

ПРОЕКТ СКОРОСТНОГО ВЕРТОЛЕТА СХЕМЫ «СИНХРОПТЕР» С ТОЛКАЮЩИМ ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ

Никитин С.О. *, Макеев П.В. **

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

* e-mail: luber6785@yandex.ru

** e-mail: vaultcity13@gmail.com

Статья поступила в редакцию 29.01.2019

Разработан проект перспективного скоростного летательного аппарата (ЛА) вертикального взлета и посадки на базе несущих винтов (НВ) вертолета схемы «синхроптер» с толкающим воздушным винтом (ВВ). При разработке проекта использованы и продемонстрированы возможности современных компьютерных технологий проектирования. Акцент сделан на аэродинамическом проектировании ЛА с внедрением современных тенденций создания скоростных вертолетов. Рассмотрены основные ограничения и возможные пути реализации увеличения скоростей полета вертолета. Приведены результаты расчетов аэродинамических характеристик с учетом принятых решений. Сформированы общий вид и компоновка. Рассчитаны летно-технические характеристики (ЛТХ) ЛА. Полученные результаты свидетельствуют о достижении показателей, близких к современному мировому уровню.

Ключевые слова: проект летательного аппарата, перспективный скоростной вертолет, несущий винт схемы «синхроптер», толкающий воздушный винт, аэродинамическое проектирование, численное моделирование, летно-технические характеристики.

Введение

Одним из приоритетных направлений развития современной вертолетной техники в отечественном и зарубежном авиастроении является повышение скорости горизонтального полета [1, 2]. В ведущих странах мира разрабатывается, а в отдельных случаях — находится на стадии испытаний и серийного производства ряд схем винтокрылых летательных аппаратов (ВКЛА), в которых реализовано повышение скорости горизонтального полета [3–6].

Так, например, фирма Sikorsky ведет работу над проектом многоцелевого вертолета S-97 Raider. Этот вертолет, преимущественно предназначенный для военных применений, будет иметь максимальную скорость 444 км/ч. По сути, он представляет собой развитие прототипа-демонстратора SikorskyX2, который в 2010 году превысил скорость 460 км/ч [15].

Существует и постоянно совершенствуется ряд концепций и технических решений, преимущественно в области аэродинамики, призванных

вывести вертолет на требуемый уровень технического совершенства [7]. В этой связи, основываясь на проведенных поисковых исследованиях и проработке реализации и комбинации технических решений для повышения горизонтальной скорости полета, на начальном этапе проектирования были сформулированы следующие исходные требования к современному проекту перспективного скоростного вертолета: масса платного груза 1000 кг, максимальная скорость 400 км/ч, дальность полета 1000 км.

Ограничения по скорости полета вертолетов классических схем

Вертолеты классических схем [3] имеют ограничения по достижению больших скоростей полета. Эти ограничения связаны, прежде всего, с особенностями аэродинамики несущих винтов на больших скоростях полета, среди которых (рис. 1):

— волновой кризис (достижение критического числа Маха профиля) на конце наступающей лопасти, работающей в условиях сложения скорости вращения НВ и скорости полета;

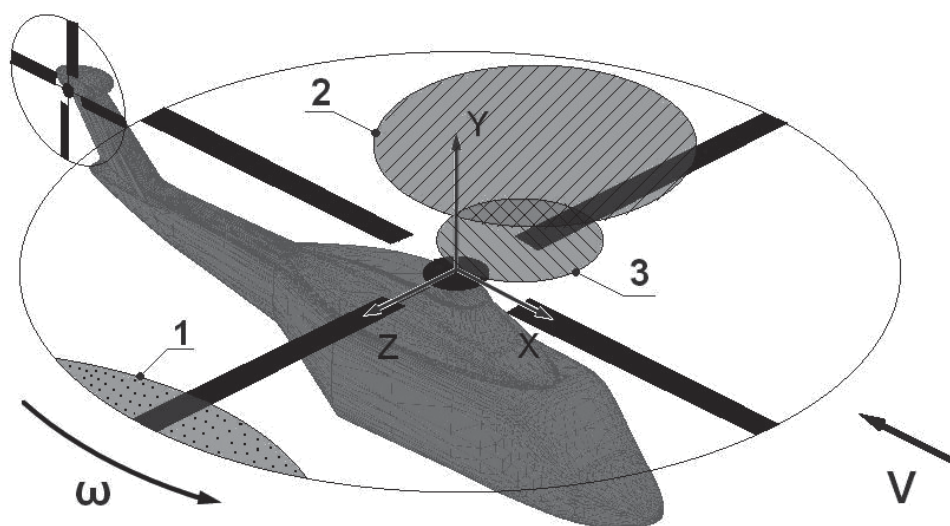


Рис. 1. Особенности аэродинамики НВ вертолета, препятствующие повышению скорости полета: 1 — зона волнового кризиса на наступающей лопасти; 2 — зона срыва потока на отступающей лопасти; 3 — зона обратного обтекания на отступающей лопасти

— срыв потока на отступающих лопастях, обусловленный наличием махового движения лопастей в плоскости тяги НВ;

— наличие зоны обратного обтекания профилей, возникающей в комлевой области отступающих лопастей и увеличивающейся с ростом скорости полета.

Указанные особенности отрицательно влияют на аэродинамические характеристики НВ и, как следствие, на ЛА в целом. В результате, на больших скоростях полета НВ теряет свою эффективность. Проявляются и нарастают следующие негативные эффекты:

— резкий рост мощности, потребной на вращение НВ;

— рост переменных нагрузок в системе управления вертолета [8];

— неравномерность распределения подъемной силы по диску винта, приводящая к росту бокового опрокидывающего вертолет момента.

Поиск путей преодоления ограничений по максимальной скорости полета, накладываемых особенностями аэродинамики НВ вертолета, ведется практически с самого начала распространения вертолетов как отдельного класса ЛА. В результате к настоящему моменту сформировался ряд концепций скоростных вертолетов, как воплощенных в уже существующих экспериментальных и серийных аппаратах, так и разрабатываемых [9—14].

Концепции скоростных вертолетов

Цель всех без исключения концепций скоростных вертолетов — полная или, по крайней мере,

частичная нейтрализация описанных выше негативных особенностей аэродинамики НВ различными способами, либо отодвижение этих негативных особенностей на большие скорости полета. Как результат — достижение скоростей полета, существенно превышающих скорости полета вертолетов классических схем. В пределе — вплоть до скоростей дозвуковых самолетов, при сохранении возможностей выполнения вертикальных взлета и посадки, авторотации и продолжительного висения.

Примеры основных современных проектов скоростных ВКЛА различных концепций, разрабатываемых в последнее время, представлены на рис. 2.

Для борьбы с волновым кризисом на наступающей лопасти используется либо снижение скорости вращения НВ, либо применение несущих (поворотных) винтов конвертопланов. Также несколько «отодвинуть» возникновение волнового кризиса по скорости может применение лопастей, оснащенных специализированными (стреловидными либо более сложной формы) законцовками.

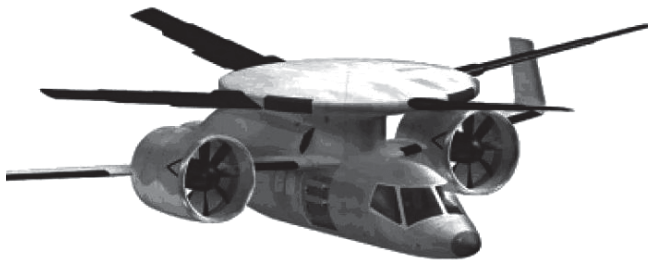
К конвертопланам, использующим несущие поворотные винты, работающие в качестве НВ на висении и малых скоростях полета и в качестве ВВ — на больших скоростях полета, относятся аппараты типа Bell V-280 Valor [8, 9] (рис. 2) и AW-609, Bell V-22. Эти конвертопланы имеют компоновку, близкую к самолетной, с развитым крылом, полностью уравновешивающим вес аппарата на крейсерских скоростях полета.



Конвертоплан Bell V-280 Valor
($V = 520$ км/ч)



Проект винтокрыла Airbus Racer
($V = 400$ км/ч)



Проект DARPA Disc Rotor



Винтокрыл Sikorsky S-97 Raider
($V = 444$ км/ч)



Проект винтокрыла Камов Ка-92

Рис. 2. Существующие и разрабатываемые концепции и прототипы перспективных скоростных ВКЛА различных схем.

У комбинированных аппаратов – винтокрылов – вместе с ростом скорости полета снижают скорость вращения НВ. Также используют крыло, принимающее на себя часть веса ЛА. При этом возникает необходимость установки дополнительного пропульсивного двигателя, компенсирующего недостаток пропульсивных свойств НВ и растущее сопротивление ЛА. В качестве пропульсивных двигателей обычно применяют ВВ по причине их экономичности и эффективности. К винтокрылам такого рода относятся экспериментальный аппарат Airbus Racer (рис. 2) и его развитие – проект Airbus Clean Sky [11].

Опрокидывающий момент, возникающий из-за неравномерности распределения тяги по диску НВ, успешно преодолевает так называемая концепция АВС (advanced blade concept) – кон-

цепция опережающей лопасти [12], отработанная фирмой Sikorsky на аппаратах S-69 и X2 и примененная в S-97 Raider [13] (рис. 2) и SB-1 Defiant.

Концепция АВС положена в основу отечественного проекта Ка-92 фирмы «Камов». Сущность концепции АВС заключается в применении соосного винта, развивающего тягу на наступающих частях лопастей верхнего и нижнего винтов, вращающихся в разные стороны. Такая схема автоматически уравнивает опрокидывающий момент. При этом пропульсивная сила создается отдельным двигателем – ВВ. Для борьбы со срывом потока на отступающей лопасти применяются лопасти с жестким креплением, чье маховое движение минимально и ограничено упругостью самой лопасти.

Еще одной современной концепцией скоростного ВКЛА является схема с применением НВ, убираемого на большой скорости полета внутрь крыла дискообразной формы. Эта концепция также развивается продолжительное время и в настоящий момент принята при разработке проекта DARPA Disc Rotor (рис. 2) [14].

Концепция скоростного вертолета схемы «синхроптер» с толкающим воздушным винтом

В настоящем проекте сделан выбор в пользу концепции, близкой к схеме АВС, но с реализацией не на базе соосной схемы, а на базе схемы типа «синхроптер». Аэродинамическая схема «синхроптер», несмотря на то, что впервые была реализована еще в 1941 году в Германии, является одной из самых редких и в настоящий момент используется только фирмой Капан (США). Со-

временным представителем аппаратов такой схемы является вертолет Капан К-мах (рис. 3).

К преимуществам выбора схемы «синхроптер» в качестве основы для данного проекта скоростного ВКЛА относятся:

- простая и компактная конструкция втулки НВ и отсутствие необходимости вертикального разноса плоскостей вращения НВ;
- относительно простая и компактная конструкция редуктора, в сравнении с соосной схемой, позволяющая реализовать просторную пассажирскую кабину при относительно малом миделе фюзеляжа, что ведет к уменьшению сопротивления аппарата;
- конструктивная компоновка винтов, исключающая возможность соударения лопастей.

Эскиз проекта скоростного вертолета схемы «синхроптер» представлен на рис. 4.

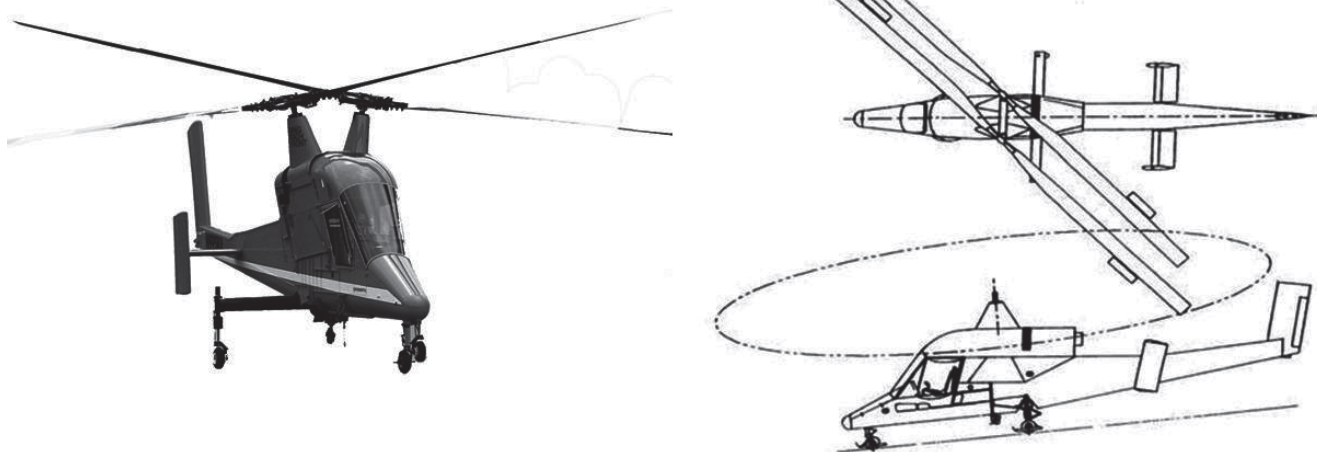


Рис. 3. Вертолет схемы «синхроптер» Капан К-мах

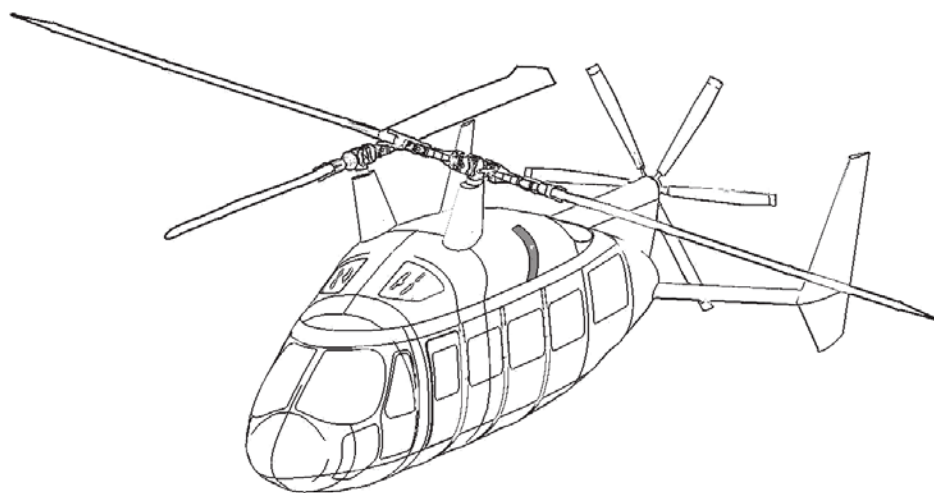


Рис. 4. Эскиз проекта

В проекте используются следующие технические решения:

- для недопущения превышения критического числа Маха профиля на конце наступающей лопасти предполагается применять снижение окружной скорости вращения концов лопастей винтов (с 220 до 180 м/с) с ростом скорости полета, что возможно с использованием специальных трансмиссий с переменным передаточным отношением [15], и установка специальных стреловидных сужающихся законцовок;

- за счет несущих винтов схемы «синхроптер», вращающихся в разные стороны, автоматически уравниваются боковые опрокидывающие моменты винтов;

- применены НВ с полужесткой торсионной втулкой с системой индивидуального управления лопастями (ИУЛ) для устранения срыва потока на отступающих лопастях;

- применен ВВ для создания пропульсивной силы ЛА;

- разработана компоновка фюзеляжа ЛА, учитывающая специфику схемы «синхроптер» и наличие толкающего ВВ, имеющая малое лобовое сопротивление на рабочих углах атаки.

Индивидуальное управление лопастями несущего винта

Долгое время фактически единственным способом управления винтом вертолета являлось использование автомата перекоса схемы Б.Н. Юрьева. Однако с развитием вертолетов и ростом скоростей полета возникла необходимость реализации управления по более сложным законам, позволяющим, в том числе, снизить проявление негативных эффектов, связанных с аэродинамикой НВ на больших скоростях.

Одним из направлений работ по увеличению скорости полета вертолета является ИУЛ несущего винта, заключающееся в применении дополнительного управления углами установки лопастей по заданному закону. Проводимые в настоящее время за рубежом исследования по ИУЛ направлены не только на увеличение диапазона рабочих скоростей винта, но и на уменьшение вибраций и шума, на повышение аэродинамических характеристик несущей системы в целом, а также на поиск путей отказа от традиционного автомата перекоса (АП).

На сегодняшний день известен ряд таких решений [16], среди них:

- индивидуальное управление лопастями НВ посредством встроенных приводов в конструкцию подвижных тяг АП;

- применение активных закрылков на задней кромке лопасти;

- применение лопастей изменяемой крутки;

- индивидуальное управление лопастями несущего винта с помощью двухдисковой тарелки автомата перекоса.

В представленном проекте скоростного вертолета сделан выбор в пользу системы ИУЛ посредством двухдисковой тарелки АП.

Идея системы такого типа принадлежит Германскому научному центру DLR. Конструктивно в данную систему, носящую название МЕТА [17], включены приводы, расположенные на невращающихся элементах АП (рис. 5).

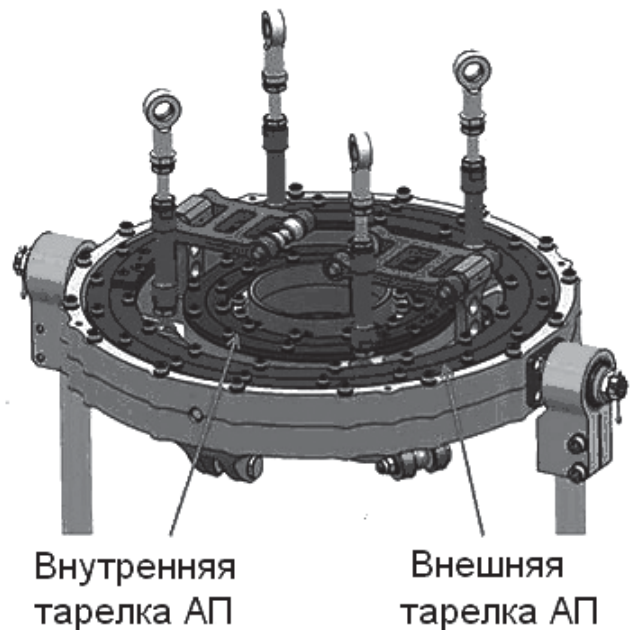


Рис. 5. Система ИУЛ НВ — МЕТА

Каждая тарелка автомата перекоса обладает тремя управляющими приводами; при наличии числа лопастей НВ, превышающих три, применяются две тарелки АП совместно.

Преимуществами системы МЕТА являются:

- наиболее полная реализация концепции ИУЛ;

- отсутствие необходимости перепроектирования лопастей НВ;

- отсутствие агрегатов системы на вращающихся частях.

Принятая в проекте компоновка несущих винтов синхроптера предполагает использование двух лопастей на каждом из винтов; в соответствии с выбранным техническим решением возможно оставить классический АП, но включить в его конструкцию управляемые приводы (расположенные на невращающихся элементах АП). Приме-

нение двух отдельных тарелок АП дает возможность управления ими по различным индивидуальным законам управления. При этом ожидается значительное снижение шума, достигается в полной мере эффект ИУЛ, управление углом установки осуществляется для каждой лопасти индивидуально.

Необходимо отметить, что в расчетах ЛТХ проекта использовался достаточно простой закон управления лопастями по 1-й гармонике, что соответствует рамкам выполненного эскизного проектирования ЛА. Ниже будет рассмотрен полученный в результате положительный эффект.

Проектирование и расчет аэродинамических характеристик фюзеляжа

Для проектирования обводов, конструкции и компоновки фюзеляжа была применена современная система автоматизированного проектирования (САПР) CATIA V5 [18] (рис. 6).

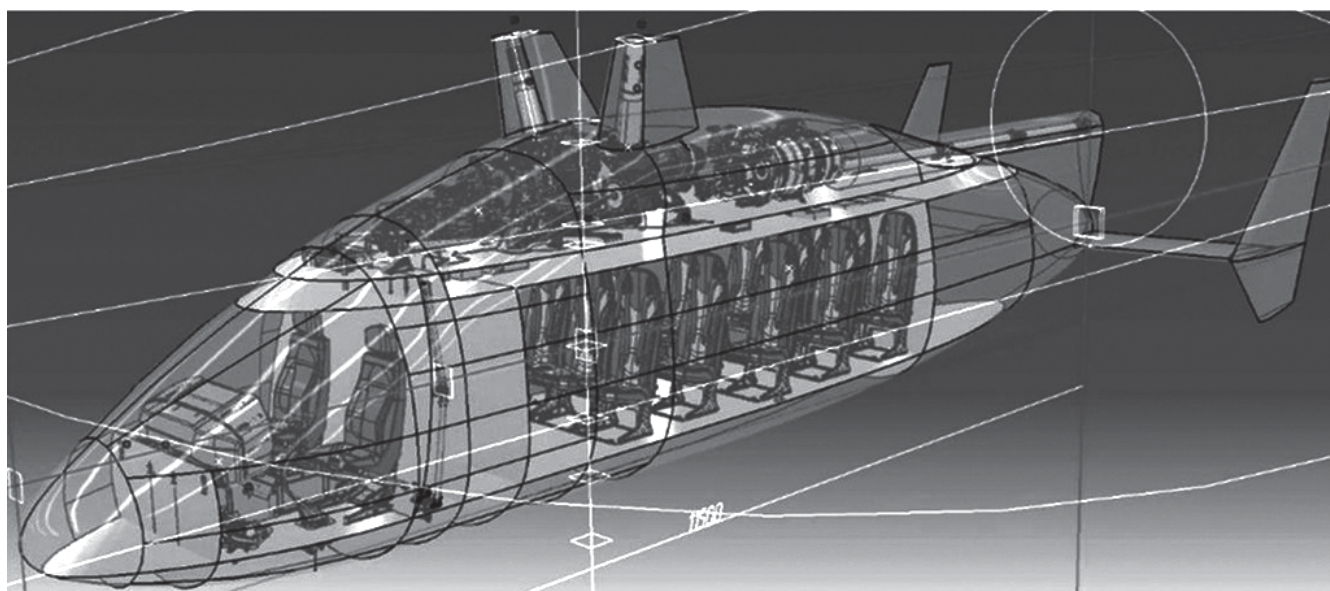


Рис. 6. Разработка внешнего облика и компоновки проекта в среде Catia V5

В результате были созданы компоновка и внешние обводы скоростного вертолета схемы «синхроптер», позволяющие совместить размещение агрегатов и целевой нагрузки с достаточно малым миделем и обтекаемой формой фюзеляжа (рис. 7).

С точки зрения аэродинамики, корпус скоростного вертолета должен обладать минимальным вредным (лобовым) сопротивлением. Подтверждение соответствия спроектированного фюзеляжа этому условию требует расчета аэродинамических характеристик фюзеляжа.

В настоящее время на этапе проектирования внешнего облика ЛА большие возможности пре-

доставляет проведение компьютерного моделирования («цифровых продувок») задач аэродинамики с применением современных программных средств и математических моделей, преимущественно методов CFD (Computational Fluid Dynamics). С помощью методов CFD можно рассчитать аэродинамические характеристики фюзеляжа и провести анализ его обтекания, выявить и скорректировать зоны с неблагоприятным характером течения по поверхности фюзеляжа. При этом также существенно снижаются затраты на последующие экспериментальные модельные исследования.

Расчёт аэродинамических характеристик спроектированного фюзеляжа скоростного вертолета схемы «синхроптер» проводился в CFD-пакете Ansys Fluent [19] при нулевом угле скольжения для диапазона углов атаки $\alpha = -20...20^\circ$ с интервалом $\Delta\alpha = 5^\circ$, при скорости набегающего потока $V = 80$ (м/с).



Рис. 7. Фюзеляж вертолета

На рис. 8 даны расчетные зависимости коэффициентов сопротивления, подъемной силы и момента фюзеляжа, которые в дальнейшем использованы при расчете ЛТХ аппарата.

Анализ полученных данных позволяет сделать вывод, что спроектированный фюзеляж скоростного вертолета схемы «синхроптер» с толкающим воздушным винтом является сбалансированным в приемлемом диапазоне углов атаки (рис. 8).

кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ нелинейной лопастной вихревой модели винта с учетом принятых в модели допущений [22].

В рамках обоснования выбора схемы «синхроптер» несущий винт был также рассчитан на режимах висения для трех различных конструктивных исполнений: одиночный винт, соосный винт и винт «синхроптер», при одинаковой геометрии лопастей и равном заполнении винтов. На

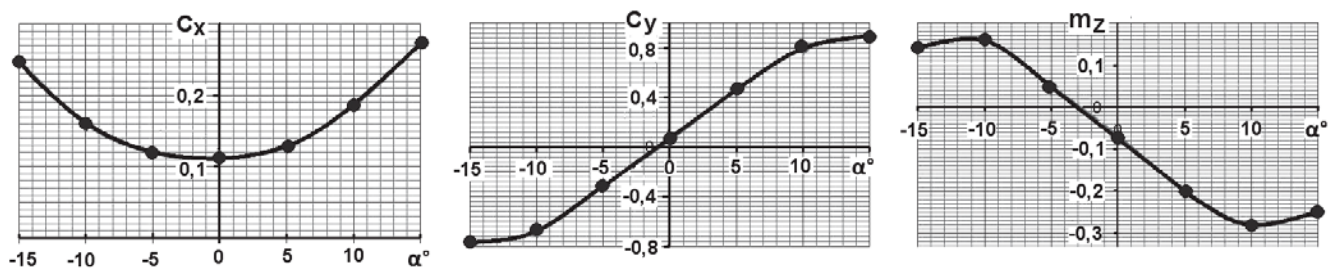


Рис. 8. Расчетные аэродинамические характеристики фюзеляжа проекта

Расчетная величина вредного сопротивления ненесущих элементов при этом соответствует вредной пластине площадью $C \times S \approx 1 \text{ м}^2$. Такой показатель является достаточно высоким, соответствующим перспективным вертолетам, что подтверждается сопоставлением указанного результата с данными статистического графика, представленного на рис. 9.

Выбор параметров несущей системы проекта

Предварительный выбор параметров НВ осуществлялся по методике [20]. Аэродинамический расчет выполнялся на базе разработанной на

рис. 10 представлены результаты расчетов относительного КПД. Видно, что КПД «синхроптера» на висении выше, чем у других схем.

На рис. 11 представлены результаты расчета НВ схемы «синхроптер» на режиме горизонтального полета, иллюстрирующие эффект снижения числа Маха на концах наступающих лопастей за счет применения в конструкции лопасти специализированных стреловидных законцовок.

Если для прямоугольной законцовки (рис. 11,а) при скорости вращения концов лопастей НВ $\omega R = 180 \text{ м/с}$ конечная скорость при полете со скоростью $V = 420 \text{ км/ч}$ достигает чисел

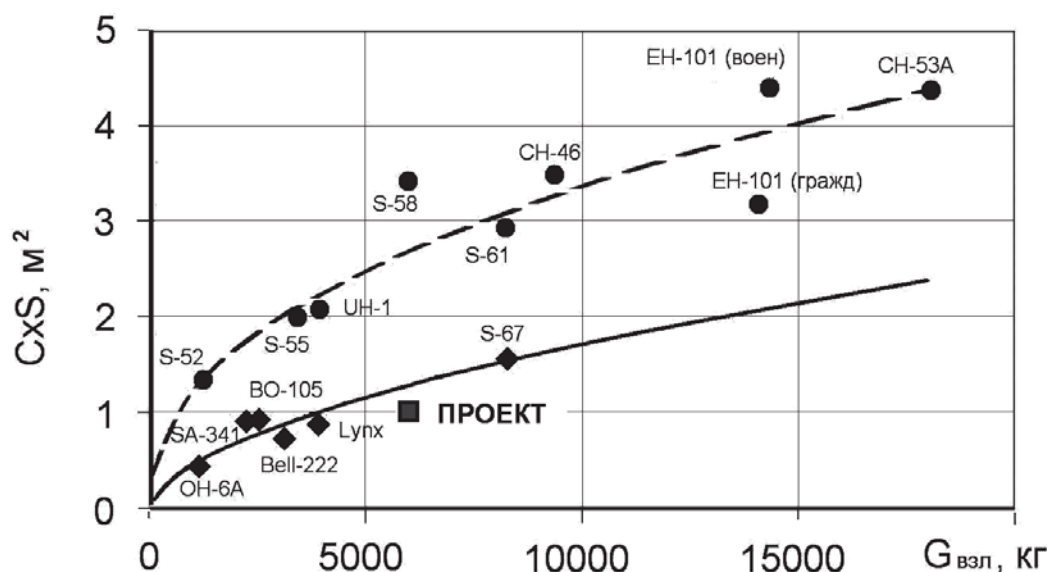


Рис. 9. Расчетная величина вредного лобового сопротивления фюзеляжа проекта на статистическом графике М.Н. Тищенко [20]

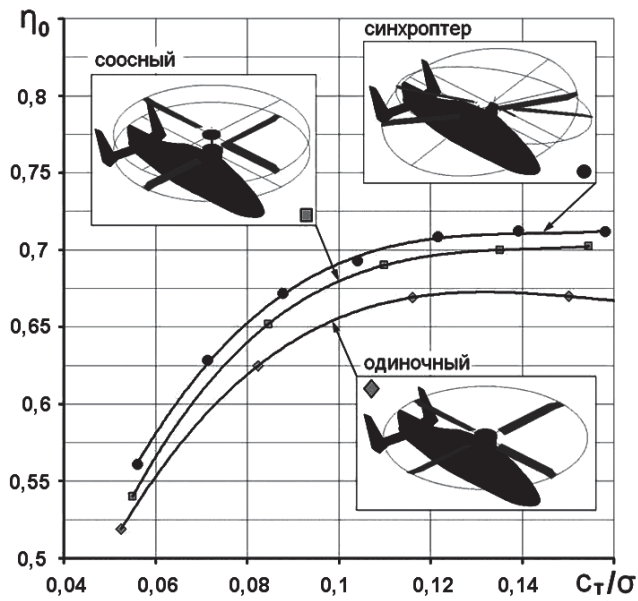


Рис. 10. КПД на режиме висения для различных схем НВ

$M = 0,98$, то с применением сужающейся стреловидной законцовки при прочих равных она снижается до $M \approx 0,81$ (рис. 11,б).

Как отмечено выше, для высоких скоростей полета был задан предварительный закон управления лопастью НВ по первой гармонике (рис. 12). Применение такого закона управления позволило существенно перераспределить результирующие углы атаки сечений лопасти по диску НВ и значительно уменьшить зону срыва потока на отстающих лопастях.

На рис. 13 проиллюстрирован эффект применения указанного закона управления для скорости полета $V = 420$ км/ч. Видно значительное уменьшение областей срыва потока на отстающих лопастях, где угол атаки лопастей превышает 15° .

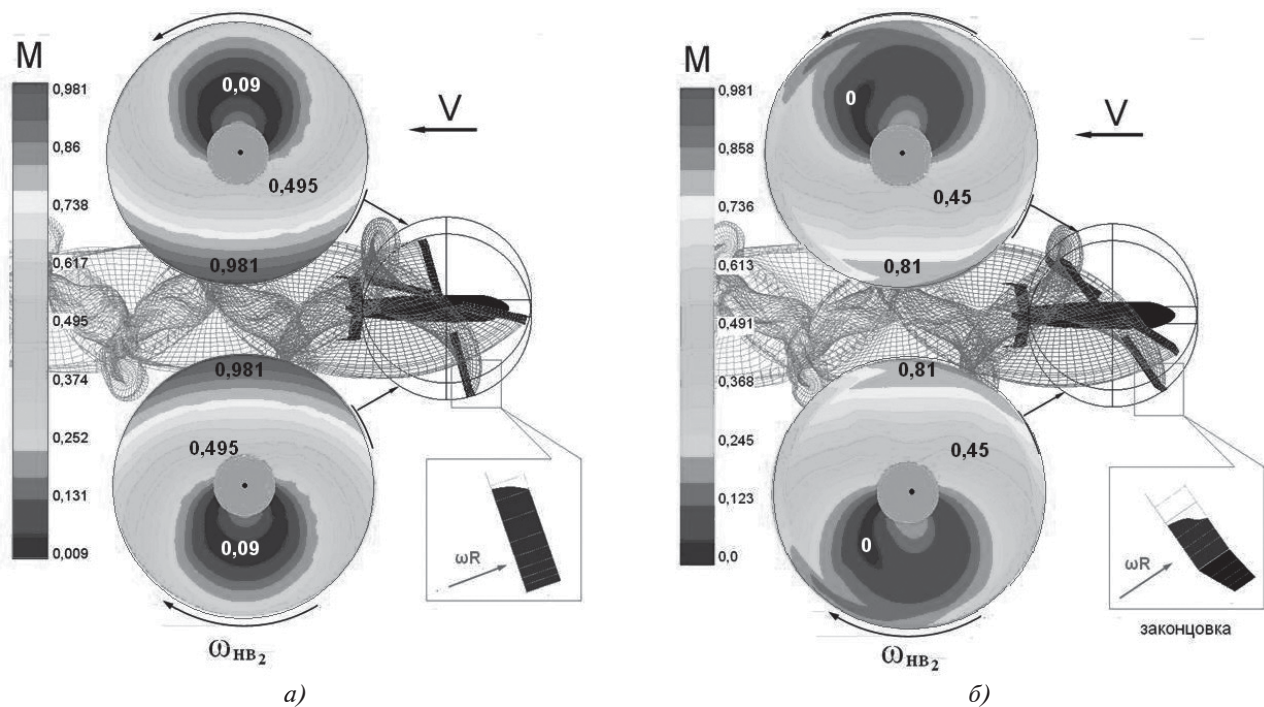


Рис. 11. Распределение числа Маха в сечениях лопасти по диску НВ на режиме полета с максимальной скоростью $V = 420$ км/ч



Рис. 12. Предварительный закон управления для НВ «синхροптера»

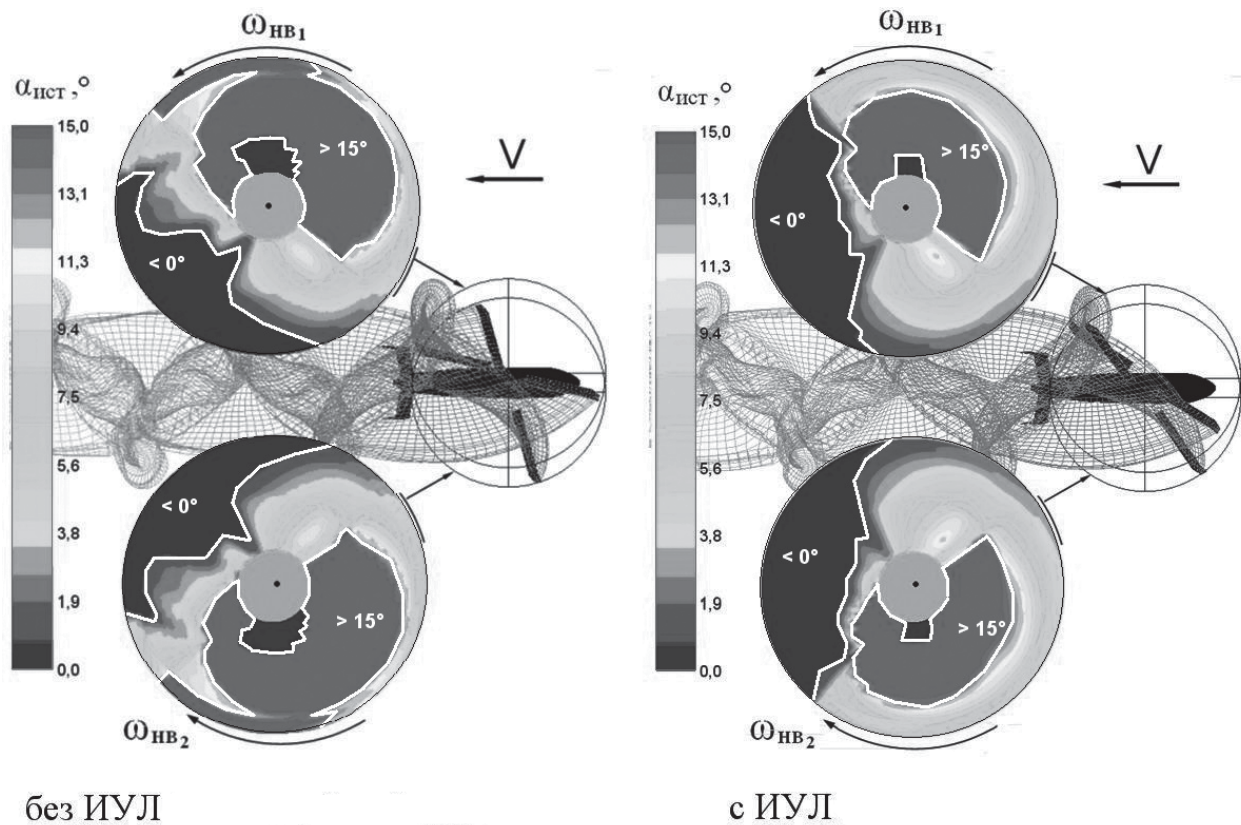


Рис. 13. Расчетное распределение углов атаки в сечениях лопасти по диску НВ на режиме полета с максимальной скоростью $V = 420$ км/ч

Компоновка и общий вид проекта

На рис. 14, 15 приведены компоновка и общий вид разработанного проекта в пассажирском варианте.

Общая длина ЛА 12,2 м, ширина 4,9 м, высота 4,1 м, взлетная масса 6500 кг.

Носовая часть фюзеляжа включает в себя: носовой отсек с радиолокационным и электронным оборудованием, кабину экипажа, рассчитанную на два рабочих места. Средняя часть фюзеляжа является силовой конструкцией всего ЛА, конструктивно состоит из верхнего силового пола

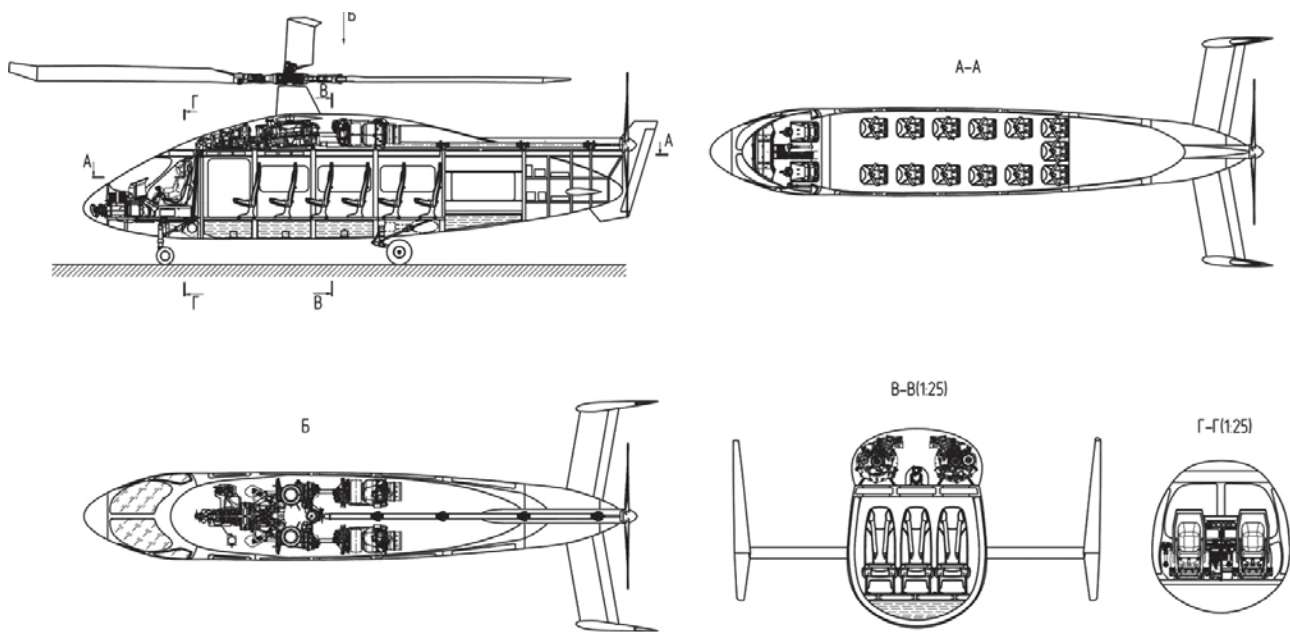


Рис. 14. Компоновка проекта

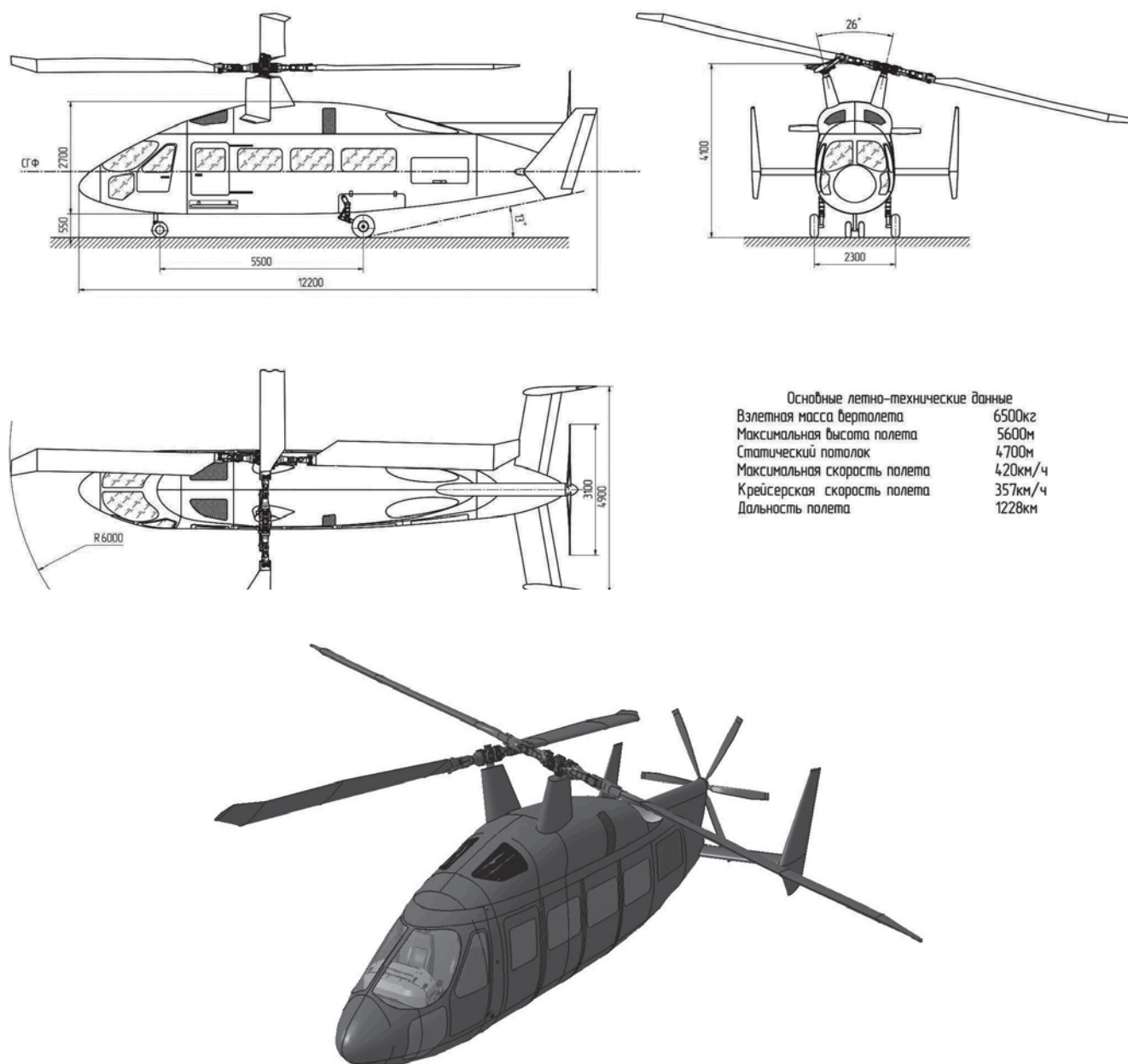


Рис. 15. Общий вид проекта

(пол мотогондолы), над которым установлены двигатели, редуктор и иные системы, и нижнего грузопассажирского силового пола, под которым установлены топливные баки. В представленном варианте в пассажирской кабине размещается до 13 пассажиров.

Задняя часть фюзеляжа обеспечивает необходимый вынос горизонтального и вертикального оперения от центра масс вертолета, а также обеспечивает вынос ВВ за конструктивную плоскость вращения НВ. Убираемое шасси выполнено по трехопорной схеме с двумя основными и одной передней опорами.

В качестве несущей системы выступают два синхронизированных двухлопастных НВ диамет-

ром 12 м каждый, вращающихся в разные стороны, в качестве пропульсивного движителя — ВВ изменяемого шага диаметром 3,1 м. В качестве двигательной установки используются два турбовальных двигателя Turbomeca RTM 322 мощностью 1670 кВт каждый.

Результаты расчета летно-технических характеристик

ЛТХ проекта рассчитывались на базе доработанной стандартной методики [21] с включением расчетов НВ на базе нелинейной лопастной вихревой модели. На рис. 16 приведен аэродинамический паспорт, полученный для соответствующего полной нагрузке взлетного веса аппарата, рав-

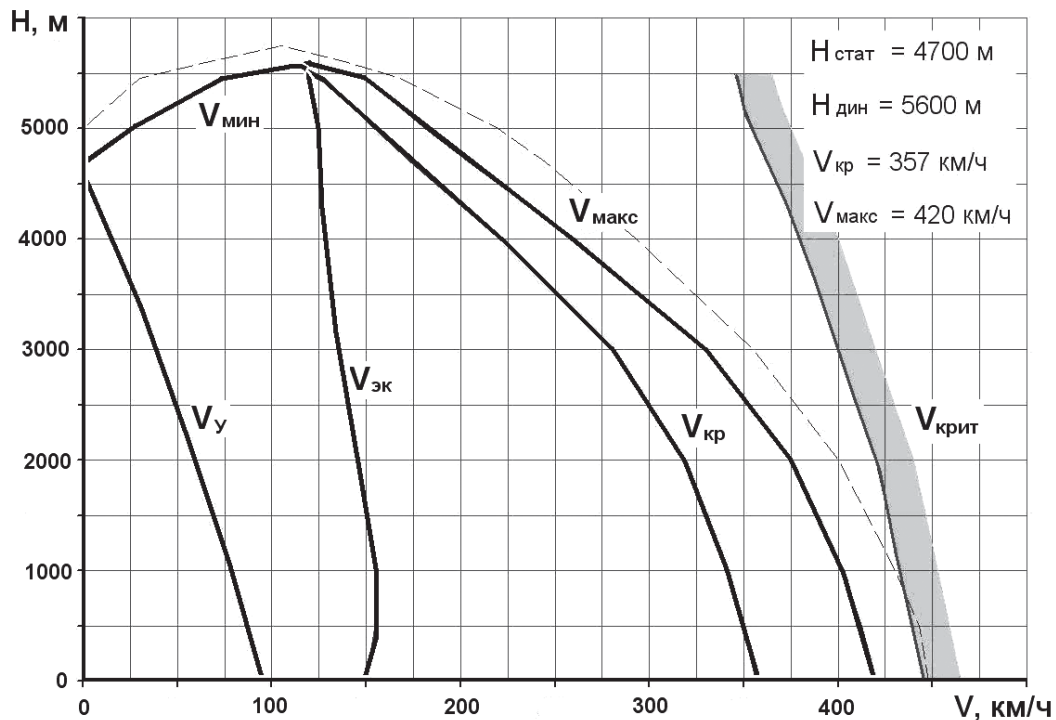


Рис. 16. Аэродинамический паспорт проекта

ного 6500 кг. Сплошные линии соответствуют номинальному режиму работы двигателей, пунктирные — взлетному. Максимальная расчетная скорость полета на номинальном режиме работы двигателей составила около 420 км/ч, крейсерская скорость — 357 км/ч. Статический и динамический потолок 4700 и 5600 м соответственно. Дальность полета около 1200 км. Исходя из полученных данных можно заключить, что расчетные ЛТХ проекта соответствуют требуемым значениям для современного скоростного вертикально взлетающего аппарата.

Выводы

Решена задача разработки скоростного пассажирского летательного аппарата вертикального взлета и посадки с платной нагрузкой 1000 кг.

Проведено моделирование несущей системы типа «синхроптер» и эквивалентных ей одиночной и соосной схем на висении. Показано преимущество схемы «синхроптер» по величине КПД до 4% в сравнении с эквивалентным четырехлопастным одиночным винтом.

Приняты следующие технические решения для реализации повышенных скоростей полета:

- снижение окружной скорости вращения концов лопастей винтов (с 220 до 180 м/с) и установка стреловидных сужающихся законцовок, для избежания волнового кризиса на наступающих лопастях;

- уравнивание боковых опрокидывающих моментов на НВ типа «синхроптер»;

- несущие винты с полужесткими торсионными втулками с системой ИУЛ типа МЕТА для борьбы со срывом потока на отступающих лопастях;

- разработана компоновка фюзеляжа, учитывающая специфику принятой схемы, имеющая малое лобовое сопротивление на рабочих околонулевых углах атаки;

- специально подобранный и спроектированный пропульсивный ВВ, имеющий максимальную эффективность на крейсерских скоростях.

Путем численного моделирования несущей системы на базе нелинейной вихревой модели проведен анализ эффективности принятых решений на скорости полета до 420 км/ч.

Выполнен расчет ЛТХ аппарата, подтвердивший соответствие полученных характеристик исходному заданию и мировому уровню перспективных современных разработок.

Разработанный проект имеет перспективы и запас по совершенствованию ЛТХ за счет более глубокого аэродинамического проектирования несущей системы и фюзеляжа.

Библиографический список

1. Тищенко М.Н., Артамонов Б.Л. Проблемы повышения крейсерской скорости полета вертолета и пути их решения // Труды МАИ. 2012. № 55. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=30115>
2. Михеев С.В. Пути совершенствования винтокрылых летательных аппаратов. — М.: Изд-во МАИ, 2006. — 63 с.
3. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Аэродинамические схемы винтокрылых летательных аппаратов: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2018. — 88 с.
4. Leishman J.G. Principles of Helicopter Aerodynamics. — Cambridge University Press, 2006. — 864 p.
5. Johnson W. Rotorcraft aeromechanics. — Cambridge University Press, 2013. — 944 p.
6. Johnson W. Helicopter theory. — Courier Dover Publications, 1994. — 1120 p.
7. Никитин С.О., Игнаткин Ю.М., Макеев П.В. Аэродинамическое проектирование несущей системы перспективного скоростного вертолета схемы синхротер с толкающим воздушным винтом // Авиация и космонавтика — 2017: Сб. тезисов докладов 16-й Международной конференции. — М.: Люксор, 2017. С. 50.
8. Кручинин М.М., Артамонов Б.Л. Анализ шарнирных моментов, возникающих на лопастях несущих винтов вертолетов // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 15-20.
9. Bell V-280 Valor Specifications, <http://www.bellflight.com/military/bell-v-280#sectionSpecs>
10. Bell Helicopter Achieves First Flight of V-280 Valor, <http://www.collectivemag.com/bell-helicopter-achieves-first-flight-v-280-valor/>
11. Airbus Clean Sky 2, The future of high-speed rotorcraft, <https://www.airbus.com/innovation/clean-sky-2.html>
12. American Helicopter Society paper. The ABC Rotor — A Historical Perspective, Robert K. Burgess. Presented at the 60th AHS Annual Forum, Baltimore, MD, June, 2004
13. S-97 RAIDER® Demonstrator, <https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/s-97-raider-helicopter.html>
14. Rotorcraft Report: DARPA Pursues Disc Rotor Development, <https://www.rotorandwing.com/2008/10/01/rotorcraft-report-darpa-pursues-disc-rotor-development/>
15. Калинин Д.В., Калинин Я.В. Разработка схемы двухступенчатой трансмиссии для перспективного скоростного вертолета // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 38-46.
16. Анимациа В.А., Борисов Е.А., Крицкий Б.С., Миргазов Р.М. Анализ расчетно-экспериментальных исследований по системам индивидуального управления лопастями винта вертолета // Труды МАИ. 2016. № 85. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=65452>
17. META: Active Rotor Control using a Multiple Swashplate System, https://www.dlr.de/dlr/en/desktopdefault.aspx/tabid-10660/1147_read-4496/#/gallery/6881
18. Басов К. CATIA V5. Геометрическое моделирование. — СПб.: ДМК Пресс, 2008. — 272 с.
19. ANSYS FLUENT 6.3. Theory Manual. 2005. Fluent Inc. Central Source Park, 10 Cavendish Court, Lebanon, NH 03766, USA. <http://www.fluent.com>
20. Тищенко М.Н. Выбор параметров вертолётa на начальной стадии проектирования. — М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. — 121 с.
21. Шайдаков В.И., Трошин И.С., Игнаткин Ю.М., Артамонов Б.Л. Алгоритмы и программы расчетов в задачах динамики вертолетов: Учебное пособие. — М.: МАИ, 1984. — 53 с.
22. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Гревцов Б.С., Шомов А.И. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 5. С. 24-31.

A PROJECT OF THE “SYNCHROPTER” TYPE HIGH-SPEED HELICOPTER WITH PUSHING AIR PROPELLER

Nikitin S.O.* , Makeev P.V.**

*Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia*

* e-mail: luber6785@yandex.ru

** e-mail: vaultcity13@gmail.com

Abstract

Due to the helicopters ability to perform vertical take-off and landing, as well as effective operation while hover mode, they became indispensable

practically in all regions of the world. With that, the requirements for the helicopters flight performance enhancement become ever more acute, primarily concerning the increase in speed and range.

Currently, a number of rotary-winged aircraft structures of vertical take-off and landing, realizing increase in speed and flight range, are under development and in some cases at the stage of testing and batch production in leading world countries. There is a number of concepts and technical solutions, mainly in the field of aerodynamics, allowing increase a helicopter cruising speed. In this regard, the exploratory research and these projects implementation development are highly relevant.

The presented work is devoted to creation of a project of a perspective passenger high-speed aircraft with vertical take-off and landing based on a helicopter with intermeshing rotors and a pushing air propeller.

The project employs a set of the following technical solutions:

- The blades rotational speed reduction (from 220 to 180 mps) as the flight speed increase; special arrow-shaped tips setting on the blades to reduce to zero the probability of a wave crisis on the advancing blades with flight speed increasing;

- Balancing the unbalanced lateral tilting moments on the two rotors of a “synchropter” scheme, rotating in opposite directions;

- Application of rotors with elastic torsion sleeves;
- Application of a system of the blades individual control to prevent the flow disruption on the retreating blades;

- The aircraft fuselage layout with account for the specifics of the scheme with low frontal resistance at near-zero angles of attack;

- Application of a propulsion propeller with maximum efficiency in operating conditions.

The capabilities of modern computer-aided design technologies were demonstrated while the project developing. The main emphasis is made on the aircraft dynamic designing with implementation of modern tendencies of the high-speed helicopters development. The main limitations and possible ways for the helicopter speed increase implementation were considered. The article presents the computational results of aerodynamic characteristics with account for the decisions made.

The developed project has the following characteristics: the take-off weight of 6500 kg, payload mass of 1000 kg, maximum speed of 420 km / h, static ceiling of 4700 m, dynamic ceiling of 5600 m, and flight range of 1228 km.

The obtained results indicate the achievement of indicators close to the modern world level, demonstrated on similar developed helicopters.

The developed project has prospects for further flight performance improvement by improving the

aerodynamic characteristics of the fuselage, propellers, as well as exploiting more fully the capabilities of the individual blade control system.

Keywords: flying vehicle design, perspective high-speed helicopter, synchropter type main rotor, pushing propeller, aerodynamic design, numerical modelling, flight performance.

References

1. Tishchenko M.N., Artamonov B.L. *Trudy MAI*, 2012, no. 55. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30115>
2. Mikheev S.V. *Puti sovershenstvovaniya vintokrylykh letatel'nykh apparatov* (Ways of rotorcraft improving), Moscow, MAI, 2006, 63 p.
3. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I. *Aerodinamicheskie skhemy vintokrylykh letatel'nykh apparatov* (Rotorcraft configuration aerodynamic), Moscow, MAI, 2018, 88 p.
4. Leishman J.G. *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge University Press, 2006, 864 p.
5. Johnson W. *Rotorcraft aeromechanics*. Cambridge University Press, 2013, 944 p.
6. Johnson W. *Helicopter theory*. Courier Dover Publications, 1994, 1120 p.
7. Nikitin S.O., Ignatkin Yu.M., Makeev P.V. *16-ya Mezhdunarodnaya konferentsiya "Aviatsiya i kosmonavtika – 2017". Sbornik tezisev dokladov*, Moscow, Lyuksor, 2017, p. 50.
8. Kruchinin M.M., Artamonov B.L. Analysis of hinge moments occurring on helicopter main rotor blades. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 15-20.
9. *Bell V-280 Valor Specifications*, <http://www.bellflight.com/military/bell-v-280#sectionSpecs>
10. *Bell Helicopter Achieves First Flight of V-280 Valor*, <http://www.collectivemag.com/bell-helicopter-achieves-first-flight-v-280-valor/>
11. *Airbus Clean Sky 2, The future of high-speed rotorcraft*, <https://www.airbus.com/innovation/clean-sky-2.html>
12. *American Helicopter Society paper. The ABC Rotor – A Historical Perspective*, Robert K. Burgess. Presented at the 60th AHS Annual Forum, Baltimore, MD, June, 2004
13. *S-97 RAIDER® Demonstrator*, <https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/s-97-raider-helicopter.html>
14. *Rotorcraft Report: DARPA Pursues Disc Rotor Development*, <https://www.rotorandwing.com/2008/10/01/rotorcraft-report-darpa-pursues-disc-rotor-development/>
15. Kalinin D.V., Kalinin Y.V. Two-stage transmission scheme design for perspective helicopter. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 38-46.
16. Animitsa V.A., Borisov E.A., Kritskii B.S., Mirgazov R.M. *Trudy MAI*, 2016, no. 85. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=65452>

17. *META: Active Rotor Control using a Multiple Swashplate System*, https://www.dlr.de/dlr/en/desktopdefault.aspx/tabid-10660/1147_read-4496/#/gallery/6881
18. Basov K. *CATIA V5. Geometricheskoe modelirovanie* (CATIA V5. Geometric modeling), St. Petersburg, DMK Press, 2008, 272 p.
19. *ANSYS FLUENT 6.3. Theory Manual. 2005. Fluent Inc. Central Source Park, 10 Cavendish Court, Lebanon, NH 03766, USA.* <http://www.fluent.com>
20. Tishchenko M.N. *Vybor parametrov vertoleta na nachal'noi stadii proektirovaniya* (The choice of parameters of the helicopter at the initial stage of design), Moscow, MAI, 2011, 121 p.
21. Shaidakov V.I., Troshin I.S., Ignatkin Yu.M., Artamonov B.L. *Algoritmy i programmy raschetov v zadachakh dinamiki vertoletov* (Algorithms and computing programs in problems of helicopters dynamics), Moscow, MAI, 1984, 53 p.
22. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Grevtsov B.S., Shomov A.I. A nonlinear blade vortex propeller theory and its applications to estimate aerodynamic characteristics for helicopter main rotor and anti-torque rotor. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 24-31.