

СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ СКОРОСТНЫХ ВЕРТОЛЁТОВ



ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова:
Фагим Шайхович Гельмедов, начальник отдела, д.т.н,
Юрий Вячеславович Фокин, начальник отдела
Иван Витальевич Осипов, начальник сектора
Лариса Валентиновна Андрианова, инженер I категории

Проведен краткий обзор известных схем двигательных систем, предназначенных для использования в силовых установках скоростных вертолётов и расчетная оценка ожидаемых параметров разрабатываемой специалистами интегральной силовой установки; показано, что путем регулирования вентилятора поворотом лопаток ВНА, могут быть обеспечены требуемые его параметры на основных эксплуатационных режимах вертолёта.

A brief review of the known schemes of engine systems designed for use in powerplants of high speed helicopters is presented. The expected parameters of an integral powerplant being developed by specialists are estimated. It is shown that the required fan parameters can be provided at main helicopter operating conditions by regulating guide vanes angles.

Ключевые слова: скоростной вертолёт, винтокрыл, интегральная силовая установка, вентилятор, расход воздуха, степень повышения давления, коэффициент полезного действия.

Keywords: speed helicopter, rotorcraft, integral powerplant, fan, air flow, pressure ratio, efficiency.

Среди концептуальных задач вертолётостроения наиболее важной является увеличение скорости горизонтального полёта.

Вертолёт с несущим винтом является эффективным летательным аппаратом в режимах висения, вертикального взлёта и посадки, авторотации. Однако несущий винт (НВ), как движитель имеет ограничения по режимам горизонтального полёта, причем его эффективность снижается по мере увеличения скорости полёта вертолёта.

Технологический предел достижения скорости определяется разницей в скоростях движения наступающей и отступающей лопастей несущего винта относительно воздуха. Скорость движения вертолёта прибавляется к скорости наступающих лопастей и вычитается из скорости отступающих. Если угол атаки лопастей на наступающей и отступающей сторонах ротора будет оставаться неизменным, подъемная сила на наступающей стороне будет значительно больше, чем на отступающей, и вертолёт перевернется. Автомат перекоса вертолёта традиционной схемы устроен так, чтобы компенсировать эту разницу, циклически уменьшая угол атаки лопастей на наступающей стороне и увеличивая на отступающей. Это значит, что **винт ни при каких обстоятельствах не может реализовать весь потенциал подъемной силы**. Снижение подъемной силы происходит также при переходе к горизонтальному полёту вертолёта. Чтобы набрать горизонтальную скорость, приходится увеличивать угол атаки лопастей в задней части ротора и уменьшать в передней. Оптимального угла атаки всех лопастей, равно как и максимально возможной подъемной силы винта, не получится.

В вертолётах соосной и многовинтовой схем для винтов ис-

пользуется такой же автомат перекоса, как в одновальных машинах. Роторы, вращающиеся в противоположные стороны, компенсируют потерю подъемной силы на отступающих лопастях без помощи автомата перекоса, поэтому такая схема превосходит традиционную по энерговооружённости. Но необходимость создавать горизонтальную тягу с помощью несущих винтов по-прежнему заставляет идти на энергетический компромисс.

Имеется еще один фактор, определяющий границы скорости вертолёта. При увеличении скорости полёта, окружные скорости законцовок лопастей на наступающих лопастях несущего винта вертолёта приближаются к скорости звука и после его достижения на них возникают косые скачки уплотнения. Как следствие, сопротивление вращению резко возрастает, появляются срывные вихри, вызывающие сильные вибрации лопастей, которые могут привести к разрушению винта. При увеличении жёсткости лопастей в плоскости тяги и введении стреловидных законцовок возможно вывести лопать из зоны срыва на скоростях полёта вертолёта до 450 км/ч. Но для увеличения скорости полёта вертолёта традиционной схемы (450 км/ч и более) необходимы дополнительные средства создания полётной тяги.

Первые сообщения о разработке таких средств появились в середине прошлого века (в 50-е - 60-е годы). По принципиальным особенностям они могут быть разделены на три группы.

Первая группа, получившая обозначение "винтокрылы", включает в себя вертолёты традиционной схемы, оснащённые вспомогательными реактивными двигателями или винтами, создающими дополнительную полётную тягу.

Отличительной особенностью второй группы скоростных вертолётов является наличие в схеме их силовой установки специальной пропульсивной системы (П.С.). В качестве последней используются реактивные сопла с регулируемой площадью проходного сечения, устанавливаемые на выходе из турбовального ГТД (ТВ ГТД). Таким образом, в данном случае двигательная система вертолёта представляет собой комбинированную силовую установку (СУ с П.С.).

Третий тип двигательных систем скоростных вертолётов представляет собой интегральную СУ (ИСУ). Суть ее эксплуатационных особенностей состоит в том, что двигатель работает как ТВГТД с передачей мощности на несущий винт, а также и как ТРДД, создающий горизонтальную тягу. В зависимости от режима

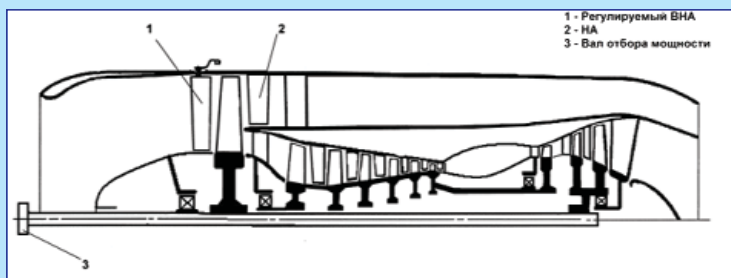


Рис. 1. Схема двигателя ИСУ на базе газогенератора отечественного ТРДД тягой до 2500 кс

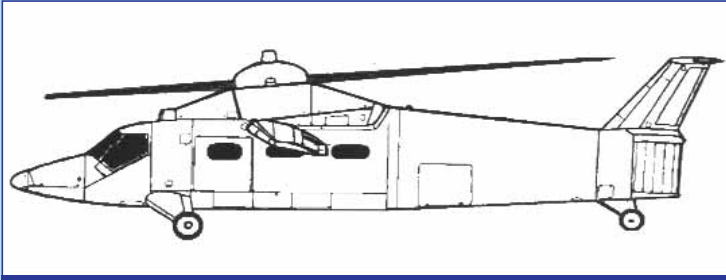


Рис. 2. Компонка скоростного вертолета с ИСУ

полёта, происходит перераспределение мощности двигателя с несущего винта на вентилятор. Требуемое перераспределение достигается согласованным изменением углов установки лопаток ВНА вентилятора и лопастей несущего винта.

Краткий перечень упомянутых видов двигательных установок, реализованных в качестве опытных образцов, представлен в следующей таблице.

Опытные образцы двигательных установок скоростных вертолётов [1] [6]				
№	Обозначение двигательной установки	Фирма-разработчик	Год создания	Страна
Винтокрылы				
1.1.	Fairey Rotodyne	Fairey	1957	Англия
1.2.	Ка-22	"Камов"	1960	СССР
1.3.	XH-59A	Sikorsky	1972	США
Комбинированные С.У. с П.С.				
2.1.	X-49A Speed Hawk	Piasecki Aircraft	Серед 1990х	США
2.2.	Ка-92	"Камов"	2007	РФ
2.3.	Ми-Х1	КБ им. Миля	2007	РФ
Интегральные С.У.				
3.1.	X-WING	GE	1980е	США

Во ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова" совместно со специалистами ФГУП "ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского", было проведено предварительное исследование по использованию ИСУ для скоростного вертолёта.

Компоновочная схема двигателя такой ИСУ показана на рисунке 1. Двигатель в ИСУ работает как ТВГТД с передачей мощности на несущий винт и как ТРДД, обеспечивая горизонтальную тягу. В зависимости от режима полета вертолёта происходит перераспределение мощности двигателя с несущего винта на вентилятор.

Рассмотрен вариант двигателя ИСУ на базе газогенератора небольшого ТРДД тягой до 2500 кгс.

Предполагается, что выхлопные газы от двигателя выводятся в тракт струйной системы, заканчивающейся соплом с регулируемым створками (рис. 2). Регулируемые створки необходимы для компенсации крутящего момента от несущего винта.

В качестве примера использования интегральной силовой установки на скоростном вертолете (СВ) рассмотрен вариант вертолёта со скоростным шарнирным несущим винтом, крылом и однодвигательной силовой установкой на базе газогенератора ТРДД тягой до 2500 кгс:

- Расчетная полётная масса СВ 10 т
- Диаметр несущего винт $D_{НВ}$ 17,4 м
- Количество лопастей 6
- Окружная скорость $\omega \cdot R$ концов лопастей 190 м/с

Аэродинамическая компоновка лопастей НВ принята соответствующей крупномасштабной модели скоростного НВ ЦАГИ, испытанного в аэродинамической трубе АДТ-104 до скоростей $V = 450$ км/ч.

В качестве дополнительной несущей системы, разгружающей НВ на больших скоростях полёта, используется крыло с механизированной задней кромкой (предполагается использование элеронов) со следующими основными параметрами:

- Площадь крыла 10 м²
- Удлинение крыла 5,0

Потери на обдувку корпуса СВ (с учетом крыла) приняты равными 5 % тяги НВ.

Согласно результатам расчетов статический потолок СВ (визение в условиях МСА вне влияния экрана) составляет приблизительно $H_{ст} = 2,0...2,5$ км.

Для СВ достижим уровень максимальной продолжительной скорости $V_{КР2} = 390$ км/ч на высотах до $H = 3$ км. Значения максимальной скорости $V_{max} = 420...425$ км/ч достижимы на высотах $H = 0...2,5$ км.

В диапазоне скоростей 325...400 км/ч на оптимальных высотах $H = 3...4$ км минимальные расходы топлива составляют 2,0...2,25 кг/км.

На крейсерских скоростях $V_{кр} = 360...390$ км/ч и принятом запасе топлива достижима дальность порядка 900...1000 км с платной нагрузкой 1500 кг.

В настоящих проработках использовался готовый базовый газогенератор, в связи с чем критическим узлом рассматриваемой ИСУ является регулируемый вентилятор.

По результатам параметрических исследований ИСУ на различных режимах работы были определены необходимые параметры такого вентилятора.

В качестве его прототипа была использована экспериментальная широкохордная малолучная вентиляторная ступень С-178-1, разработанная и испытанная в ЦИАМ.

На основе одномерного математического моделирования был разработан аэродинамический проект вентилятора, в котором было предусмотрено обеспечение параметров, соответствующих условиям полёта со скоростью $V = 390$ км/ч на высоте $H = 2$ км.

Результаты проекторочного расчета были использованы в качестве исходных данных для расчета характеристик вентилятора, соответствующих заданным условиям эксплуатации. В основу расчета характеристик вентилятора была положена его 1D-математическая модель.

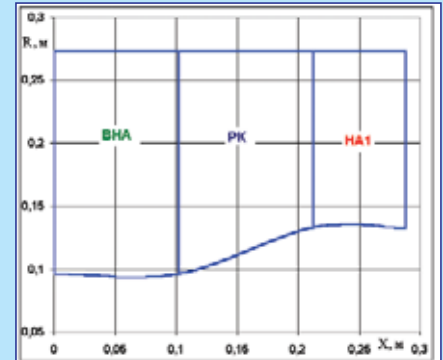


Рис. 3. Схема проточной части регулируемого вентилятора ИСУ

В настоящее время проработка вентилятора ИСУ продолжается. В настоящее время проработка вентилятора ИСУ продолжается.

В настоящее время проработка вентилятора ИСУ продолжается.

В настоящее время проработка вентилятора ИСУ продолжается.

В настоящее время проработка вентилятора ИСУ продолжается.

В настоящее время проработка вентилятора ИСУ продолжается.

В настоящее время проработка вентилятора ИСУ продолжается.

В настоящее время проработка вентилятора ИСУ продолжается.

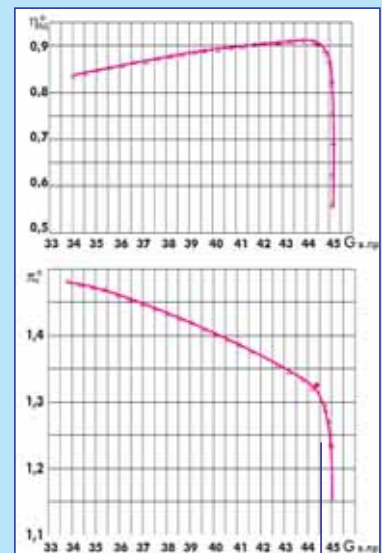


Рис. 4. Характеристика вентилятора на режиме $H = 2$ км, $V_n = 390$ км/ч. ● - данные по ТЗ

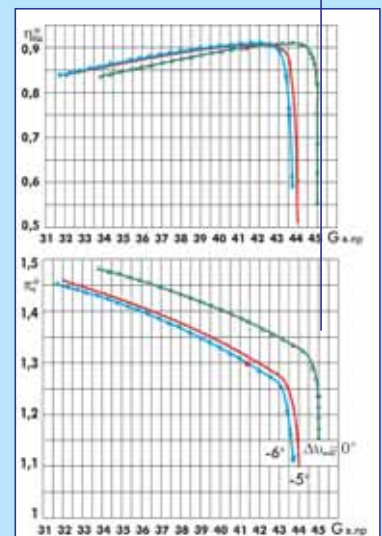


Рис. 5. Характеристика вентилятора на режиме $H = 2$ км, $V_n = 360$ км/ч. ● - данные по ТЗ

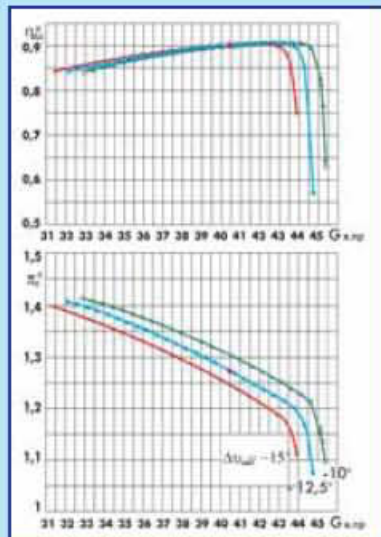


Рис. 6. Характеристика вентилятора на взлетном режиме $H = 0$, $M = 0$.
 ● - данные по ТЗ

поворотными лопатками). В частности, для обеспечения параметров, требуемых в условиях $H = 2$ км, $M = 0,3007$ ($V = 360$ км/ч), угол установки лопаток ВНА должен быть уменьшен на $\Delta\alpha_{ВНА} = 6$ (рис. 5), а применительно к взлетным условиям они должны быть прикрыты на угол $\Delta\alpha_{ВНА} = 12,5$ (рис. 6).

В ходе работы была проведена расчетная оценка возможности использования данного вентилятора для обеспечения режимов полёта вертолёта на более высоких скоростях. В результате расчётов было установлено, что параметры, заявленные для обеспечения максимального режима при скорости полёта $V = 424,08$ км/ч, могут быть реализованы если лопатки ВНА будут раскрыты на угол $\Delta\alpha_{ВНА} = +9,5$ ($n_{впр} = 101,08$ %).

На рисунке 4 изображена характеристика, соответствующая условиям полёта вертолёта со скоростью $V = 390$ км/ч (крейсерский режим). Видно, что расчетные характеристики находятся в хорошем соответствии с заданными параметрами вентилятора (данные по ТЗ отмечены красным кружочком). При этом можно видеть, что запасы газодинамической устойчивости характеризуются большими величинами ($\Delta K_y = 45$ %), достаточными для надежной эксплуатации.

Для реализации параметров на других основных режимах работы силовой установки, оказалось необходимым предусмотреть использование управляемой механизации вентилятора (ВНА с

Проведенные расчётные исследования подтвердили достижимость рассматриваемых параметров комбинированной СУ для перспективного скоростного вертолёта.

Ключевой проблемой при создании КСУ рассматриваемого типа является проектирование и экспериментальная отработка высокоэффективного регулируемого вентилятора.

Литература

1. "Aircrafts of the World". "Энциклопедия самолетов мира/Иностранная энциклопедия для широкого круга читателей". - М.: ООО "И.М.П.", 2007.
2. Вертолёты. Справочник. Helicopter Guide. - М.: Информационное агентство АРМС-ТАСС, 2011г. - 360 с.
3. "Вертолётный мир России". - Казань, Издательство "Вертолёт", 2009. - 180с.
4. Вертолётные газотурбинные двигатели. / В.А. Григорьев, В.А. Зрелов, Ю.М.Игнаткин и др.; под общ. ред. В.А. Григорьева и Б.А. Пономарева. - М.: Машиностроение, 2007. - 491с.
5. "Исследование характеристик комбинированной силовой установки (КСУ) с использованием пропульсивной системы для скоростного вертолёта". - То ЦИАМ №006-3812, 2002г.
6. Модифицированный ТРДД GE TF 34 для винтокрылого аппарата. // СИ ЦИАМ. № 23, 1983г. с.3-5

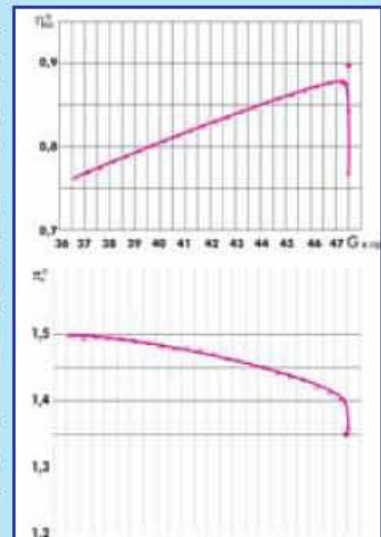


Рис. 7. Характеристика вентилятора на режиме $H = 2$ км, $V_n = 424,08$ км/ч.
 ● - данные по ТЗ