

УДК: 629.735.33

Проблемы повышения крейсерской скорости полета вертолета и пути их решения

М.Н.Тищенко, Б.Л.Артамонов

Аннотация

На основе энергетического подхода анализируются различные пути повышения крейсерской скорости полета винтокрылых летательных аппаратов различных схем. Используя понятия аэродинамического качества и пропульсивного коэффициента летательного аппарата показано, что наиболее перспективной по данным критериям является схема конвертоплана - преобразуемого летательного аппарата с поворотными винтами.

Ключевые слова:

винтокрылый летательный вертикально взлета и посадки, схемные решения, максимальная и крейсерская скорости полета

23 мая 2009 г. в последний день работы Второй международной выставки вертолетной индустрии «*HeliRussia 2009*» ОАО "*Вертолеты России*", объединившее вертолетные ОКБ и предприятия РФ, распространило пресс-релиз, в котором констатировало: "Мировое вертолетостроение стоит на пороге технической революции, которая изменит основные свойства винтокрылых летательных аппаратов. Современный вертолет достиг порога скорости и в нынешней конфигурации не может лететь быстрее. Рекорды едва подбираются к отметке в 400 километров в час, они установлены на пределе возможностей машины и далеки от комфортной крейсерской скорости полета, которая сейчас в среднем составляет 230 - 270 километров в час. Современному вертолету трудно конкурировать с региональным самолетом. Для преодоления скоростного порога необходимы принципиально новые конструктивные и технологические решения" [1].

Тем самым было объявлено стратегическое направление развития отечественного вертолетостроения на ближайшие годы в плане разработки перспективных проектов, направленных на повышение скорости полета. При этом не уточняется, является ли повышение скорости полета самоцелью, либо при этом будут улучшены какие-то потребительские каче-

ства вертолета как летательного аппарата. Остается неясным, для решения каких задач требуется повышение скорости полета, военных или гражданских? Отсутствуют какие-либо экономические обоснования необходимости повышения скорости, а если скорость все же целесообразно повышать, то до какого предела и какой ценой?

Обычные вертолеты обладают уникальным свойством – висеть в воздухе, и для своих полетов они не требуют аэродромов. Но за это приходится платить – крейсерская скорость вертолетов гораздо меньше, чем у самолетов. Поэтому увеличение крейсерской скорости полета волновало и волнует конструкторов всех вертикально взлетающих летательных аппаратов, независимо от примененной схемы. В 1959 году под руководством Н.И.Камова был создан вертолет *Ka-22* (рис. 1), по современной классификации относящийся к винтокрылам. Некоторое время он удерживал мировой рекорд по скорости среди вертолетов, равный 356 км/ч [2], хотя его крейсерская скорость полета составляла 290 км/ч [4]. В настоящее время рекорд скорости полета равен 400 км/ч и принадлежит вертолету *WG.13 «Super Lynx»* фирмы *Westland* (рис. 2). При этом крейсерская скорость у этого вертолета не превосходит 232 км/ч.



Рис. 1. Винтокрыл *Ka-22*



Рис. 2. Вертолет *WG.13 «Super Lynx»* фирмы *Westland*

Кроме того, Международная федерация авиации *FAI (Federation Aeronautique Internationale)*, регистрируя этот рекорд по классу *E1 (Helicopters)*, вместо *E2 (Compound)*, допустила ошибку. Подготовленный для рекордного полета вертолет имел:

- новый несущий винт, позволявший развивать силу тяги на 30-40% больше, чем прежний (лопасти винта, изготовленные полностью из композиционных материалов, отличались значительной круткой и расширяющимися стреловидными законцовками);
- специальные переразмеренные двигатели, в которых часть мощности передавалась на несущий винт, а остающаяся мощность реализовывалась в виде реактивной тяги, которая и позволила этой машине достичь рекордной скорости.

Такая конструкция должна была быть отнесена к классу *E2*.

Таким образом, увеличение крейсерской скорости полета вертолета и установление рекорда скорости – это две совершенно разные задачи.

Поэтому, рассматривая проблему повышения крейсерской скорости полета винтокрылых летательных аппаратов, необходимо вначале установить терминологические обозначения их классов. Будем оперировать следующими понятиями.

1. Чистый вертолет (*pure helicopter*) любой схемы – это летательный аппарат, имеющий один или несколько несущих винтов, которые создают одновременно и подъемную и пропульсивную силы.

2. Вертолет с пропеллером (*compound without wing*), – это летательный аппарат, имеющий один или несколько несущих винтов и специальное средство, создающее пропульсивную силу (пропеллер или турбореактивный двигатель), при этом часть пропульсивной силы может создавать и несущий винт.

3. Винтокрыл (*compound with wing*) – это летательный аппарат, имеющий один или несколько несущих винтов, крыло и специальное средство, создающее пропульсивную силу, при этом часть пропульсивной силы может создавать и несущий винт.

4. Конвертоплан (*tiltrotor or tiltwing*) – это летательный аппарат, имеющий неподвижное или поворотное крыло, работающее в поступательном полете, и поворотные винты, работающие для поддержания аппарата в воздухе на висении, разгоне и в полетах на малых скоростях, а также как средство, создающее пропульсивную силу в горизонтальном полете.

Далее, важно определить, что называть крейсерской скоростью полета. Известно, что у вертолетов зависимость расхода топлива на единицу пути имеет довольно пологий минимум по скорости. Поэтому при незначительном отклонении крейсерской скорости от значения, соответствующего минимуму расхода топлива на единицу пути, его величина возрастает незначительно. Учитывая сказанное, будем называть крейсерской такую скорость, которую летательный аппарат может иметь, выполняя полет на максимальной мощности, которая не ограничивается временем непрерывной работы двигателя и наработкой за весь срок его службы. Обычно такой режим работы двигателя называется максимально продолжительным (*maximum continued*).

Для сопоставления аппаратов указанных выше классов по единой методике удобно использовать понятия аэродинамического качества (далее качество) несущего винта и летательного аппарата в целом, а также понятие пропульсивного коэффициента, который по аналогии может быть применен как к несущему винту, так и к летательному аппарату в целом.

Качеством несущего винта будем называть отношение подъемной силы винта к силе его сопротивления, полученные в скоростной системе координат на режиме авторотации (РА), когда к винту не подводится мощность и его можно сравнивать с крылом

$$K_{\text{нв}} = \left. \frac{Y_{\text{нв}}}{X_{\text{нв}}} \right|_{\text{РА}} . \quad (1)$$

Качеством летательного аппарата в целом будем называть отношение подъемной силы, создаваемой винтом, крылом и несущими элементами конструкции (фюзеляжем, стабилизатором и др.) к полной силе сопротивления аппарата, включающей в себя сопротивление винта, крыла и несущих элементов, также полученные в скоростной системе координат на режиме авторотации аппарата

$$K_{\text{ла}} = \frac{Y_{\text{нв}} + Y_{\text{кр}} + Y_{\text{нз}}}{X_{\text{нв}} + X_{\text{кр}} + X_{\text{нз}}} \Big|_{PA}. \quad (2)$$

Пропульсивным коэффициентом летательного аппарата будем называть отношение мощности, необходимой для преодоления вредного сопротивления летательного аппарата и равной произведению полной силы сопротивления аппарата на скорость полета по траектории, к суммарной мощности двигателей, расходуемой на привод несущего винта и других движителей, агрегатов и систем вертолета, плюс произведение скорости полета по траектории на проекцию веса летательного аппарата на направление скорости полета

$$\eta_{\text{ла}} = \frac{(X_{\text{нв}} + X_{\text{кр}} + X_{\text{нз}})V}{N + M_{\text{ла}}gV \sin \theta}. \quad (3)$$

Отметим, что при таком подходе на режиме авторотации, когда мощность двигателей равна нулю, пропульсивный коэффициент будет равен единице.

Используя понятия качества и пропульсивного коэффициента, удобно сравнивать между собой приведенные выше классы вертикально взлетающих аппаратов, используя для определения крейсерской скорости летательного аппарата формулу

$$V_{\text{кр}} = 3600 \frac{N_{\text{дв} \text{ мс}} K_{\text{ла}} \eta_{\text{ла}} \xi}{M_{\text{взл}} g}, \quad (4)$$

где $N_{\text{дв} \text{ мс}}$ - мощность двигателей на максимально продолжительном режиме работы, кВт;

$M_{\text{взл}}$ - взлетная масса летательного аппарата, кг;

$V_{\text{кр}}$ - скорость горизонтального полета летательного аппарата на крейсерском режиме, км/ч;

g - ускорение свободного падения, кг;

ξ - коэффициент используемой несущим винтом мощности двигателей на крейсерском режиме полета.

Отметим, что в формулу (4) введено небольшое упрощение, заключающееся в том, что вместо полетной массы введена взлетная масса летательного аппарата. Поэтому, при строгом подходе, формула относится к начальному времени полета, когда учетом массы выгоревшего топлива можно пренебречь.

На рис. 3 представлены значения качества несущего винта, определенные расчетным путем с использованием аэродинамических характеристик профиля лопасти, полученных из продувок в аэродинамической трубе при разных числах Маха, в зависимости от относитель-

ной скорости набегающего на винт потока \bar{V} , а также значения качества летательного аппарата при числе $M_0 = 0,6$ и различных значениях относительного сопротивления несущих элементов аппарата, изменяющегося в диапазоне $0 \leq c_x S / \pi R^2 \leq 0,025$.

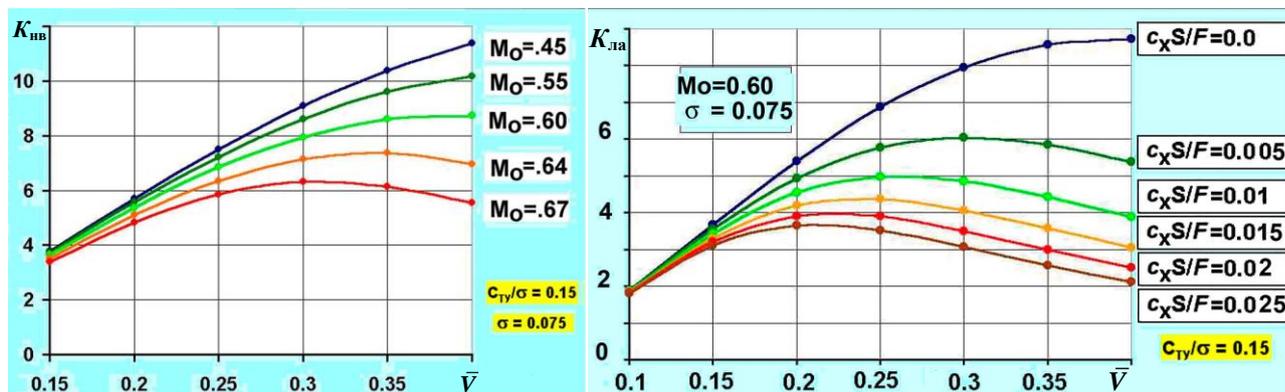


Рис. 3. Зависимость качества несущего винта $K_{\text{нв}}$ и качества летательного аппарата $K_{\text{ла}}$ от относительной скорости полета \bar{V}

На рис. 4 представлены значения пропульсивного коэффициента несущего винта в зависимости от относительной скорости полета \bar{V} при разных числах Маха, лежащих в диапазоне $0,45 \leq M_0 \leq 0,67$, и двух значениях относительного вредного сопротивления $c_x S / \pi R^2 = 0,0075$ и $0,025$. Расчеты были выполнены для четырехлопастного несущего винта с коэффициентом заполнения $\sigma_7 \square = 0,075$ при отношении $c_{TY} / \sigma_7 \square = 0,15$.

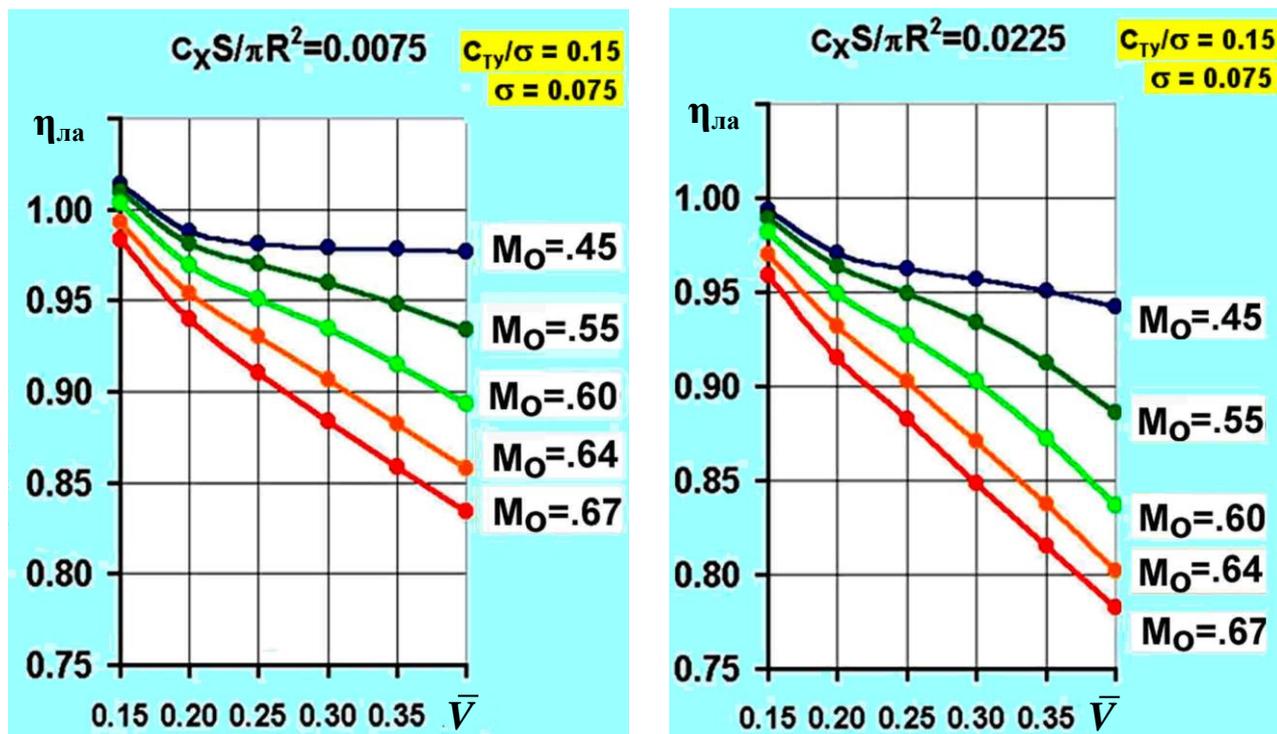


Рис. 4. Зависимость пропульсивного коэффициента летательного аппарата $\eta_{\text{ла}}$ от относительной скорости полета \bar{V}

Зависимости $K_{\text{нв}}(\bar{V})$, $K_{\text{ла}}(\bar{V})$, $\eta_{\text{ла}}(\bar{V})$ наглядно показывают, что:

- несущий винт вертолета имеет качество гораздо более низкое, чем крыло, и это качество заметно уменьшается по мере роста числа Маха M_0 ;

- сопротивление несущих элементов существенным образом (в среднем в 1,7 – 2 раза) уменьшает качество летательного аппарата по сравнению с качеством несущего винта (большая часть работающих сегодня вертолетов имеют качество от 3,6 до 4,7);
- увеличение диаметра несущего винта при неизменной силе сопротивления несущих элементов увеличивает качество летательного аппарата;
- значения пропульсивного коэффициента несущего винта при скоростях, на которых сегодня летают вертолеты, не уступают, а при малых и средних скоростях полета превосходят коэффициент полезного действия пропеллера. Однако, с увеличением относительной скорости полета величина пропульсивного коэффициента монотонно уменьшается.

Казалось бы, что крыло и винт, имея одинаковые аэродинамические профили, должны иметь одинаковое качество. Для выяснения, так ли это, рассмотрим, как соотносятся различные составляющие мощности, потребной для горизонтального полета самолета и вертолета при одной и той же скорости полета.

Обычно рассматриваются три составляющих такой мощности – индуктивная, профильная и затрачиваемая для преодоления сопротивления несущих элементов. В первом приближении можно считать, что индуктивные мощности, затрачиваемые крылом и винтом, одинаковы при совпадающих размахе крыла и диаметре винта. Мощности на преодоление вредного сопротивления, если равны произведения $c_x S$, также одинаковы.

Однако мощности, затрачиваемые на преодоление профильного сопротивления крыла и винта, оказываются разными. Мощность, затрачиваемая на профильное сопротивление, у вертолета существенно больше, чем у самолета. Происходит это потому, что профильная мощность пропорциональна третьей степени скорости, обтекающей элемент лопасти винта или крыла, а скорости обтекания у винта существенно больше чем у крыла. Это обстоятельство является причиной того, что качество несущего винта значительно меньше качества крыла. Кроме того, на конце наступающей лопасти волновой кризис, с присущим ему ростом профильного сопротивления, проявляется у вертолетов гораздо раньше, чем у самолетов, и снижает качество несущего винта.

С использованием приведенных выше понятий, касающихся свойств несущего винта, рассмотрим обозначенные выше четыре класса винтокрылых машин.

Для “чистого вертолета” (класс №1) единственным путем повышения крейсерской скорости является увеличение качества вертолета, пропульсивного коэффициента и коэффициента используемой несущим винтом мощности. Здесь не просматривается способов кардинального улучшения этих характеристик. Несомненно, с течением времени будут рождаться новые пути для улучшения аэродинамических характеристик профилей винта, методов снижения сопротивления несущих элементов (например, отсос пограничного слоя) и другие. Но, как показывают расчеты, это будут незначительные по величине частные улуч-

шения. Существенного улучшения качества не произойдет. Поэтому трудно представить появление в классе №1 аппаратов, имеющих крейсерскую скорость более 300 – 320 км/ч даже с учетом таких улучшений.

Отличие аппаратов класса № 2 от класса №1 состоит в том, что на них устанавливается пропеллер или реактивный двигатель. Кроме того, применения жестких соосных винтов позволяет избежать возникновения срыва. Однако, основной параметр – качество несущего винта, как следует из результатов расчета, увеличить нельзя. Что касается пропеллера, то получить для него коэффициент полезного действия, больший, чем пропульсивный коэффициент несущего винта, совсем нелегко. Но, даже высокий коэффициент полезного действия пропеллера, не даст существенного увеличения крейсерской скорости аппарата.

Радикально увеличить скорость полета можно, поставив на летательный аппарат двигатели большой мощности, (например, реактивные), как это сделали фирмы *Bell* на вертолете *Bell 533* (рис. 5) и *Sikorsky* на вертолете *S-69* (рис. 6). Но это варианты для исследований, а не для практического применения. В частности, аппарат *S-69* фирмы Сикорский с двумя соосными несущими винтами и двумя реактивными двигателями *Pratt & Whitney J60-P-3A* с тягой 1361 кг каждый достиг скорости 488 км/ч. Но это совсем не значит, что этот аппарат пригоден для реальной работы. Очень дорогая цена – огромная мощность, заплачена за достижение такой скорости. Поэтому для аппаратов класса №2 также не просматривается перспективы достичь практически значимых результатов без изобретения новых технических решений, существенно увеличивающих качество несущего винта. А при существующих значениях качества увеличение крейсерской скорости аппаратов класса №2 возможно только путем установки на них более мощных двигателей, что экономически невыгодно.



Рис. 5. Вертолет *Bell 533* с ТРД *Pratt & Whitney JT12A-3*



Рис. 6. Вертолет *S-69* двумя турбореактивными двигателями *Pratt & Whitney J60-P-3A*

Добавление крыла – главное отличие аппаратов класса № 3 от класса №2. И проблема здесь та же самая. Надежда на то, что крыло, имеющее более высокое качество, чем несущий винт, позволит увеличить крейсерскую скорость если что-либо и дает, то очень мало. Объясняется это тем, что разгруженный крылом винт продолжает вращаться и требует затрат на преодоление его профильного сопротивления, мало отличающегося от такого сопротивления

нагруженного винта. И понижение оборотов такого винта не даст существенной выгоды. Так например, вертолет *Mu-6* и винтокрыл *Ka-22* имели одни и те же двигатели, близкие взлетные массы и установили следующие рекорды скорости: *Ka-22* (класс E-2) скорость 356.3 км/ч получена на базе 15 - 25 км; *Mu-6* (класс E-1), скорость 340.1 км/ч получена при полете по замкнутому маршруту длиной 100 км. Серьезной разницы не наблюдается.

В итоге мы имеем неутешительный опыт для аппаратов класса №2 и класса №3. Ни одному из построенных и летавших прототипов не удалось войти в реальную жизнь.

В классе №4 имеется выдающийся факт – аппарат *V-22 Osprey* находится в реальной эксплуатации. Это результат долгой и настойчивой работы фирмы *Bell*, построившей в 1955 году аппарат *XV-3* (рис. 7а), подвергавшийся испытаниям, доработкам после выявленных проблем, снова испытаниям и так далее до середины 60-х годов. Кроме того, в 1965 – 66 годах проводились испытания этого аппарата в натурной аэродинамической трубе *NASA* в *Ames*. Все это дало фирме *Bell* уникальный опыт и уверенность в возможности создать такой аппарат. В 1973 году фирма *Bell* продолжила работы в этой области, результатом которых стало создание аппарата *XV-15* (рис. 7б) – успешно прошедшего многочисленные испытания и вселившего уверенность в то, что деловой конвертоплан может быть построен.

Конвертоплан *Bell/Boeing V-22* (рис. 7в) имеет качество, равное 8,7, что примерно в два раза выше, чем качество вертолетов. Это позволяет ему иметь гораздо более высокую крейсерскую скорость, равную 550 км/ч. Обратим внимание: качество конвертоплана возросло в два раза по сравнению со средним значением качества вертолетов и его крейсерская скорость превосходит среднюю крейсерскую скорость вертолетов так же в два раза.



а) *XV-3*



б) *XV-15*



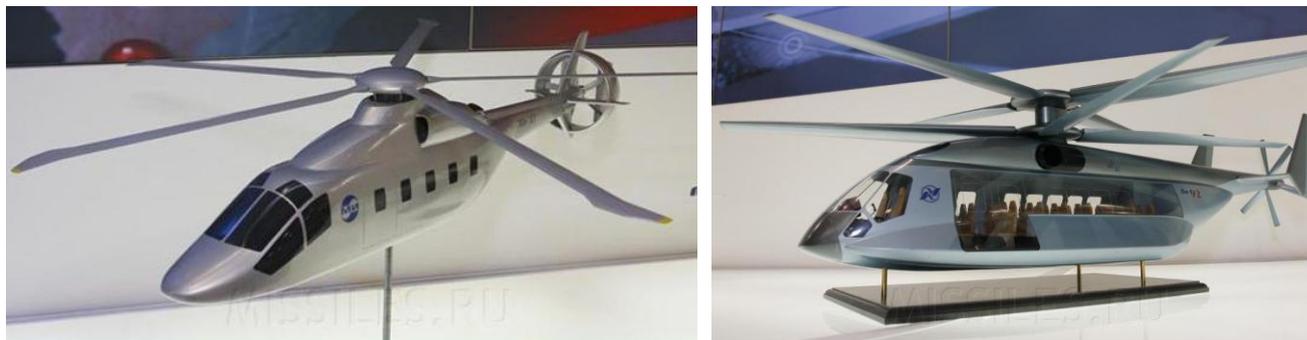
в) *V-22 Osprey*

Рис. 7. Конвертопланы фирмы *Bell*

Поэтому, единственный путь радикально увеличить крейсерскую скорость крейсерскую скорость – это создание конвертопланов. Однако, следует подчеркнуть, что еще имеются серьезные проблемы при создания конвертопланов для гражданской авиации, которые необходимо преодолеть. Одна из них - неспособность этих аппаратов летать на авторотации из-за очень большой крутки лопасти винта, необходимой для работы в режиме пропеллера.

Таким образом, оставаясь в рамках классов вертикально взлетающих летательных аппаратов, относящихся к классам №1 – 3, не представляется возможным добиться экономически целесообразного существенного увеличения крейсерской скорости полета. Тем не менее,

в 2010 г. на выставке «*HeliRussia 2010*» были продемонстрированы проекты перспективных скоростных летательных аппаратов, заявленные от имени ОАО «Вертолеты России» фирмами ОАО «МВЗ им. М.Л.Миля» и ОАО «КАМОВ» (рис. 8), относящиеся к классу №2 по предложенной классификации.



а) одновинтовой схемы *Mu-X1*

б) соосной схемы *Ka-92*

Рис. 8. Проекты скоростных пассажирских вертолетов

По имеющейся в печати информации взлетная масса *Mu-X1* составит 10 т, а пассажироместимость - 25 чел. Улучшенная аэродинамика, достигаемая за счет убирающегося шасси, отсутствия внешних топливных баков и хвостовой рампы, обтекаемых носовой и хвостовой частей фюзеляжа, позволит, по оценкам разработчиков, достичь скорости 450 - 500 км/ч. Правда, какая это скорость, максимальная или крейсерская, не уточняется.

Ka-92 представляет собой 30-местный пассажирский вертолет с взлетной массой 16 т, который использует соосную систему несущих винтов. Увеличение скорости до 460 км/ч (крейсерская 420 - 430 км/ч) будет достигаться за счет применения хвостового толкающего пропеллера и других принципиально новых для вертолетной отрасли технических решений, подробности которых пока не раскрываются. Обобщенное теоретическое обоснование данной концепции содержится в работе [5].

Как и у аппаратов фирмы *Sikorsky*, фирма «КАМОВ» остановила свой выбор на так называемом «жестком» несущем винте. У него нет традиционных горизонтальных шарниров крепления лопастей, соответственно сведены к минимуму маховые движения лопастей (таким образом, в частности, решается задача предотвращения срывного обтекания отступающей лопасти). По сравнению с шарнирным винтом лопасти стали короче и заметно жестче – это стало возможным благодаря применению самых современных композиционных материалов. Законцовки лопастей имеют особую форму, что отодвигает негативные последствия приближения скорости звука. Рассматривается вопрос управления скоростью вращения несущего винта, предусматривающее уменьшение его оборотов в крейсерском полете с высокой скоростью.

1. <http://www.aviaport.ru/digest/2009/05/23/173402.html>

2. Ружицкий Е.И. Мировые рекорды вертолетов. Изд-во «Вертолет», Казань, 2005.

http://vadimvswar.narod.ru/ALL_OUT/AiKOut09/HelRecHi/HelRecHi001.htm

3. http://vadimvswar.narod.ru/ALL_OUT/AiKOut09/HelRecHi/HelRecHi047.htm

4. <http://avia-museum.narod.ru/helix/russia/ka-22.html>

5. Михеев С.В. Пути совершенствования винтокрылых летательных аппаратов. М., МАИ, 2006.

Сведения об авторах

Тищенко Марат Николаевич, профессор Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н., академик РАН.

МАИ, Волоколамское ш., д. 4, г. Москва, А-80, ГСП-3, 125993; тел. (499)158-44-74;

e-mail: k102@mai.ru

Артамонов Борис Лейзерович, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н., с.н.с.

МАИ, Волоколамское ш., д. 4, г. Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел. (499)158-46-10 ,e-mail:k102@mai.ru

