

УДК: 629.735.33

Возможные пути модернизации тяжелого транспортного вертолета Ми-26

М.Н.Тищенко, Б.Л. Артамонов,

Аннотация

Рассматривается принципиальная возможность создания перспективного тяжелого транспортного вертолета одновинтовой схемы с рулевым винтом. На примере требований, в свое время объявленных в американской программе *JTR* к летно-техническим характеристикам перспективного аппарата, анализируется техническая возможность их выполнения путем глубокой модификации в настоящее время самого грузоподъемного отечественного вертолета *Ми-26*.

Ключевые слова:

винтокрылый летательный аппарат, летно-технические характеристики, полезная нагрузка, дальность полета, вертолет Ми-26, направления модернизации, аэродинамическое качество, пропульсивный коэффициент

В конце прошлого столетия в США активно обсуждались программы создания новых вооружений. Основной задачей первого этапа этой программы считалась не детальная проработка облика будущих образцов военной техники, а определение ключевых технических проблем, решение которых необходимо для создания нового поколения военной техники, и выработка технологий, отвечающих уровню требований нового столетия. В частности, был поставлен вопрос об определении облика тяжелого военно-транспортного вертикально взлетающего винтокрылого летательного аппарата (ВКЛА), разрабатываемого по программе *JTR* (*Joint Transport Rotorcraft* □), предварительные требования к которому приведены в таблице 1.

Возникает вопрос, можно ли удовлетворить требованиям программы *JTR* с помощью вертолета, выполненного по классической схеме? Ответу на этот вопрос посвящена статья американского журналиста *McDaniel*'а [1], в которой он пишет: «К сожалению, единственный в мире вертолет, имеющий возможность поднять полностью загруженные контейнеры и выполнить требуемое задание - это российский *Mi-26* [2]. Однако даже он имеет ряд связанных с особенностями конструкции характеристик, приводящих к неприемлемой эффективности при использовании в этой роли». В этой связи представляет интерес проанализировать реальные и потенциально возможные летно-технические характеристики самого грузоподъемного отечественного вертолета *Mi-26* (рис. 1) с точки зрения требований, предъявляемых к тяжелому транспортному ВКЛА по программе *JTR*.



Рис. 1. Вертолет *Mi-26*

Т а б л и ц а 1

Ориентировочные требования, предъявляемые к тяжелому транспортному ВКЛА по программе *JTR*

Параметр	Требование
Рабочая дальность, км	от 926 до 1852
Максимальная перевозимая нагрузка, т	22,3
Перевозимая нагрузка на дальность 926 км, т	до 13
Перевозимая нагрузка на дальность 1852 км, т	до 8
Перегоночная дальность, км	3890
Вертикальная скороподъемность на высоте 1219 м при температуре МСА+20 °С, м/с	2,54
Габариты груза, перевозимого внутри грузовой кабины, м	2,438 × 2,438 × 6

Из таблицы 1 видно, что с целью расширения зоны возможных решений для ряда параметров указан достаточно широкий диапазон, для других же параметров, напротив, заданы единственные значения. Естественно, что для военно-транспортного ВКЛА важнейшими характеристиками являются масса полезной нагрузки и дальность, на которую этот груз должен перевозиться. Здесь авторы требований допускают любые сочетания в пределах изменения массы полезной нагрузки от $M_{пол} = 8$ т до $M_{пол} = 13$ т и дальности от 926 км до 1852

км (от 500 морских миль до 1000 морских миль). Вместе с тем, *JTR* должен перевозить стандартный контейнер массой $M_{\text{пол}} = 22,3$ т на некоторую, не оговоренную в требованиях, дальность. Для исследования вариантов работы с такой максимальной полезной нагрузкой будем рассматривать дальность, на которую ВКЛА сможет улететь при максимальной разрешенной для эксплуатации взлетной массе, при условии, что при висении высота и температура наружного воздуха позволяют аппарату висеть без влияния земли.

Говоря о транспортировке контейнера, важно учесть, каким способом он должен перевозиться. На небольшие расстояния контейнер можно транспортировать на внешней подвеске. В таком случае отпадает необходимость в увеличении габаритных размеров и массы фюзеляжа для размещения контейнера внутри него. Однако, по данным [1], размеры грузовой кабины *JTR* должны обеспечивать размещение в нем контейнера. Выполнение такого требования приведет к заметному увеличению размеров и массы конструкции фюзеляжа, а значит – к уменьшению массы полезной нагрузки проектируемого ВКЛА.

Способность перевозить груз на внешней подвеске является важнейшей для еще одного вида работ, который предстоит выполнять аппарату, создаваемому по программе *JTR*. Речь идет о разгрузке морских контейнеровозов в случаях, когда невозможно произвести ее у причала обычным методом. Как известно, работа с внешней подвеской создает ряд проблем для конвертопланов с поворотными винтами из-за относительно низкой весовой отдачи этих аппаратов и характерной для них высокой удельной нагрузки на площадь, ометаемую винтом. Если эта функция будет определена для *JTR* как приоритетная, ВКЛА, имеющие более высокую весовую отдачу и меньшую удельную нагрузку на винт, получают существенное преимущество перед конвертопланами. Кроме того, постановка задачи создания конвертоплана, способного поднять на внешней подвеске стандартный контейнер, представляется сегодня преждевременной.

Следующим требованием является обеспечение перегоночной дальности (без полезной нагрузки) до 3890 км (2100 морских миль). Вероятно, это требование вызвано необходимостью автономного перелета будущего ВКЛА через Атлантику без дозаправки. На рис. 2 представлены транспортные требования к *JTR*. При этом на диаграмме, показывающей зависимость массы перевозимого груза от дальности, масса контейнера 22,3 т определяет максимальную грузоподъемность ВКЛА т.е. крайнюю левую точку, а максимальная перегоночная дальность – определяет положение крайней правой точки.

Указанная в требованиях крейсерская скорость летательного аппарата должна составлять $324 \div 463$ км/ч. Верхняя граница этой скорости уже сегодня достигается конвертопла-

нами, но пока еще недоступна вертолетам. Для сравнения отметим, что боевой американский вертолет *RAH-66 Comanche* [3] (рис. 3), созданный с использованием всех последних технических достижений, удобообтекаемой формы и не имеющий громоздкой грузовой кабины, имел крейсерскую скорость 298 км/ч и мог достичь скорости 318 км/ч при кратковременных бросках. Очевидно, что даже эти скорости ниже, чем указанные в требованиях к *JTR*. С нашей точки зрения, предъявление подобных требований при создании транспортного вертолета с большим грузовым помещением несовместимо с реально достижимыми техническими возможностями. Крейсерские скорости существующих сегодня серийных транспортных вертолетов еще меньше, что объясняется их относительно большим вредным сопротивлением и достигнутыми в настоящее время предельными значениями аэродинамического качества несущего винта вертолета.

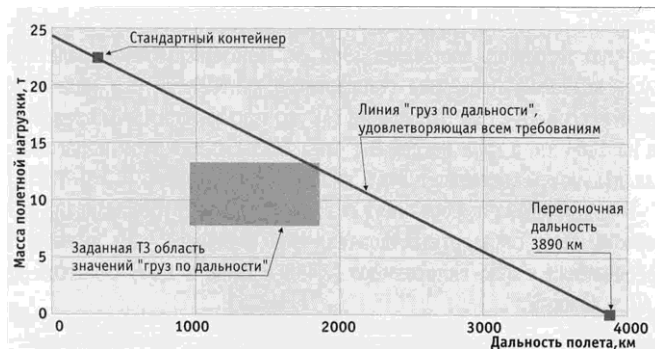


Рис. 2. Графическое представление транспортных требований к *JTR*



Рис. 3. Американский боевой вертолет *RAH-66 Comanche*

На рис. 4 представлены зависимости от скорости полета аэродинамического качества изолированного несущего винта вертолетов для различных значений эквивалентной площади вредного сопротивления $\Sigma c_x S / \pi R^2$, численно равных 0,6; 1,2; 1,8% от площади, ометаемой несущим винтом. Там же приведены данные по некоторым современным вертолетам.

Следует иметь в виду, что несущий винт каждого вертолета имеет свою индивидуальную конфигурацию, поэтому для каждого вертолета существует своя кривая аэродинамического качества, а рис. 4 дает только приблизительное представление об общей закономерности изменения аэродинамического качества разных вертолетов с ростом крейсерской скорости. Видно, что при используемых в настоящее время окружных скоростях концов лопастей аэродинамическое качество изолированного несущего винта имеет максимум при скоростях полета от 240 до 270 км/ч, а его абсолютная величина зависит от относительного вредного сопротивления вертолета. Чем больше это сопротивление, тем меньшей скорости соответствует максимум аэродинамического качества.

Здесь уместно отметить, что у современных вертолетов крейсерская скорость выбирается большей, чем скорость, соответствующая минимуму качества вертолета. Объясняется

это двумя основными причинами. Во-первых, при увеличении мощности газотурбинного двигателя его удельный расход топлива заметно уменьшается, из-за чего минимуму расхода топлива соответствует скорость, большая, чем скорость соответствующая минимуму качества. Вторым обстоятельством, влияющим на отмеченное выше различие, является уменьшение удельного расхода топлива при увеличении мощности двигателя, что приводит к довольно медленному росту километрового расхода топлива при увеличении скорости полета. Это приводит к тому, что доходы, получаемые в единицу времени от выполненной транспортной работы превосходят расходы на затраченное топливо. Такое различие в доходах и расходах привело, в частности к тому, что отношение максимально разрешенной крейсерской мощности к мощности чрезвычайного режима на зарубежных двигателях составляет 0,75 – 0,85, тогда как на отечественных двигателях 0,5 – 0,6.

Анализ показывает, что выполнение крейсерского полета *JTR* на скорости 324 км/ч приведет к существенному снижению его аэродинамического качества, и поэтому такое требование также представляется завышенным применительно к вертолетам. Вероятно, более реальным будет требование о возможности выполнения ограниченного по времени скоростного броска (как это сделано для вертолета *RAH-66 Comanche*), причем с меньшей, чем у *RAH-66*, скоростью.

Остановимся теперь на условиях, при которых должно осуществляться висение ВКЛА со взлетной массой, обеспечивающей выполнение основных требований *JTR*. Сошлемся еще раз на статью *McDaniel*'а [1]: «Внешние условия при взлете (температура окружающей среды и высота площадки для взлета; прим. переводчика) являются критическими для вертолетных проектов. С начала 70-х годов обычным стандартом для армейских вертолетов была способность висеть без влияния земли (H0GE) на высоте 1219 м при 35°C и обеспечивать вертикальную скороподъемность 2,54 м/с. В соответствии с этими жесткими требованиями были первоначально разработаны вертолеты *Black Hawk* и *Apache*. Однако эти условия (1219 м и 35°C) никогда не были реально испытаны в ходе операций армии США, проведенных в различных регионах мира». Поскольку указанные требования считаются стандартом для армии США, будем ориентироваться на них, одновременно соглашаясь и поддерживая мнение *McDaniel*'а о том, что такие требования являются завышенными.

Таковы в первом приближении требования к *JTR*. Посмотрим теперь, насколько им соответствует российский вертолет *Mu-26*. Приведенные ниже технические характеристики вертолета либо заимствованы из руководства по летной эксплуатации (РЛЭ) сертифицированного гражданского транспортного вертолета *Mu-26TC* [4], либо рассчитаны в ходе напи-

сания настоящей статьи. Заметим, что в настоящей статье приведены не приборные, как указано в РЛЭ, а истинные скорости полета вертолета.

Следует подчеркнуть, что некоторые приведенные ниже параметры вертолета *Ми-26* (который мог бы использоваться в качестве *JTR*) будут отличаться от значений, принятых в РЛЭ, что связано с возможностью его военного применения. Так, например:

- количество членов экипажа в расчетах принимается равным 4 вместо 6 по РЛЭ;
- не учитывается расход топлива, необходимого для выполнения предпосадочного маневра (так называемой «коробочки») - нехарактерного для военно-транспортных операций;
- рассматриваемая максимальная масса полезной нагрузки равна $G_{взл} = 22,4$ т и превышает предусмотренные РЛЭ 20 т.

В соответствии с требованиями, по которым проектировался *Ми-26*, он должен перевозить полезную нагрузку массой 15 т на расстояние 500 км при пятипроцентном аэронавигационном резерве топлива. Такое задание вертолет выполняет при взлетной массе $G_{взл} = 49,65$ т, что явилось основанием для принятия этого значения в качестве нормальной взлетной массы, по которой определялись все основные летно-технические характеристики вертолета. Для полной реализации транспортных возможностей вертолета при взлете с использованием эффекта влияния земли или с небольшим разбегом была определена максимальная взлетная масса, равная $G_{взл} = 56$ т. На рис. 5 представлены в зависимости от дальности полета значения массы полезной нагрузки, вычисленные без учета аэронавигационного запаса топлива, при полетах на высоте 500 м при нормальной ($G_{взл} = 49,65$ т) и максимальной ($G_{взл} = 56$ т) взлетных массах. Атмосферные условия полета – стандартные. Ступеньки в линиях, отражающих указанные зависимости, отражают массу дополнительных баков, которые предусмотрены в комплектации каждого вертолета.

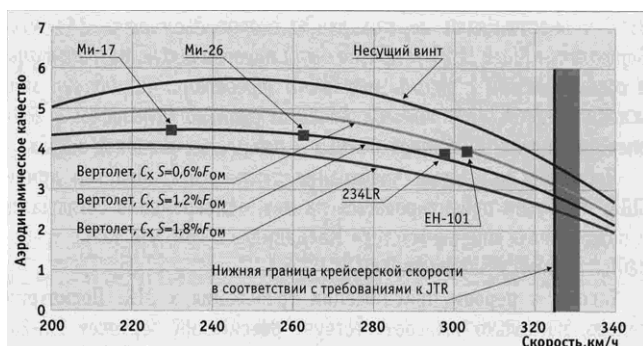


Рис. 4. Зависимость аэродинамического качества вертолета *Ми-26* от крейсерской скорости полета

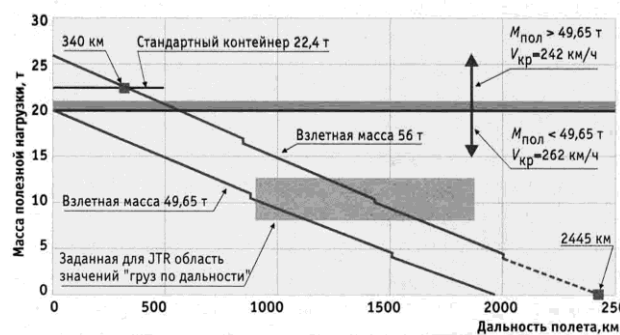


Рис. 5. Зависимость массы полезной нагрузки вертолета *Ми-26* от дальности полета, выполняемого в стандартных условиях на высоте 500 м

В действующем РЛЭ для вертолетов с полетной массой до $G_{взл} = 49,65$ т установлена крейсерская скорость, равная $V_{кр} = 262$ км/ч. Эта величина больше скорости, при которой километровый расход топлива будет минимальным, и выбрана как компромисс между стремлением получить большую производительность при увеличении скорости или большую дальность полета при уменьшении скорости полета. Для исключения роста нагрузок в системе управления, вызываемых срывом потока с отступающей лопасти, при полетах с массой вертолета, превышающей $G_{взл} = 49,65$ т, введено ограничение крейсерской скорости до $V_{кр} = 242$ км/ч.

При установке поставляемых в стандартной комплектации вертолета дополнительных внутренних топливных баков (предусмотрена установка одного или двух комплектов) дальность полета увеличивается. Но для выполнения полета на предельную дальность при максимальном взлетном весе стандартных дополнительных баков недостаточно и требуются баки большей емкости, которые пока не поставляются. Поэтому на рис. 5 соответствующий участок диаграммы $M_{пол}(L)$ изображен штриховой линией.

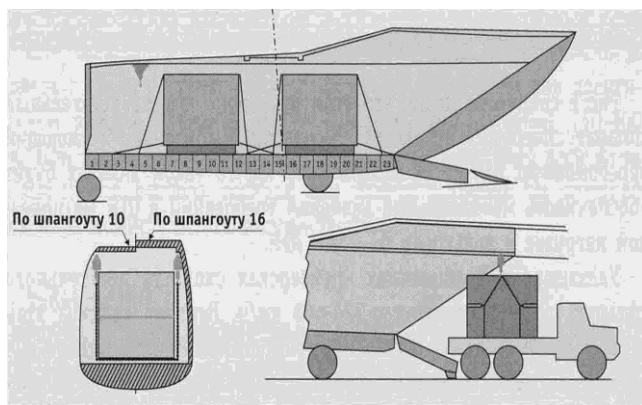
Таким образом, при нормальной взлетной массе обеспечивается выполнение основного задания по перевозке груза $M_{пол} = 15$ т на расстояние 500 км. При полной заправке встроенных топливных баков возможна перевозка груза массой $M_{пол} = 10,7$ т на расстояние $L = 910$ км. Перегоночная дальность составит $L_{пер} = 1966$ км. При максимальной взлетной массе возможна перевозка стандартного контейнера или полезного груза массой $M_{пол} = 22,4$ т на расстояние $L = 340$ км. Груз массой $M_{пол} = 13$ т перевозится на $L = 1164$ км, а груз массой $M_{пол} = 8$ т - на дальность $L = 1625$ км. Перегоночная дальность (без груза и при установке дополнительной емкости для топлива) составит $L_{пер} = 2445$ км.

В технических требованиях к вертолету *Mi-26* была задана перевозка двух стандартных контейнеров типоразмера $2,438 \text{ м} \times 2,438 \text{ м} \times 2,99 \text{ м}$ с массой до $M_{пол} = 5,67$ т каждый, что меньше, чем указано в требованиях к *JTR*. Схема их размещения в вертолете показана на рис. 6а. Загрузка контейнеров осуществляется двумя тельферами, перемещающимися по кран-балкам, которые проходят по потолку вдоль всего грузового помещения. Для удобства загрузки контейнеров с автомашины стойки основного шасси вертолета могут удлиняться. Это позволяет выравнивать уровни грузового пола вертолета и кузова автомашины.

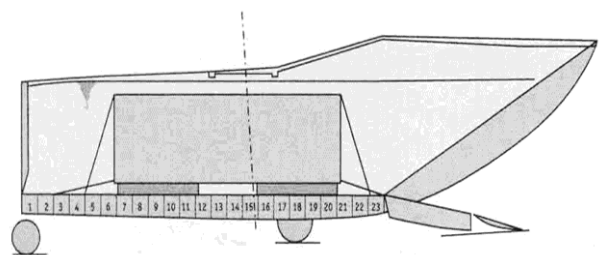
Как видно из приведенных выше данных, поперечное сечение стандартных контейнеров, заданных для перевозки в *Mi-26* и *JTR*, одинаково. Длина грузового помещения *Mi-26* также позволяет загрузить в него контейнер указанных в требованиях к *JTR* размеров (рис. 6б). Однако, для этого необходимо модернизировать систему загрузки, увеличив грузоподъемность существующих тельферов.

Отметим, что при использовании длинных контейнеров возникнет необходимость жесткой фиксации грузов внутри контейнера. В противном случае во время полета возможно самопроизвольное перемещение груза внутри контейнера, что может привести к недопустимым смещениям центра тяжести и вероятной аварии вертолета. Для перевозки длинномерных грузов на вертолете *Mi-26* предусмотрена возможность выполнения полета с выставленным в линию полета трапом и приоткрытыми грузовыми створками.

Таким образом, в части, касающейся транспортных возможностей, вертолет *Mi-26* с максимальной взлетной массой $G_{взл} = 56$ т способен в стандартных условиях перевозить на заданную дальность грузы массой $M_{пол} = 8$ и 13 т, а также стандартный контейнер массой $M_{пол} = 22,4$ т и по этим пунктам выполняет требования к *JTR*. Однако, при анализе транспортных возможностей вертолета необходимо учитывать условия в точке взлета (высоту и температуру), а также метод осуществления взлета. Остановимся на этом подробнее.



а) двух стандартных контейнеров



б) стандартного контейнера, соответствующего требованиям *JTR*

Рис. 6. Загрузка и размещение контейнеров в грузовой кабине вертолета *Mi-26*

Важнейшим фактором, определяющим способность вертолета висеть на определенной высоте при заданной температуре, является мощность, получаемая от двигателей при разных окружающих условиях. На рис. 7 показано, как изменяется мощность двигателя *D-136*, установленного на вертолете *Mi-26*, на взлетном режиме в зависимости от температуры и высоты. Максимальная используемая вертолетом мощность двигателя ограничена тремя параметрами. Два ограничения - по температуре газа в двигателе (правая ветвь) и по предельной степени повышения давления (левая ветвь) - осуществляются системой автоматического управления двигателем, а предельный крутящий момент на выходе каждого двигателя контролируется и ограничивается летчиком.

На рис. 8 представлены результаты расчетов для взлета в стандартных условиях, основанные на данных летных испытаний вертолета *Mi-26*. При нормальной взлетной массе взлет без учета эффекта влияния земли обеспечивается до высоты 1700 м, а с учетом эффекта влияния земли - до высоты 2870 м. При максимальной массе взлет осуществляется до высо-

ты 1625 м и только с использованием эффекта влияния земли. Такие характеристики позволяют решать большинство задач в климатических условиях, аналогичных российским.

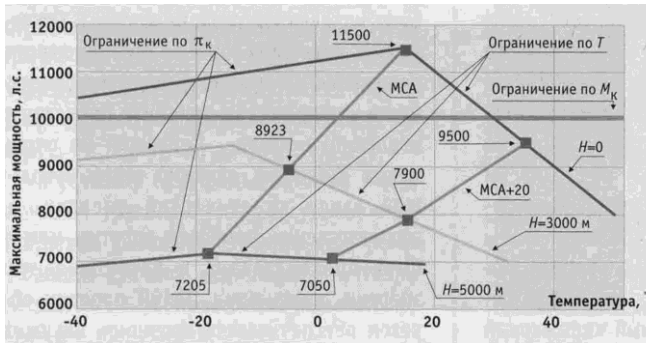


Рис. 7. Изменение максимальной взлетной мощности двигателя Д-136 в зависимости от температуры и высоты

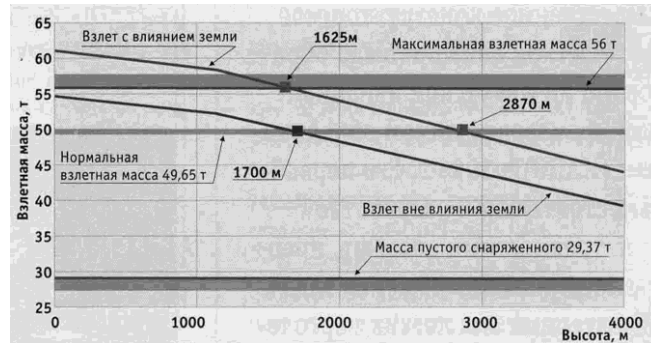


Рис. 8. Зависимость взлетной массы вертолета *Mi-26* от высоты в стандартных условиях при взлете с учетом эффекта влияния земли и без него

Другой результат получается, когда взлет осуществляется при повышенных температурах. Значения взлетных масс для условий, на 20°C превышающих стандартные ($\text{MCA}+20^{\circ}\text{C}$), представлены на рис. 9. При заданной для *JTR* высоте 1219 м и при температуре, на 20° превышающей стандартную, без обеспечения вертикальной скороподъемности 2,54 м/с, взлетная масса вертолета *Mi-26* составляет всего 45,87 т – т.е. на 4 т меньше нормальной взлетной массы. Это существенно снижает транспортные возможности вертолета (рис. 10).

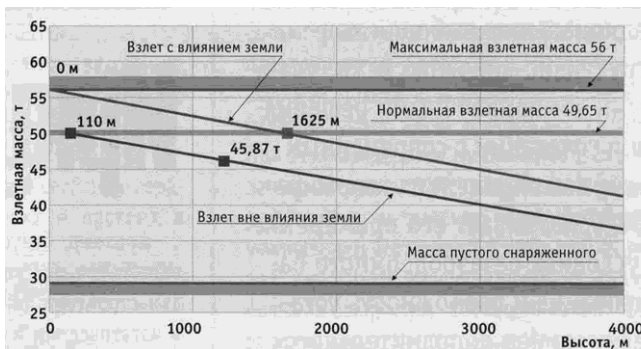


Рис. 9. Зависимости взлетной массы вертолета *Mi-26* от высоты при взлете с учетом эффекта влияния земли без него в условиях повышенной температуры ($\text{MCA} + 20^{\circ}$)

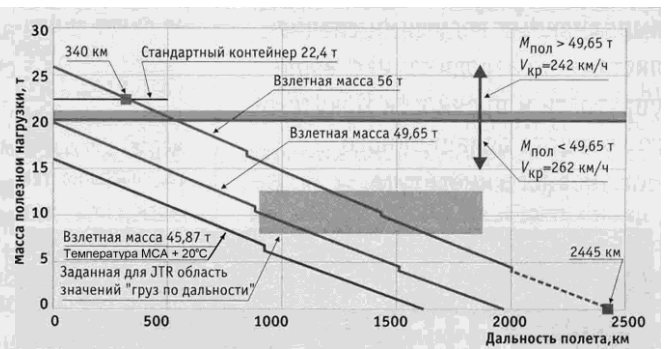


Рис. 10. Зависимости массы полезной нагрузки вертолета *Mi-26* от дальности полета при работе в стандартных условиях и в условиях с повышенной температурой наружного воздуха

Таким образом, если в стандартных условиях вертолет *Mi-26*, в основном, выполняет заданные для *JTR* требования по транспортировке грузов внутри кабины и на внешней подвеске, то в условиях, когда необходимо выполнять взлет при температуре, превышающей стандартную на 20° , и с площадок, расположенных на высоте 1219 м, транспортные возможности *Mi-26* существенно снижаются и выполнение задач, поставленных перед *JTR*, стано-

вится невозможным. Однако модернизация *Mi-26* (в первую очередь установка более мощных двигателей) позволяет устранить эти ограничения.

Возможная модификация Ми-26 и летно-технические характеристики модифицированного вертолета

В истории вертолетостроения существует много примеров, показывающих очень высокую эффективность модификации созданных ранее машин. В их числе – постоянно совершенствующийся российский вертолет *Ми-8*, заслуженно завоевавший репутацию надежной машины с высокими летно-техническими характеристиками, а также американские вертолеты *Boeing-Vertol CH-47C “Chinook”* и *Sikorsky CH-53 “Sea Stallion”* (рис. 11). Благодаря модификациям эти машины значительно улучшили свою грузоподъемность и другие летно-технические характеристики [5]. Очевидно, что по критерию «стоимость-эффективность» модификация имеет значительное преимущество перед созданием нового вертолета до тех пор, пока ее возможности не исчерпаны.



а) *Boeing-Vertol CH-47C “Chinook”*



б) *Sikorsky CH-53 “Sea Stallion”*

Рис. 11. Американские вертолеты, показавшие высокую эффективность модификаций

Модификация вертолета *Ми-26* может проводиться в следующих направлениях:

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

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

- увеличение мощности двигателей и снижение удельного расхода топлива;

- повышение аэродинамического качества несущего винта и вертолета в целом;
- улучшение весовой отдачи вертолета;
- улучшение эксплуатационных качеств и срока службы основных агрегатов и систем.

Усовершенствование двигателей

Для достижения требуемых характеристик висения на высоте 1219 м с обеспечением вертикальной скороподъемности 2,54 м/с необходимо, как показывают расчеты, увеличить мощность каждого из двигателей на указанной высоте и в условиях МСА+20°С до уровня 8824 кВт (12000 л.с). Это означает, что в стандартных условиях такой двигатель должен развивать мощность приблизительно 10882 кВт (14800 л.с). Однако, это номинальное значение, так как такая мощность не будет востребованной при принятых значениях взлетной массы и статического потолка. Возможно, в особых случаях, такая мощность будет принята в качестве чрезвычайной для однодвигательного полета при отказе одного из двигателей. Во всех приведенных ниже расчетах принято, что максимальная мощность каждого двигателя ограничивается крутящим моментом, соответствующим мощности 8824 кВт (12000 л.с).

Одной из сложных проблем, решаемых конструктором вертолета, является изыскание оптимального двигателя для разрабатываемого проекта. При разработке вертолета *Ми-26* удалось создать новый двигатель путем использования газогенератора самолетного двухконтурного двигателя. Это позволило существенно снизить расходы на разработку нового двигателя и значительно сократить сроки его создания без ущерба для тактико-технических характеристик. Такой же подход может быть осуществлен при изучении возможных вариантов модернизации вертолета *Ми-26*.

Анализ характеристик двигателей *Д-27* (для транспортного самолета *Ан-70*), *Д-436* (для пассажирского *Ту-334*) и *РД-33* (для истребителя *МиГ-29*) показал, что создание двигателя с требуемым уровнем мощности – задача реально осуществимая. Лучший из перечисленных выше двигателей (на базе двигателя *Д-27*) может иметь удельный расход топлива 224 г/кВт·ч (165 г/л.с.·ч) на максимальном взлетном режиме.

Поэтому изложенные ниже результаты были приняты для гипотетического двигателя, способного в стандартных условиях на высоте $H = 0$ развить максимальную взлетную мощность 8824 кВт (12000 л.с) при удельном расходе топлива 224 г/кВт·ч (165 г/л.с.·ч). В расчетах принято, что:

- 1) на высоте $H = 1219$ м при температуре, на 20°С превышающей стандартную, мощность двигателя на взлетном режиме будет равна 8824 кВт (12000 л.с);
- 2) двигатель оборудован измерителем крутящего момента, ограничивающим пропускаемую в трансмиссию мощность до 8824 кВт (рис. 12).

Следует отметить, что если бы можно было ограничиться режимом висения вне зоны влияния земли на заданной высоте при заданной температуре и не совершать набор высоты со скоростью 2,54 м/с, то потребные мощности были бы меньше. В стандартных условиях вместо 10882 кВт потребовалось бы только 7600 кВт, и на высоте 1219 м при повышенной температуре (МСА +20°C) вместо 8824 кВт. потребовалось бы 8135 кВт.

Повышение аэродинамического качества

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

1. Совершенствование несущего винта вертолета может осуществляться путем применения новых оптимизированных аэродинамических профилей. Последние разработки ЦАГИ [6] позволяют рассчитывать на существенное продвижение в этой области.

2. Компоновка существующей лопасти несущего винта закладывалась в первой половине семидесятых годов. С тех пор были получены новые результаты исследований по оптимизации формы концевых частей лопасти, а также угла отгиба назад и вниз её законцовки.

3. Увеличение геометрической крутки лопасти, применение наплыва и трапецевидной формы в плане дают дополнительные возможности для повышения аэродинамического качества несущего винта.

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

4. Для увеличения аэродинамического качества вертолета в целом необходимо провести комплекс работ по снижению сопротивления несущих элементов и уменьшению сопротивления, вызываемого интерференцией между отдельными элементами его конструкции. В частности, целесообразно сделать шасси убирающимся, провести работы по снижению сопротивления втулок несущего и рулевого винтов, улучшить обтекание в зоне между несущим винтом и фюзеляжем, рассмотреть в соответствующих местах возможность применения отсоса пограничного слоя или выдува воздуха для дополнительного снижения лобового сопротивления.

На рис. 13 представлены результаты, ожидаемые от реализации мероприятий по повышению аэродинамического качества несущего винта и вертолета.

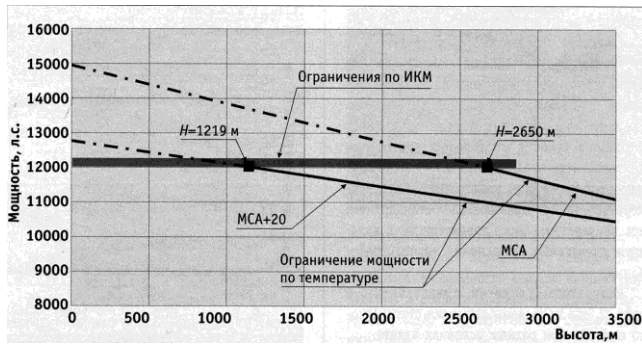


Рис. 12. Изменение мощности гипотетического двигателя по высоте для стандартных условий и для температуры, на 20°C превышающей стандартную

Улучшение весовой отдачи

Предлагаемая глубокая модернизация вертолета дает определенный шанс на улучшение весовой отдачи. Накопленный опыт практической эксплуатации и работы, выполненные для обеспечения требований сертификационного базиса, позволяют рассчитывать на снижение массы определенных элементов конструкции. Создание ряда новых агрегатов, таких, как лопасти несущего винта из композиционных материалов, убирающееся шасси, а также модернизация главного редуктора, делают предположения об улучшении весовой отдачи обоснованными и реально осуществимыми. Кроме того, замена электрического, электронного, радиотехнического, гидравлического, погрузочно-разгрузочного и связного оборудования, созданных еще в 70-е годы, также позволяет рассчитывать на снижение массы пустой машины.

Для дальнейших исследований примем, что несмотря на увеличение полетной массы и передаваемой мощности, масса пустого снаряженного вертолета в результате всех изменений и с учетом обязательного оснащения новыми электронными системами, уменьшится по крайней мере на 500 кг и составит 28870 кг, вместо 29370 кг.

Летно-технические характеристики вертолета

Как было отмечено, существуют два параметра, по которым *Mi-26* не соответствует требованиям, предъявляемым к *JTR*. Во-первых, это ограниченные возможности вертолета при взлете на заданной высоте в условиях повышенной, по сравнению со стандартной, температурой. Во-вторых, меньшая, чем задано в требованиях, крейсерская скорость, особенно при полетной массе свыше 49,56 т.

Применение нового двигателя, модернизированных лопастей несущего винта с увеличенной хордой и модернизированного главного редуктора позволят устранить несоответствие по взлетным свойствам. На рис.14 представлены возможности модернизированного вер-

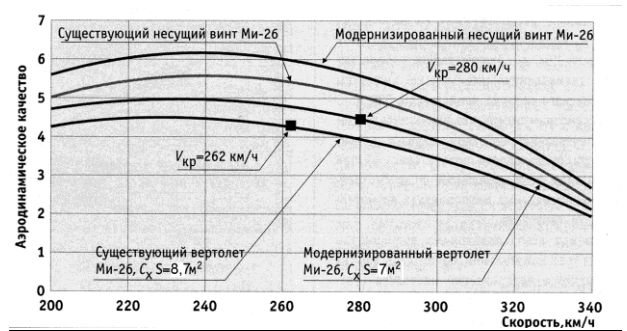


Рис. 13. Аэродинамическое качество несущего винта и вертолета до и после модернизации

толета на режимах висения и вертикального набора высоты. Поскольку мощность двигателей задавалась исходя из условия выполнения вертикального набора высоты со скороподъемностью 2,45 м/с на высоте 1219 м при температуре, на 20 °С превышающей стандартную, все приведенные ниже характеристики являются следствием выполнения этого требования.

Результаты расчетов представлены в таблице 2, где приведены значения статического потолка при разных условиях взлета.

Т а б л и ц а 2

Статический потолок вертолета Ми-26 с гипотетическими двигателями мощностью $N_{\text{взл max}} = 14800$ л.с. при разных условиях взлета

Условия взлета	Статистический потолок, м
МСА + 20 °С + 2,54 м/с, БВЗ	1219
МСА +20 °С, БВЗ	1558
МСА, БВЗ	1868
МСА +20 °С, СВЗ	2885
МСА, СВЗ	3196

Примечание: БВЗ – взлет без учета влияния земли; СВЗ – взлет с учетом влияния земли

Как видно из таблицы, вертолет, обладающий такой энерговооруженностью, будет способен взлетать, используя влияние земли, с площадок, расположенных на высотах до 3200 м. Кроме того, обеспечение требуемой скорости вертикального набора высоты 2,54 м/с эквивалентно уменьшению статического потолка примерно на 330 м.

Рассмотрим теперь, как изменяется значение массы перевозимой полезной нагрузки в зависимости от дальности полета (рис. 15) при реализации всех улучшений, предусмотренных в обсуждаемых мероприятиях по модернизации вертолета.

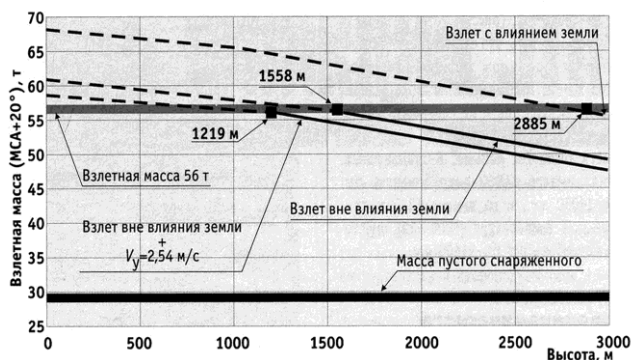


Рис. 14. Изменение взлетной массы модернизированного вертолета Ми-26 по высоте статического потолка при температуре, на 20°С превышающей стандартную

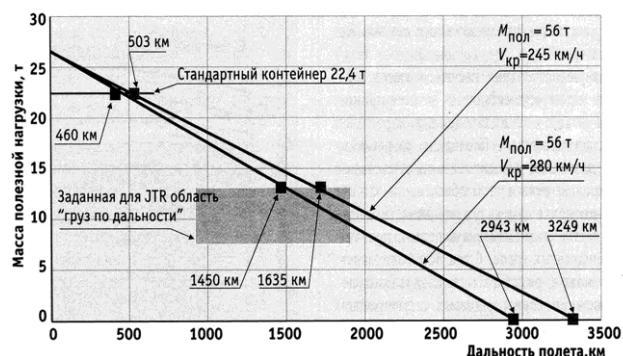


Рис. 15. Зависимость массы полезной нагрузки модернизированного вертолета Ми-26 от дальности полета

Прежде всего, необходимо подчеркнуть, что из трех направлений, по которым должна проводиться модернизация вертолета (увеличение весовой отдачи, аэродинамического

качества, и снижение удельного расхода топлива двигателей), наибольшие результаты дает снижение удельного расхода топлива.

В результате проведения всех мероприятий по модернизации удалось получить потенциально возможную дальность 3249 км вместо 2445 км. Однако, этого недостаточно для обеспечения перегоночной дальности 3890 км, обозначенной в требованиях к *JTR*. Рассмотрим возможный вариант решения указанной проблемы.

Уникальность поставленной задачи потребует для ее решения использования экстраординарных мер. Так как вертолет способен осуществить висение в зоне влияния земли при повышенной температуре на высоте 1219 м с взлетной массой до 68 т (рис. 14), будем считать, что для уникальных операций, подобных беспересадочному перелету из Америки в Европу, можно допустить снижение обычно нормируемой расчетной перегрузки с 3 единиц до 2,5. При нормальной взлетной массе, равной 56 т, это позволит принять 66,7 т в качестве перегрузочной полетной массы. Из рис. 16 видно, при какой взлетной массе и взлете с использованием влияния земли можно обеспечить дальность полета, требуемую для *JTR*.

Вероятно, для подобных перелетов будет необходимо создать специальные программы выбора скоростей и выполнения полета с учетом влияния ветра, высоты и температуры воздуха вдоль всего маршрута.

В связи с требованием обеспечить более высокую крейсерскую скорость были выполнены расчеты для других скоростей крейсерского полета. В результате анализа полученных результатов было принято компромиссное решение об увеличении крейсерской скорости до 280 км/ч. При такой скорости рост километровых расходов оказывается относительно небольшим, а мощность, необходимая для полета, не превышает значений, которые могут привести к снижению ресурса главного редуктора.

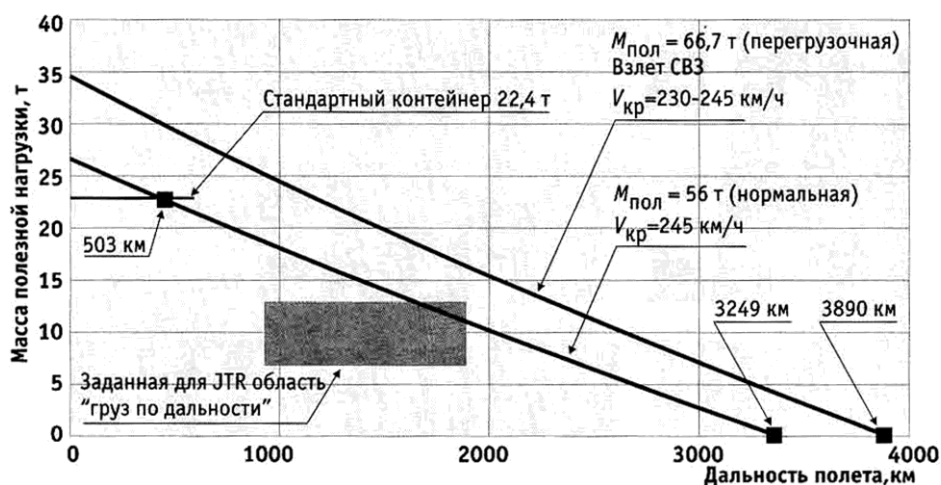


Рис. 16. Зависимость полезной нагрузки модернизированного вертолета от дальности полета для нормальной и перегрузочной взлетных масс

Из рис. 16 видно, что при полете с нагрузкой 22,4 т потеря дальности из-за увеличения крейсерской скорости составляет 43 км (460 км вместо 503 км), что можно считать вполне приемлемой платой за это увеличение. Однако для случая, когда нужно получить предельную перегоночную дальность, потеря дальности полета составляет уже 306 км. Это существенная потеря и решение, на какой скорости должен выполняться полет, необходимо принимать исходя из тактических соображений и в связи с конкретной задачей, решаемой в этом случае.

Таким образом, проведенные исследования показали, что модернизированный вертолет способен обеспечить при нормальной взлетной массе 56 т:

- транспортировку полезной нагрузки 13 т на дальность 1635 км;
- взлет с вертикальной скоростью набора высоты 2,54 м/с с площадки на высоте 1219 м при температуре, превышающей стандартную на 20 °С;
- перевозку внутри фюзеляжа стандартного контейнера массой 22,4 т;
- выполнение крейсерских полетов со скоростями до 280 км/ч;
- обеспечение перегоночной дальности до 3249 км при оптимальной крейсерской скорости, равной 280 км/ч.

Кроме того, при взлетной массе, превышающей нормальную (56 т), может быть обеспечена перегоночная дальность полета 3890 км с ограничениями по перегрузке.

Основные научно-технические проблемы

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

- создание двигателя, обеспечивающего мощность 8825 кВт на высоте 1219 м при температуре, на 20° превышающей стандартную. Двигатель на максимальном режиме должен обеспечивать удельный расход топлива не более 165 г/л.с.×ч;
- модернизация главного редуктора вертолета *Ми-26* для пропуска максимальной мощности 8825 кВт и 5530 ÷ 5885 кВт на крейсерских режимах;
- создание композиционных лопастей несущего винта диаметром 32 м и хордой 0,9 м;
- создание убирающегося шасси с целью снижения вредного лобового сопротивления несущих элементов;
- модернизация фюзеляжа для обеспечения статической и динамической прочности при нормируемой перегрузке для нормального взлетного веса 56 т;
- разработка новых комплексов электронного, гидравлического, силового, электрического и погрузочно-разгрузочного оборудования;

- проведение комплекса исследований по повышению аэродинамического качества несущего винта и вертолета в целом.

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

Выводы

1. Осуществление такого грандиозного проекта, как программа *JTR* по созданию тяжелого транспортного ВКЛА, не под силу частным инвесторам или одному государству. Вероятно, поэтому она и названа объединенной. Подобная работа должна быть организована в качестве военных заказов государств – участников на основе соглашения, подписанного правительствами всех стран – участниц проекта.

2. Если в качестве основы проекта будет принята концепция модернизации вертолета *Ми-26*, работы могут быть организованы в два этапа. Первый этап должен быть посвящен теоретическим, экспериментальным и практическим исследованиям, связанным с дальнейшей проработкой и уточнением главных, концептуальных вопросов применения такого вертолета.

3. Объектом некоторых исследований может являться специально оборудованный вертолет *Ми-26*, на котором могут быть исследованы следующие проблемы:

- существование практических ограничений, вызываемых высокой удельной нагрузкой на ометаемую несущим винтом площадь (имеющийся опыт работы с *Ми-26* позволяет утверждать, что эта проблема не является непреодолимой);

- особенности выполнения работ по разгрузке стандартных контейнеров и судов;

- оценка возможностей использования разного типа механизмов для погрузочно-разгрузочных работ (кран-балки или роликовые дорожки), а также ряда других конструкций.

4. Названные работы могли бы быть проведены Московским вертолетным заводом им. М.Л. Миля совместно с вертолетными компаниями тех стран, которые примут участие в таком объединенном проекте.

Библиографический список

1. McDaniel Robert L. Perspective: The Joint Tactical Rotorcraft Quandary an Illusion or an Opportunity? Vertiflite, N 2, 1999, pps. 22 - 27
2. Михеев В.Р. Московский вертолетный завод имени М.Л.Миля. М., Polygon Press, 2007.
3. Шунков В.Н., Ликсо В.В. Боевые вертолеты мира. М., АСТ – Минск, ХАРВЕСТ,

2007.

4. Руководство по летной эксплуатации вертолета Ми-26ТС. Введено в действие УЛС ФАС России 23 октября 1996 г. М., 1997.
5. Джексон Р. Вертолеты. Иллюстрированная энциклопедия. / пер. с английского Беляева В.В./ - М., «Омега», 2007.- 192 с.
6. Головкин М.А. Развитие работ ЦАГИ по аэродинамике вертолетов за период 2008 – 2009 гг. Труды 9 форума Российского вертолетного общества, М., МАИ, 2010.

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