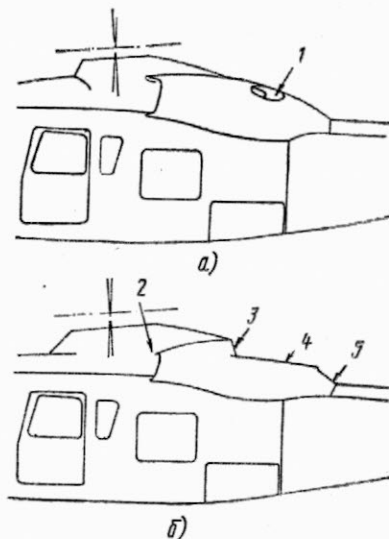
двери и люки, у него отсутствуют какие-либо местные выпуклости по всему контуру фюзеляжа. Кроме того, во всех дверях, люках, смотровых панелях на вертолете отсутствуют выступающие наружу стержни или ручки. Лобовое стекло и все другие поверхности остекления выполнены также заподлицо с обшивкой, не создавая дополнительного вредного сопротивления.

В конструкции фюзеляжа все крупные панели обшивки соединены встык, а используемые в соединениях заклепки поставлены впотай, что также обеспечивает уменьшение сопротивления.

В горизонтальном стабилизаторе использован профиль с обратной кривизной для обеспечения минимального вредного сопротивления при обычных условиях обтекания стабилизатора отбрасываемым от несущего винта потоком; точно так же и профиль вертикального оперения имеет соответствующую кривизну, так что обеспечивается минимальное сопротивление вертикального оперения с рулевым винтом в горизонтальном полете с крейсерской скоростью.

Все воздухозаборники имеют малое сопротивление, а все выхлопные струи направлены вниз по потоку. Воздух для охлаждения отсека радиоэлектронного оборудования, расположенного в передней части вертолета, вытекает из кабины, омывая, как и требуется, агрегаты радиоэлектронного оборудования, и направляется далее с небольшой скоростью в нишу носового колеса. Когда шасси убрано, воздух выходит через щели в створках, прикрывающих колеса.

Система протекания воздушного потока через двигатель частично видоизменялась в процессе разработки вертолета. Размеры воздухозаборников, максимально использующих скоростной напор, были уменьшены примерно на 25%, уменьшая утечку воздуха на большой скорости горизонтального полета и снижая тем самым вредное сопротивление



а—первоначальная конструкция воздухозаборников и системы выхлопа двигателя; б—измененная конструкция; 1—выхлоп с каждой стороны; 2—уменьшенная площадь входа; 3—выхлоп назад; 4—плоская площадка; 5—удлиненный выхлоп за пилон

Рис. 12. Изменения в конструкции воздухозаборников и системы выхлопа двигателя

от внешнего потока. Более важные изменения были проведены в конструкции выхлопа двигателя. Как показано на рис. 12, первоначально поток выхлопных газов от двигателя выходил с относительно малой скоростью под углом 45° с каждого бока пилона отсека двигателя. Это потребовало внесения изменений по следующим соображениям. Во-первых, сопротивление потока на входе в воздухозаборник, пропорциональное массовому расходу воздуха, умноженному на скорость полета, и имеющее место в воздухозаборнике, не нейтрализуется изменением количества движения выхлопных газов частично из-за малой скорости на выходе, частично из-за того, что выхлопные газы выходят под углом; из-за этого разница в величине момента количества движения проходящего через двигатель потока воздуха добавляется к величине вредного сопротивления вертолета. Во-вторых, поток выхлопных газов может отрываться от поверхности за пилоном, из-за чего увеличивается вредное сопротивление вертолета. В-третьих, турбулируется поток воздуха в области за выхлопной струей, что может привести к вибрациям хвостового оперения на некоторых режимах полета. В-четвертых, выхлопные газы имеют тенденцию к рециркуляции на некоторых режимах полета, близки к режиму висения, а это приводит к повышению температуры выхлопных газов с соответствующей потерей мощности двигателя.

Новое устройство выхлопных сопел имеет целый ряд существенных особенностей. Теперь истечение газов осуществляется непосредственно назад по траектории полета и тем самым сводится на нет влияние сопротивления, вызываемого изменением скоростного напора. Полностью изменена форма пилона двигателя, обеспечивающая плавное обтекание воздушным потоком боковых поверхностей вертолета, исключая возможность возникновения срыва потока. Поступление воздуха для охлаждения отсека двигателя осуществлялось через небольшой вспомогательный воздухозаборник ковшового типа, расположенный за основным воздухозаборником. На режиме висения выхлопные газы, выходящие из двигателя, имеют тенденцию под влиянием схода потока от несущего винта ударяться об обтекатель вала рулевого винта, проходящий вдоль хвостового обтекателя.

Еще одной особенностью конструкции является прохождение потока воздуха через маслорадиаторы. Воздух из воздухораспределителя воздухозаборника проходит через маслорадиаторы каждого двигателя, а через маслорадиатор трансмиссии проходит воздух, попадающий туда из углубления втулки несущего винта. Первоначально воздух в маслорадиатор трансмиссии поступал из дополнительного ковшового воздухозаборника, размещавшегося с правой стороны фюзеляжа вертолета. Этот дополнительный воздухозаборник был устранен для уменьшения веса вертолета и его вредного сопротивления.

Все три потока от маслорадиаторов сходятся в смесителе и выходят из него за втулкой несущего винта перед выхлопными соплами двигателей. Здесь благодаря ускорению, сообщаемому потоку воздуха вытекающими из сопел газами, скорость потока почти достигает крейсерской скорости полета вертолета. Исследования с помощью шелкови-

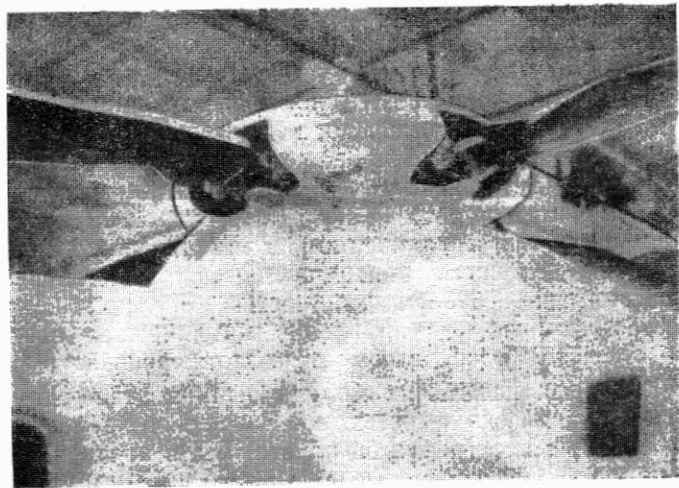


Рис. 13. Обтекатель втулки несущего винта

нок в полете показали, что поток в верхней части пилона несущего винта весьма плавный и не приводит к потере энергии за втулкой несущего винта.

Для вертолета Сикорский S-76 был разработан, изготовлен и испытан в полете экспериментальный обтекатель втулки несущего винта. Обтекатель, как это можно видеть из рис. 13, крепится непосредственно к втулке несущего винта и не имеет движущихся частей. Такой обтекатель, непохожий на прежние, был установлен несколько лет назад на боевом вертолете Сикорский S-67 со встроенными между корневыми частями лопастей и корпусом самого обтекателя сферическими скользящими уплотнениями. Новый обтекатель имеет вырезы, обеспечивающие достаточную возможность для нормальной перемещения лопастей. Увеличение сопротивления, обусловленное вырезами, устраняется использованием наружных дефлекторов, которые препятствуют протеканию потока воздуха сквозь обтекатель, особенно у круглых кромок края отверстий. Обтекатель имеет эллиптическую форму с положительной кривизной, чтобы не возникало направленной вниз нагрузки при отрицательных углах наклона вала несущего винта, встречающихся в полете. Нижняя поверхность обтекателя доходит до втулки несущего винта с зазором между двумя поверхностями. Полный вес обтекателя составляет около 11,5 кгс.

Результаты проведенных экспериментальных работ оказались весьма благоприятными. Уменьшение вредного сопротивления может быть оценено как уменьшение на $0,13 \text{ м}^2$ площади эквивалентной вредной пластинки, как показывают изменения потребной мощности при заданной скорости полета. Максимальная скорость увеличилась на $7,4 \text{ км/ч}$ при той же мощности двигателей, что обеспечивает экономию топлива при полете на дальность 740 км [1].

Экспериментальные исследования вертолета Сикорский S-76. В аэродинамической трубе диаметром $5,5 \text{ м}$ исследовательского центра фирмы Юнайтед Технолоджиз, в которую входит фирма Сикорский, проводились испытания модели вертолета Сикорский S-76, изготовленной в масштабе $1/5$ натуральной величины. Испытания являлись частью общей программы исследования аэродинамики вертолета. Модель установлена на семиком-

понентных аэродинамических весах, измеряющих силы и моменты на фюзеляже, несущем и рулевом винтах. Упругое крепление лопастей несущего винта обеспечивало им возможность перемещения относительно горизонтального, вертикального и осевого шарниров. Имитировалась работа несущего винта вертолета в полном диапазоне горизонтальных скоростей полета и окружных скоростей конца лопасти при ограниченном влиянии числа M . Вращение несущего винта осуществлялось электрическим двигателем мощностью 80 л. с.; осуществлялось также управление циклическим шагом лопастей посредством автомата перекося.

Во время испытания модели были подтверждены с хорошей сходимостью все расчетные характеристики для всех режимов полета. Были подтверждены также все расчетные данные по вредному сопротивлению вертолета, включая рекомендации по уменьшению вредного сопротивления благодаря объединению выхлопной системы двигателей и системы охлаждения маслорадиаторов и по совершенствованию обтекания втулки несущего винта.

Во время испытаний модели было обнаружено несколько неожиданных явлений, например, неблагоприятное влияние несущего винта на вредное сопротивление фюзеляжа вертолета. Вредное сопротивление фюзеляжа, определенное независимо от несущего винта, остановленного или работающего при нулевой подъемной силе, увеличивалось при создании несущим винтом подъемной силы за счет воздействия отбрасываемого винтом потока. Когда величина подъемной силы несущего винта увеличивалась до величины, соответствующей нормальному взлетному весу вертолета, вредное сопротивление фюзеляжа возрастало на 10% величины сопротивления фюзеляжа без учета влияния работающего несущего винта.

Это явление не может быть объяснено аналитически взаимовлиянием несущего винта и фюзеляжа и потребовало дополнительных исследований, в которых было установлено компенсирующее уменьшение вредного сопротивления. Оказалось, что при увеличении создаваемой несущим винтом подъемной силы уменьшается вредное сопротивление стабилизатора. Общее сопротивление планера вертолета соответствовало расчетным данным.

Построенная по результатам испытаний модели кривая изменения тяги несущего винта в зависимости от изменения крутящего момента оказалась лучше, чем по предварительным расчетным данным, и совпала с расчетными данными для натурального вертолета.

На рис. 14 приведены полученные во время модельных испытаний на режиме висения данные изменения действующей на фюзеляж нагрузки в зависимости от величины силы тяги несущего винта с учетом и без учета влияния близости земли. При тяге, соответствующей взлетному весу вертолета (180 кгс для модели или 4540 кгс для натурального вертолета), сила, действующая на фюзеляж, составляла около 3,5% силы тяги несущего винта без учета влияния близости земли. Чистая сила вертикального сопротивления фюзеляжа меньше из-за благоприятного взаимовлияния потока от несущего винта, в частности от влияния близости земли, примерно на 1% силы тяги.

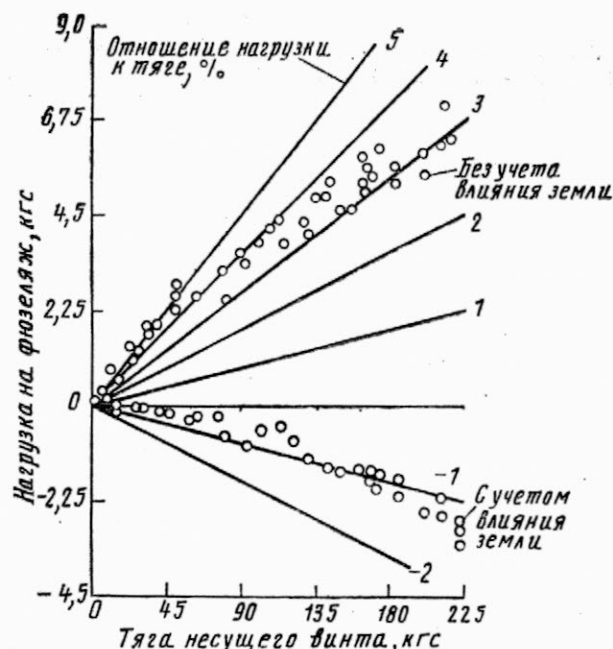


Рис. 14. Изменение нагрузки, действующей на фюзеляж, в зависимости от тяги несущего винта, замеренной на режиме висения

При наличии влияния близости земли, как показано на рис. 14, сила, действующая на фюзеляж, составляет 1% тяги.

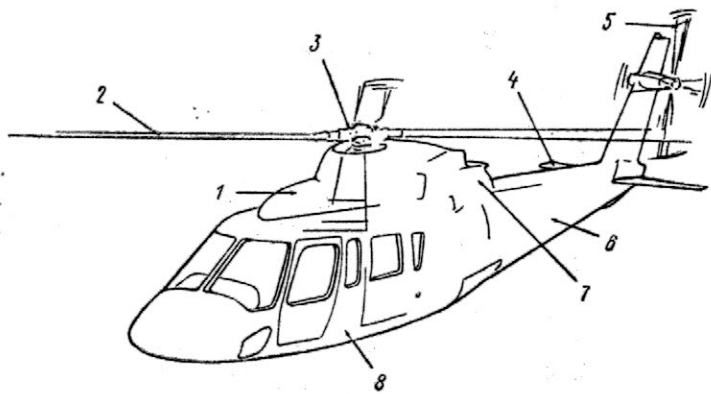
Полученные высокие характеристики несущего винта на режиме висения были позднее подтверждены во время стендовых испытаний полномасштабного несущего винта.

Во время последующих испытаний в аэродинамической трубе НИЦ им. Эймса реального несущего винта вертолета S-76 было установлено, что нет необходимости улучшать аэродинамику несущего винта. Дальнейшее подтверждение расчетных данных было получено во время летных испытаний вертолета Сикорский S-76. Первый полет вертолета S-76 состоялся 13 марта 1977 г. в летно-испытательном центре фирмы Сикорский в Вест Палм Бич, шт. Флорида. В программе летных испытаний использовались три вертолета S-76.

Результаты исследований аэродинамики вертолета S-76, изложенные в статье И. Фраденбурга [1], могут быть дополнены материалами, представленными руководителями отделений фирмы Сикорский Л. Кнэппом и Э. Несбиттом в отчете общества автомобильных и авиационных инженеров США [3], в котором указывается, что использование прогрессивной техники и технологии при разработке и постройке вертолета S-76 происходило в основном по следующим направлениям (рис. 15):

- совершенствование аэродинамических характеристик лопастей несущего винта;
- совершенствование шарниров и подшипников втулки несущего винта;
- совершенствование конструкции рулевого винта;
- широкое применение легких сплавов и композиционных материалов;
- уменьшение вибраций;
- уменьшение аэродинамического сопротивления.

Совершенствование аэродинамических характеристик лопастей несущего винта. Величина подъемной силы лопасти, особенно на режиме висения,



1—обтекатель из кевлара; 2—высокоэффективные лопасти; 3—использование эластомерных подшипников для втулки несущего винта; 4—горизонтальный стабилизатор из углепластика; 5—бесподшипниковый рулевой винт; 6—хвостовой конус-обтекатель; 7—направленный на хвостовое оперение поток выхлопных газов для регулировки силы сопротивления; 8—неметаллическая обшивка, обладающая малыми весом, сопротивлением и дешевой.

Рис. 15. Схема использования прогрессивной технологии при разработке и постройке вертолета S-76

является важнейшим фактором для летательного аппарата с вертикальным взлетом и посадкой, каким является вертолет.

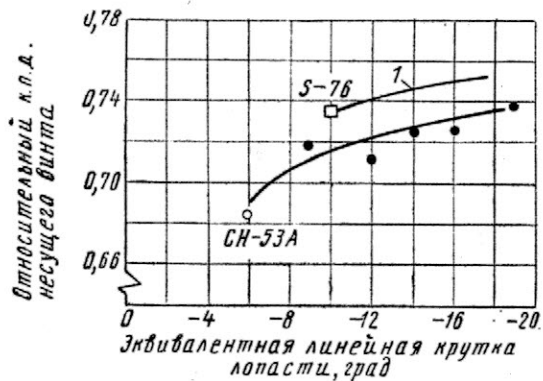
Исследования показали, что если использовать усовершенствованный, более тонкий и с большей кривизной профиль для лопасти, имеющей отрицательную крутку, то подъемную силу лопасти можно увеличить на 10—15%. На рис. 16 показано влияние большой отрицательной крутки лопастей на относительный КПД несущего винта вертолета на режиме висения.

Расчетные данные для вертолета Сикорский S-76 по сравнению с вертолетом Сикорский СН-53А дают увеличение относительного КПД примерно на 8%. По экспериментальным данным этот процент несколько меньше (~6—7%). Однако если большая отрицательная крутка лопасти существенно увеличивает относительный КПД несущего винта на режиме висения, то на других режимах полета она может привести к ухудшению характеристики подъемной силы несущего винта, в то время как большая подъемная сила несущего винта в одинаковой степени необходима на всех режимах полета. Решение этой задачи в большой степени зависит от распределения скорости набегающего потока на несущий винт в горизонтальном полете.

Если в прежних исследованиях исходили из предположения постоянной индуктивной скорости набегающего потока и постоянного угла притекания, то результаты летных испытаний указывают на необходимость исходить из переменного угла притекания потока.

На рис. 17 сравниваются два потока: с постоянным и переменным углом притекания. Если в первом случае у несущего винта нежелательные отрицательные углы атаки возникают на конце наступающей лопасти и на относительно небольшом участке отступающей лопасти, то во втором случае (при переменном угле притекания потока) несущий винт имеет хорошее обтекание на наступающей лопасти и большие области срыва на отступающей лопасти.

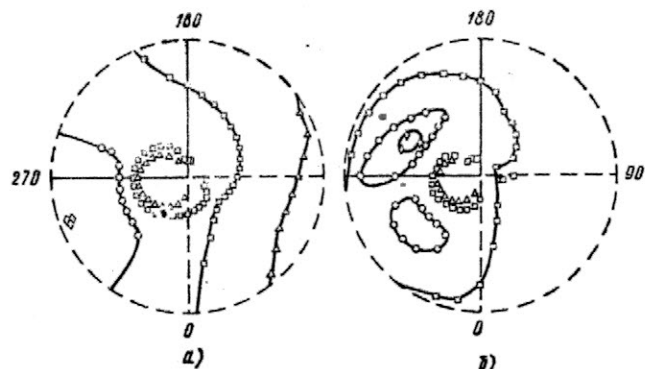
Выше, в разделе о выборе профиля и крутки лопасти, отмечалось, что профиль лопасти SC 1095 обеспечивает меньшее вредное сопротивление при



1—усовершенствованный профиль фирмы Сикорский; ●—экспериментальные данные, полученные на натурном вертолете

Рис. 16. Влияние отрицательной крутки лопасти на относительный КПД несущего винта

больших числах M , а модифицированный профиль SC 1095 R8 более благоприятен в диапазоне средних чисел M (рис. 18). Отсюда преимущество аэродинамической компоновки двухпрофильной лопасти (рис. 9).



а—постоянный угол притекания; б—переменный угол притекания. Угол атаки α : Δ —0; \square —5°; \circ —10°; \diamond —12°

Рис. 17. Влияние угла притекания

Замена алюминиевых лонжеронов лопастей несущего винта вертолета S-76 титановыми дает большое преимущество в применении их при значительно больших допустимых скоростях полета (рис. 19).

Многочисленные экспериментальные исследования в полете закрученных, стреловидных и трапециевидных лопастей дают возможность ослабить ограничения по скорости горизонтального полета.

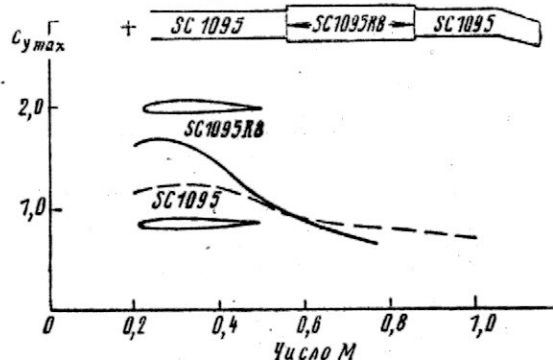
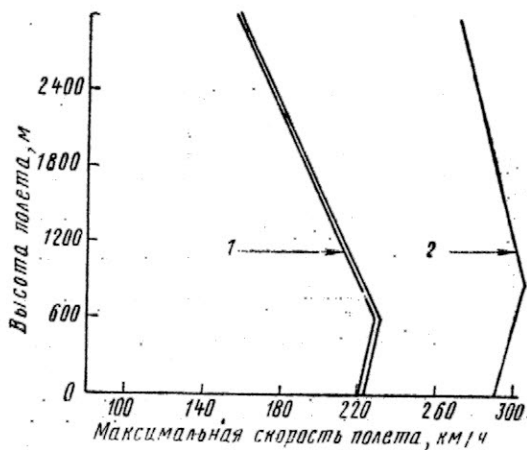
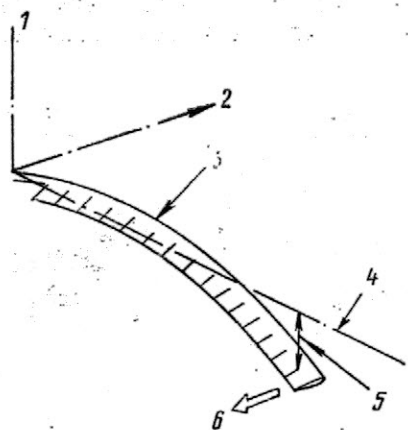


Рис. 18. Изменение подъемной силы профиля в зависимости от числа M

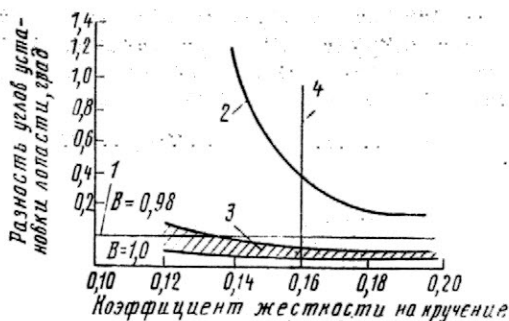


1—вертолет с алюминиевыми лопастями; 2—усовершенствованный вертолет с лопастями из титана
Рис. 19. Сравнение эффективности лопастей из титана и алюминия

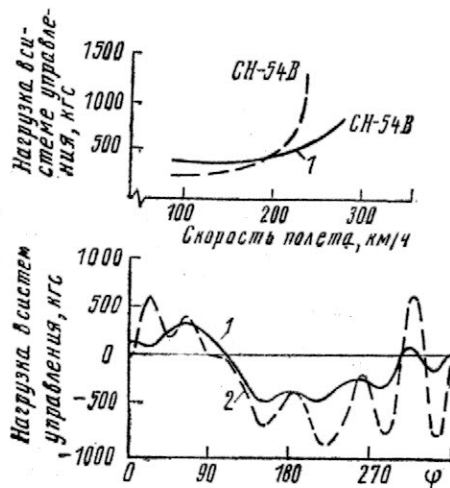


1—ось вращения несущего винта; 2—направление вперед; 3—большая крутка лопасти, вызывающая прогиб вниз конца наступающей лопасти; 4—продольная ось лопасти; 5—плечо приложения силы; 6—сила сопротивления, увеличивающая шарнирный момент вследствие прогиба вниз конца лопасти

Рис. 20. Источник возникновения дестабилизирующего шарнирного момента на лопасти, обусловленный круткой лопасти



1—типичная допустимая величина; 2—без стреловидности концевой части лопасти; 3—со стреловидностью концевой части лопасти; 4—расчетная величина для вертолета УТТАС
Рис. 21. Влияние стреловидной концевой части лопасти на зависимость разности углов установки лопасти от ее жесткости на кручение при крутке -16° и $\mu=0,35$



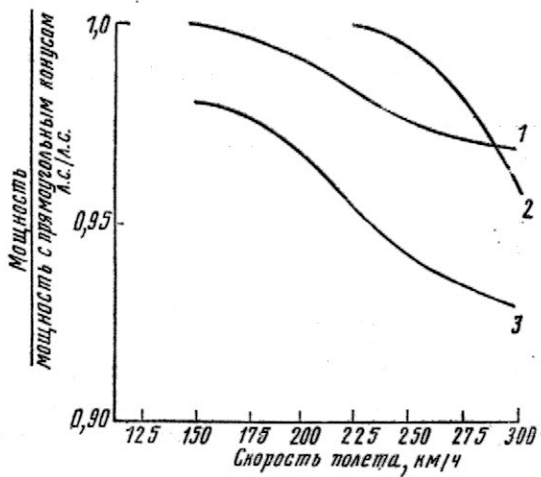
1—со стреловидной концевой частью лопасти; 2—прямоугольная концевая часть лопасти
Рис. 22. Влияние стреловидности концевой части лопасти на нагрузку в системе управления

Эти ограничения обычно вызываются нарастанием напряжений на лопастях, нарастанием переменных нагрузок в системе управления вертолетом, наличием субгармонических маховых колебаний лопастей, вызываемых взаимосвязью между изгибными колебаниями лопасти в плоскости взмаха и ее крутильными колебаниями, и, наконец наличием срывного флаттера. Эти ограничения усугубляются в горизонтальном полете для лопастей большой круткой. Большая крутка лопасти вызывает прогиб вниз конца наступающей лопасти. В результате приложенная к концу лопасти сила сопротивления увеличивает шарнирный момент, вызывающий, в свою очередь, увеличение отрицательной крутки лопасти, следовательно, и дальнейшее увеличение прогиба вниз конца лопасти. Это явление схематично изображено на рис. 20.

Для предупреждения этого явления предусматривается стреловидная концевая часть лопасти, которая осуществляет корректирование величины шарнирного момента под влиянием крутки лопасти как на наступающей, так и на отступающей лопасти.

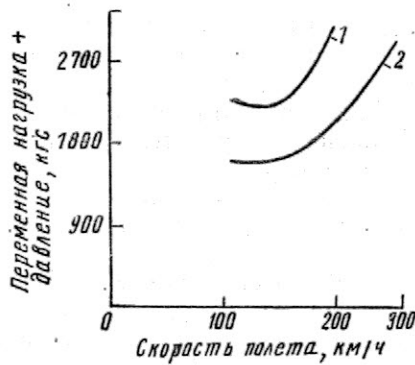
На рис. 21 показано уменьшение разности углов установки лопасти в зависимости от изменения жесткости лопасти на кручение при стреловидной концевой части лопасти и без стреловидности (характеристика режима работы несущего винта $\mu=0,35$). Стреловидная концевая часть лопасти способствует также уменьшению переменной нагрузки в системе управления. Полученная выгода, зафиксированная в результате летных испытаний вертолета СН-54В, представлена на графиках рис. 22. Влияние стреловидной концевой части лопасти на уменьшение величины потребной мощности приведено на рис. 23.

Более закрученная лопасть требует и более прочного материала для своего изготовления. Поэтому при проектировании лопастей несущего винта вертолета S-76 вместо алюминиевых сплавов было решено применить титан и композиционные материалы, обладающие значительно большей прочностью. На рис. 24 представлены графики изменения переменной нагрузки в зависимости от скорости горизонтального полета для крутки лопасти -6° и -14° . В последнем случае величина



1—трапециевидная концевая часть лопасти; 2—стреловидная концевая часть лопасти; 3—стреловидно-трапециевидная концевая часть лопасти

Рис. 23. Влияние формы концевой части лопасти на изменение величины потребляемой мощности



1—крутка -14° ; 2—крутка -10°

Рис. 24. Влияние крутки лопасти на величину переменной нагрузки

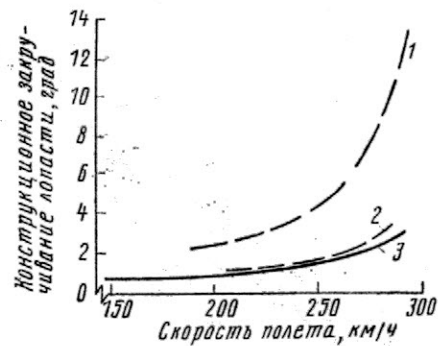
нагрузки при большей скорости полета возрастает более чем в 1,5 раза. Возрастание шарнирного момента лопасти, когда она имеет большую крутку и кривизну, показано на рис. 25.

Сравнение закручивания лопасти в зависимости от скорости горизонтального полета представлено



а—лопасть с малой круткой, без кривизны профиля; б—лопасть с кривизной и малой круткой; в—лопасть с кривизной и большой круткой

Рис. 25. Влияние крутки лопасти и кривизны профиля на величину шарнирного момента



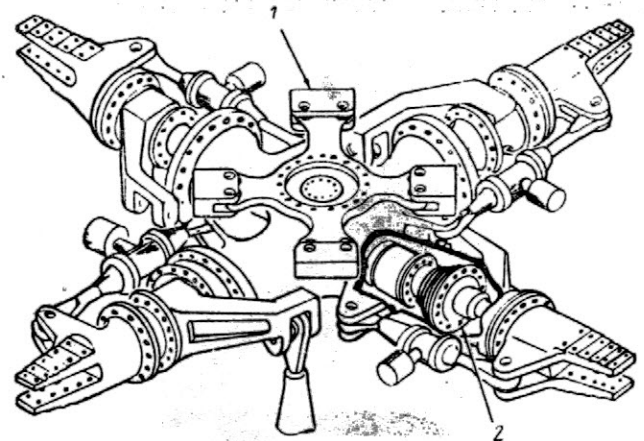
1—лопасть несущего винта вертолета S-76 из стекловолокна с кривизной и круткой; 2—лопасть из стекловолокна без кривизны и с малой круткой; 3—лопасть несущего винта вертолета S-76 из титана

Рис. 26. Влияние материала лопасти на ее закручивание

на рис. 26 для лопастей вертолета S-76, изготовленных из титана и из стеклопластика с малой и большой круткой и с кривизной. Как следует из рассмотрения кривых, на большей скорости полета закручивание лопасти из стеклопластика будет в несколько раз больше, чем у титановой лопасти.

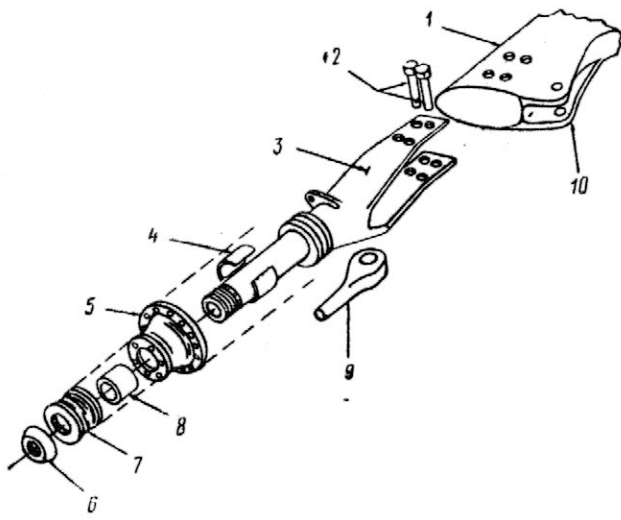
Совершенствование шарниров и подшипников втулки несущего винта. Втулка несущего винта вертолета Сикорский S-76 имеет эластомерные подшипники (рис. 27 и 28), которые обеспечивают восприятие полной центробежной силы лопасти, изменение ее угла установки, маховое движение лопасти и ее перемещение в плоскости вращения. Эластомерный подшипник состоит из чередующихся слоев стали (или титана) и резины, склеенных друг с другом. Подшипник имеет очень высокую степень упругости при сжатии и дает незначительное смещение лопасти относительно оси несущего винта или центра подшипника. Изменение угла установки лопасти, взмах лопасти или ее перемещение в плоскости вращения несущего винта вызывают относительное смещение металлических пластин подшипника, ограничиваемое упругими силами, возникающими в слоях резины при их сдвиге.

По сравнению с обычными шарнирами эластомерный подшипник имеет следующие преимущест-



1—бифилярный маятниковый демпфер; 2—эластомерный подшипник

Рис. 27. Схема втулки несущего винта вертолета Сикорский S-76



1—лопасть; 2—крепящие болты; 3—фланец крепления лопасти; 4—скользящий подшипник, ограничивающий противокоррозийный вкладыш; 5—эластомерный подшипник; 6—ходовая гайка; 7—упорный подшипник; 8—скользящий подшипник; 9—демпфер колебания лопасти в плоскости вращения; 10—ушко крепления демпфера

Рис. 28. Схема крепления лопасти несущего винта

ва: уменьшается количество деталей втулки несущего винта; упрощается техническое обслуживание; отсутствуют истирание, износ или проскальзывание вращающихся элементов; устранено загрязнение рабочих деталей (шарниров и подшипников) присутствующими в окружающей среде грязью, пылью, водой; нет необходимости в использовании смазки.

Благодаря применению эластомерных подшипников конструкция всей системы несущего винта становится гораздо легче, стоит дешевле и является более надежной по сравнению с обычным несущим винтом с шарнирным креплением лопастей. Применение втулки несущего винта с эластомерными подшипниками, не нуждающимися в смазке, на 30% уменьшает эксплуатационные расходы.

Совершенствование конструкции рулевого винта. Значительное усовершенствование конструкции рулевого винта (рис. 29) было достигнуто благодаря широкому применению композиционных материалов. Лопасти прямоугольной формы в плане имеют лонжерон из углепластика. Обшивка лопастей изготовлена из стеклопластика. Для лопастей использован несимметричный профиль SC 1095, подобный профилю лопасти несущего винта.

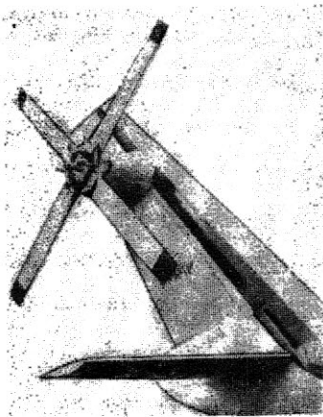
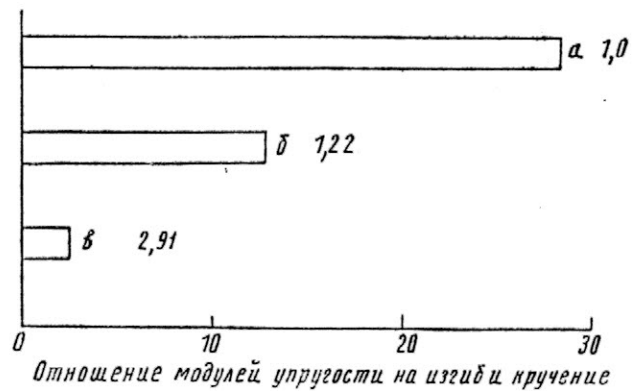


Рис. 29. Рулевой винт вертолета S-76

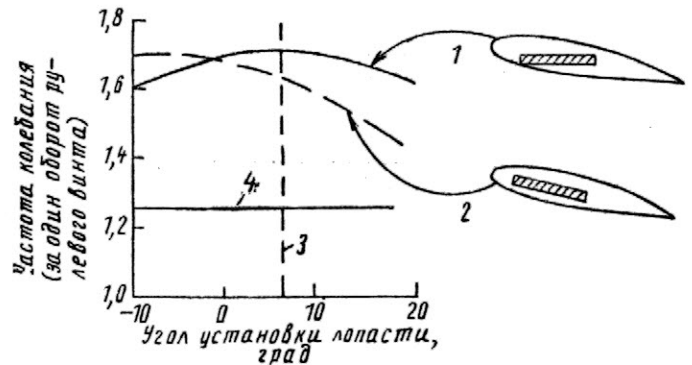


а—углепластик; б—стекловолокно; в—металл
Рис. 30. Преимущество углепластика в конструкции лопасти рулевого винта

На рис. 30 показано преимущество применения углепластика в конструкции лонжерона лопасти рулевого винта. При почти в три раза меньшем относительном весе по сравнению с металлом углепластик имеет в 10 раз более высокое отношение модулей упругости на изгиб и кручение. Высокий модуль упругости на изгиб очень важен потому, что в этом случае частота колебаний лопасти в плоскости вращения получается большей, чем одно колебание за оборот рулевого винта, что отодвигает эти частоты от критических частот колебания лопасти, обеспечивая аэроупругую устойчивость лопастей.

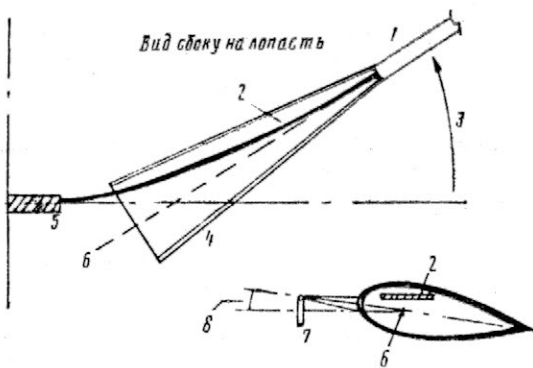
Рулевой винт с бесшарнирным креплением лопастей имеет высокие характеристики устойчивости. Эти характеристики в большей степени являются результатом двух особенностей конструкции. Первая особенность состоит в том, что разделяются критические частоты колебания лопасти в плоскости взмаха и в плоскости вращения. Это разделение выполняется благодаря установке внешней части лопасти таким образом относительно оси упругого элемента лопасти, что жесткость лопасти (в плоскости ее вращения) возрастает с увеличением ее угла установки, как это показано на рис. 31. Эта особенность конструкции лопасти рулевого винта запатентована фирмой Сикорский.

Вторая особенность, способствующая повышению устойчивости, включает управление потенциально возможной связью между углом установки



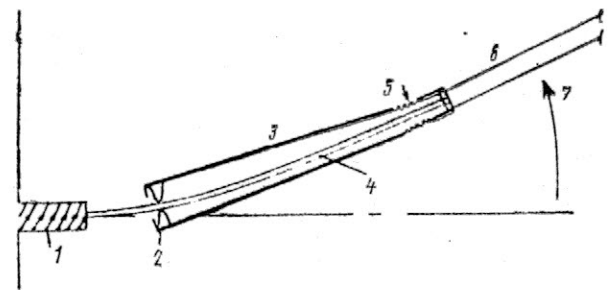
1—отрицательная крутка лонжерона — упругой балки при среднем угле установки лопасти; 2—положительная крутка лонжерона — упругой балки при среднем угле установки лопасти; 3—средний угол установки лопасти; 4—частота колебания в плоскости взмаха лопасти

Рис. 31. Разделение частот колебания лопасти рулевого винта в плоскости взмаха и в плоскости вращения



1—лопасть; 2—упругий элемент лопасти; 3—прогиб лопасти; 4—комель лопасти; 5—штулка; 6—осевая линия комля лопасти, отклоняющаяся вниз из-за прогиба лопасти; 7—фиксированное положение тяги управления; 8—изменение угла установки лопасти из-за перемещения комля лопасти

Рис. 32. Связь между углом установки лопасти рулевого винта и ее прогибом



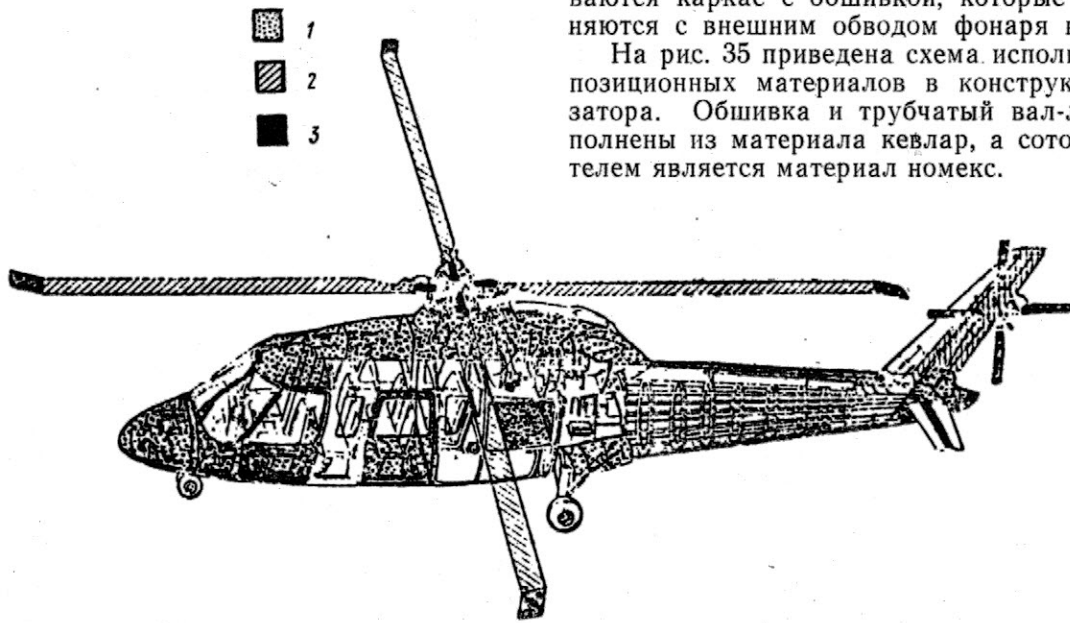
1—штулка; 2—амортизатор; 3—комель лопасти; 4—лонжерон — упругая балка; 5—область уменьшения жесткости; 6—лопасть; 7—прогиб лопасти

Рис. 33. Амортизатор комлевой части лопасти, ликвидирующий связь между углом установки лопасти и ее прогибом

няется в виде слоистой конструкции. При использовании для изготовления таких деталей, как, например, смотровые панели, материал кевлар применяется в виде оболочки сотовой конструкции.

Обшивка фонаря кабины изготавливается из материала кевлар в два этапа. Отдельно изготавливаются каркас с обшивкой, которые затем соединяются с внешним обводом фонаря кабины.

На рис. 35 приведена схема использования композиционных материалов в конструкции стабилизатора. Обшивка и трубчатый вал-лонжерон выполнены из материала кевлар, а сотовым наполнителем является материал номекс.

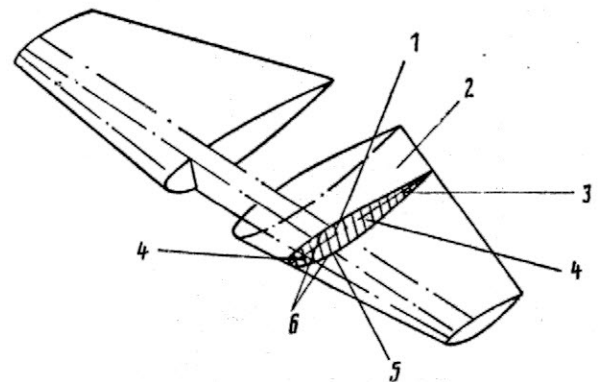


1—кевлар-49 на эпоксидной основе; 2—стекловолокно на эпоксидной основе; 3—углепластик на эпоксидной основе

Рис. 34. Использование композиционных материалов в конструкции вертолета S-76

лопасти и ее изгибом, возникающей вследствие бесшарнирного крепления лопасти к штулке рулевого винта. Механизм этой связи схематично показан на рис. 32. Хотя подобная связь, возможно, имеет определенное преимущество при управлении, но в данном случае она представляет и значительную область риска. Чтобы избежать возможности этого риска, комлевая часть лопасти имеет эластомерный амортизатор, как показано на рис. 33.

В конструкции планера вертолета S-76 применены материал кевлар, углепластик и стеклопластик на эпоксидной основе (рис. 34), вес которых составляет примерно 180 кгс. Большую часть их (весом свыше 135 кгс) составляет материал кевлар, который используется во второстепенных деталях конструкции планера, таких как двери, смотровые панели, обтекатели, для уменьшения их веса. Материал кевлар употребляется двояким способом. При изготовлении деталей, не несущих больших нагрузок, таких как обтекатели, этот материал приме-



1—труба из композиционного материала кевлар; 2—обшивка из композиционного материала кевлар; 3—линия связи; 4—сотовый наполнитель из материала номекс (кевлар); 5—заполнитель из алюминиевых сот; 6—передняя часть лонжерона из углепластика

Рис. 35. Стабилизатор вертолета Сикорский S-76

Вес композиционных материалов, использованных в конструкции планера вертолета S-76, составляет около 70% веса обычных деталей из алюминиевого сплава, которые должны были бы быть поставлены взамен. Экономия в весе около 45 кгс используется для увеличения платной нагрузки, увеличивая тем самым производительность вертолета. Одновременно использование композиционных материалов, особенно в конструкции обтекателей, обшивки фонаря кабины и т. д., ведет к уменьшению вредного сопротивления вертолета, уменьшению стоимости изготовления вертолета и его эксплуатационных расходов.

По сравнению с вертолетами Сикорский S-58Т или S-61 применение композиционных материалов в конструкции вертолета S-76 дает следующие преимущества:

уменьшение на 5% веса конструкции планера вертолета;

уменьшение на 2% веса пустого вертолета;

уменьшение на 10% стоимости планера вертолета;

уменьшение на 20% технического обслуживания вертолета;

уменьшение на 9% прямых эксплуатационных расходов на пассажиро-километр.

Уменьшение вибраций. Уменьшение вибраций на вертолете не только улучшает комфорт, но и является существенной составной частью увеличения надежности вертолета и способствует уменьшению амортизационной стоимости до выработки полного ресурса, хотя это трудно установить количественно.

В свое время в одном подразделении ВВС США был проведен эксперимент, в котором сравнивались затраты на эксплуатацию вертолетов с высоким уровнем вибраций (сконцентрированных в одной из эскадрилий) и вертолетов практически без вибраций (собранных в другой эскадрилье). В результате выяснилось, что эксплуатационные затраты на обслуживание вертолета в человеко-часах во второй эскадрилье оказались меньше на 30%.

Исходя из этого тяжелые транспортные вертолеты фирмы Сикорский традиционно разрабатывались с шестилопастными несущими винтами, которые позволяют избегать зон с частотой колебания ниже 12 Гц, с достаточно большим отношением горизонтальных шарниров, что улучшает управление, с вертикальными шарнирами, уменьшающими жесткостные характеристики лопасти несущего винта в



1 — вертолет S-76 во время полета с крейсерской скоростью
Рис. 36. Уровень вибрации и частоты колебания вертолета S-76, обеспечивающие выносливость в условиях эксплуатации

плоскости вращения. На рис. 36 представлена диаграмма комфорта вертолета в зависимости от частот колебаний, на которой приведены данные для вертолета S-76.

Колебания, в частности, с частотами, близкими к частоте колебания за один оборот несущего винта, имеют характерные особенности для каждого вертолета, и на их изоляцию и устранение и даже уменьшение направлены значительные технические усилия. Наиболее эффективным является устранение колебаний, источником которых являются лопасти несущего винта. На вертолете Сикорский S-76 это достигается установленными на втулке несущего винта маятниковыми гасителями колебаний, которые уменьшили вибрационные напряжения более чем на 50%. В результате заметно улучшилась эксплуатация вертолета, на 20% уменьшился поломки в фюзеляже, увеличился ресурс приборного и электронного оборудования, уменьшились вибрации даже такого столь отдаленного от втулки несущего винта узла вертолета, как рулевой винт.

Уменьшение аэродинамического сопротивления. На рис. 37 приведен график изменения вредного сопротивления вертолетов, оцениваемого по величине площади эквивалентной вредной пластинки. По оси абсцисс отложен взлетный вес вертолета в степени 2/3. Из рассмотрения рис. 37 следует, что у современных вертолетов эквивалентная площадь вредной пластинки значительно уменьшилась. У вертолета S-76 в сравнении с однотипными вертолетами Сикорский S-58Т или S-61 величина эквивалентной вредной пластинки составляет всего около 35%. Это столь значительное уменьшение аэродинамического сопротивления достигнуто благодаря использованию убираемых в полете главных и носовой стоек шасси, заклепок впотай, более упрощенной конструкции втулки несущего винта и, наоборот, более сложной кривизне внешнего контура вертолета, улучшающей его обтекание. Значительно уменьшено сопротивление на входе в воздухозаборники и на выхлопе. Основным следствием достигнутого уменьшения аэродинамического сопротивления вертолета S-76 является увеличение на 25% его крейсерской скорости при

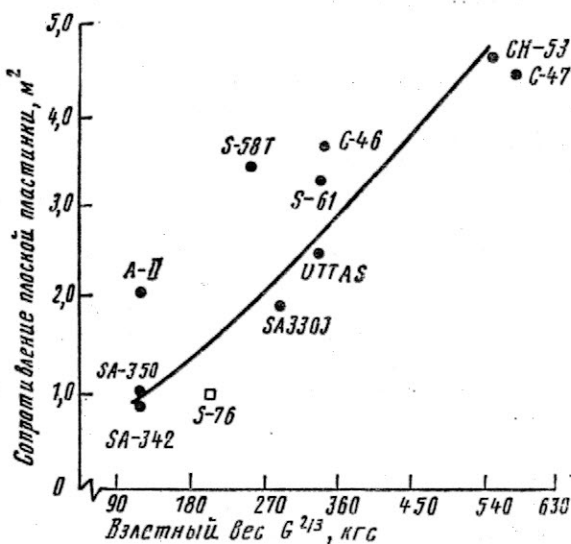


Рис. 37. Изменение эквивалентной площади вредной пластинки современных вертолетов в зависимости от взлетного веса

той же мощности силовой установки, а также уменьшение эксплуатационных расходов при той же максимальной дальности или платной нагрузке.

Технические преимущества. В результате применения всех изложенных выше мероприятий при разработке и постройке вертолета Сикорский S-76 был получен весьма совершенный вертолет, имеющий следующие значительные преимущества по сравнению с аналогичными вертолетами предыдущих поколений.

При перевозке 12 пассажиров при прочих аналогичных условиях вертолет S-76 потребляет на 35% меньше топлива, чем соответствующий вертолет поколения 1960 г. В то же время он имеет увеличенную на 25% максимальную крейсерскую скорость (269 км/ч).

На 40% уменьшилось число человеко-часов, затрачиваемых на техническое обслуживание одного часа полета (с 5 чел.-ч, потребных на техническое обслуживание в 1960 г. вертолета с 12 пассажирами, до 3 чел.-ч при обслуживании вертолета S-76).

Если в 1955 г. отношение веса пустого к взлетному весу вертолета, близкого по грузоподъемности к вертолету S-76, составляло 66%, то для вертолета S-76 это отношение равно 51%. Экономия за счет уменьшения веса пустого вертолета привела к увеличению на 23% платной нагрузки.

Эксплуатационные расходы на место-км понизились на 50%: с 32 центов в 1955 г. до 16 центов при эксплуатации вертолета S-76.

Технические усовершенствования должны внедряться непрерывно и в дальнейшем. Например, быстрое внедрение микроэлектроники позволит усовершенствовать оборудование кабины экипажа, повысит точность управления полетом, улучшит прогноз летных характеристик, уменьшит нагрузку на экипаж, повысит эффективность и оперативность использования вертолета.

Внедрение новых материалов и способов обработки также должно происходить непрерывно, как это и имело место при разработке вертолета S-76 [3].

Макет вертолета впервые демонстрировался в 1975 г. В его конструкции использованы технические достижения, полученные при разработке многоцелевого вертолета Сикорский YUH-60A.

В январе 1977 г. был построен первый из четырех опытных вертолетов. Летные испытания вертолета проходили с марта по сентябрь 1977 г. по программе, рассчитанной на 700 ч. В конце 1978 г. вертолету был выдан сертификат FAA по категории В (визуальный полет), а в начале 1979 г. — по категории А (полет по приборам). Первый вертолет был поставлен в феврале 1979 г. компании Эр Лоджистикс для эксплуатации его в районах морских нефтеразработок в Мексиканском заливе.

К концу января 1981 г. продано 438 вертолетов S-76, из которых 110 поставлено. Налет всех эксплуатируемых вертолетов составил 43 000 ч.

К 1995 г. предполагается построить 1600 вертолетов Сикорский S-76 «Спирит».

Были опубликованы сообщения о двух катастрофах вертолета S-76. В марте 1980 г. вертолет упал в море после взлета с платформы на морской буровой вышке. Погибли оба члена экипажа и 11 пассажиров. Катастрофа произошла в районе г. Макаэ (Бразилия).

В марте 1981 г. разбился административный вертолет S-76. Одна из лопастей несущего винта была обнаружена на расстоянии 1300 м от места катастрофы. Обнаружены необычный характер износа тефлонового подшипника цапфы осевого шарнира крепления лопасти и усталостное разрушение внутреннего конца цапфы. Причина таких разрушений заключается в передаче больших нагрузок с лопасти несущего винта на стопорную гайку цапфы.

Фирма Сикорский работает над модификацией цапфы осевого шарнира с целью повышения срока службы (до наступления усталостных разрушений) до 8300 ч. Намечено также усовершенствовать конструкцию хвостовой части вертолета установкой амортизации с целью уменьшения вибраций стабилизатора.

Вертолетом S-76 был установлен ряд международных рекордов скорости. В январе 1980 г. по маршруту Нью-Йорк — Вашингтон вертолет пролетел расстояние 329 км со средней скоростью 278,44 км/ч. В обратном направлении была достигнута средняя скорость 284,88 км/ч. По маршруту Нью-Йорк — Бостон расстояние 302 км было пройдено со средней скоростью 262,34 км/ч, а обратно со средней скоростью 278,44 км.

По маршрутам Лондон — Париж и Париж — Лондон были установлены рекорды скорости соответственно 272,8 км/ч и 286,49 км/ч.

В сентябре 1980 г. был совершен беспосадочный полет по маршруту Чикаго — Нью-Йорк. Расстояние 1147 км вертолет пролетел за 3 ч 27 мин со средней скоростью (у земли) 332 км/ч. По маршруту Денвер — Канзас-Сити расстояние 898 км было преодолено за 3 ч 14 мин со средней скоростью 293 км/ч [2, 4—9].

1. Fradenburgh E. A. Aerodynamic design of the Sikorsky S-76 Spirit helicopter.

Journal of the American Helicopter Society, 1979, v. 24, VII, N 4, p. 11—19.

2. The Spirit of Sikorsky.

Air International, 1980, v. 18, III, N 3, p. 111—116.

3. Knapp L. G. and Nesbitt E. J. Helicopter transport efficiency payoffs from advanced technology.

Society of Automotive Engineers Technical Paper Series N 780536.

4. Flight International, 1980, v. 117, 12/I, N 3695, p. 76.

5. Flight International, 1980, v. 117, 29/III, N 3706, p. 967.

6. Air et Cosmos, 1980, 18/X, N 830, p. 17.

7. Interavia Air Letter, 1981, 29/I, N 9677, p. 3.

8. Flight International, 1981, v. 119, 21/III, N 3750, p. 796.

9. Flight International, 1981, v. 119, 2/V, N 3756, p. 1223.

Референт М. А. Лернер.

Редактор Е. И. Ружицкий.

.ТИ", ОНТИ ЦАГИ, 1981, № 12, 1-32.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров, Г. Е. Даньшина (секретарь), Р. Д. Иродов, А. Г. Мунин,
Е. И. Ружицкий (председатель), В. М. Фролов, Ю. Я. Шилев (ответственный редактор)

Технический редактор В. Н. Добровольская

Корректор И. И. Паскалов

Сдано в набор 3.06.81.
Высокая печать.

Подписано в печать 17.07.81.
Бум. л. 2.

Усл. печ. л. 4.

Формат бумаги 60×90¹/₈.

Уч.-изд. л. 4,162.

Типографская № 1.

Тираж 2881 экз.

Литературная гарнитура.

Цена 55 коп.

Типография ЦАГИ. Заказ 1381.

