

УДК 621.438.001 2 (02)

А. И. ГРЕЦКОВ, В. А. ГРИГОРЬЕВ, А. О. ЗАГРЕБЕЛЬНЫЙ, В. М. РАДЬКО

*Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева (национальный исследовательский университет), Россия***К ОЦЕНКЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТА В ЗАДАЧЕ ВЫБОРА ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД СТ**

В работе показано одно из направлений решения задачи повышения эффективности газотурбинного двигателя. Выполнение этой задачи осуществляется на начальном этапе проектирования. С современных позиций опережающего проектирования в работе рассмотрена оценка аэродинамических характеристик вертолета при выборе и обосновании значений параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей со свободной турбиной. Данный метод расчета аэродинамических характеристик позволяет учитывать практический диапазон скоростей, что необходимо для качественного определения потребных мощностей для полета вертолета. Знание в каждой точке траектории полета расхода топлива обеспечивает начальное проектирование ГТД СТ, базирующееся на моделировании функционирования СУ в составе ЛА.

Ключевые слова: выбор значений параметров, газотурбинный двигатель со свободной турбиной, рабочий процесс, аэродинамические характеристики, математическая модель, вертолет.

Введение

Малоразмерные ГТД СТ составляют большую часть силовых установок вертолетов. Такие двигатели даже с высокими параметрами рабочего процесса имеют удельный расход топлива на 20...25%, а удельную массу на 45...55% выше, чем у лучших образцов полноразмерных ГТД. Используемые значения степени повышения давления π_k у МГТД почти на 8...10 единиц, а $T_{г.мах}^*$ на 100...200 К ниже, чем у полноразмерных ГТД.

Одним из главных путей решения этой проблемы следует признать повышение эффективности вертолетных ГТД на этапе начального проектирования посредством выбора рациональных значений параметров рабочего процесса.

Достижение этой цели предполагает решение ряда задач, в том числе:

- разработка модели вертолетного ГТД в системе вертолета;
- формирование моделей критериев оценки эффективности системы вертолет - ГТД;
- разработка методов и средств, позволяющих определять и исследовать рациональные параметры рабочего процесса МГТД.

Основной особенностью начального проектирования ГТД СТ является необходимость осуществления оптимального согласования основных параметров силовой установки (СУ) и вертолета на основе их системных критериев эффективности. В свою очередь это предполагает энергетическое и массовое согласования силовой установки и летательного аппарата на базе определенной аэродинамической модели вертолета.

Постановка задачи исследования

При наиболее общем варианте начала проектирования следует задать дальность полета L_p , высоту полета H_p , скорость V_p и величину перевозимой коммерческой нагрузки $M_{кп}$ ($M_{пн}$) [1].

Аэродинамический расчет вертолета и расчет его массы являются основными этапами расчета летно-технических характеристик, на основе которых устанавливается влияние параметров рабочего процесса двигателя на эти показатели вертолета [2].

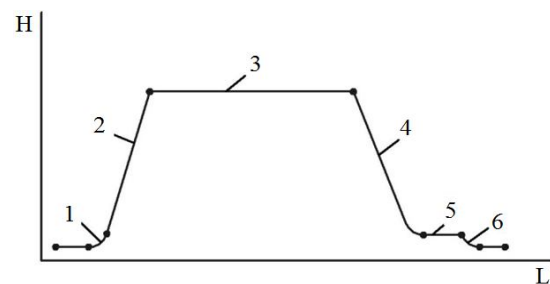


Рис. 1. Траектория полета вертолета:
1 - взлет; 2 - набор высоты; 3 - крейсерский полет;
4 - снижение; 5 - предпосадочное маневрирование;
6 - посадка

Полет вертолета по траектории (рис. 1) является многоэтапным процессом. Поскольку перемещение ЛА на различных участках описывается разными условиями (высотой и скоростью полета, балансом масс, характеристиками несущей системы и СУ), то его моделирование на этапе начального проектирования ГТД СТ целесообразно осуществлять путем последовательного рассмотрения каждого

этапа полета. Значения параметров состояния вертолета в конце очередного этапа являются начальными условиями для моделирования следующего.

Для обеспечения горизонтального полета вертолета требуется обеспечить потребную мощность, которая состоит из трех составляющих: индуктивной, идущей на создание тяги; профильной, расходуемой на обеспечение вращения несущего винта, и мощности, необходимой на преодоление лобового сопротивления вертолета.

Аэродинамическая оценка вертолета

Применительно к начальному проектированию СУ для определения потребной мощности можно использовать обобщенные поляры несущего винта (НВ) и поляры планера вертолета. Такой подход позволяет определить потребную мощность двигателей на трех режимах: на режиме висения; при полете в диапазоне скоростей от 100 км/ч до 250 км/ч; в полете со скоростью свыше 250 км/ч.

Потребная взлетная мощность с учетом потерь на пылеочистку и привод рулевого винта (РВ) можно определять как

$$N_{\text{взл потр}} = N_{\text{вис}} \frac{1}{(1 - \zeta_{\text{пф}}) \zeta_{\text{РВ}}},$$

где $\zeta_{\text{пф}}$ – коэффициент отбора мощности на пылеочистку;

$\zeta_{\text{РВ}}$ – коэффициент отбора мощности на привод рулевого винта.

Мощность на режиме висения зависит от полетной массы M_0 (которая изменяется с течением времени, вследствие расхода топлива) вертолета и характеристик несущего винта. Для определения $N_{\text{вис}}$ предварительно нужно вычислить коэффициент тяги несущего винта

$$C_p = \frac{2M_0 g}{F_{\text{ом}} \rho (\omega R_{\text{НВ}})^2},$$

где $F_{\text{ом}}$ – площадь ометаемой поверхности;

ρ – плотность воздуха;

ω – угловая скорость вращения несущего винта;

$R_{\text{НВ}}$ – радиус НВ.

Далее с помощью типовой характеристики несущего винта (рис. 2) можно определить коэффициент крутящего момента $m_{\text{кр}}$.

Для типовых значений линейной скорости вращения винта на периферийном диаметре $\omega R_{\text{НВ}} = 210$ м/с

$$m_{\text{кр}} = 1 \cdot 10^6 (C_p)^5 - 6,4667 \cdot 10^4 (C_p)^4 + 1,18 \cdot 10^3 (C_p)^3 - 7,3833 (C_p)^2 + 8,07 \cdot 10^{-2} C_p.$$

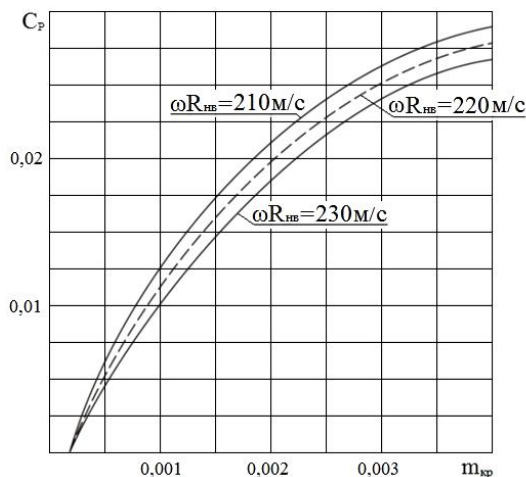


Рис. 2. Типовые характеристики несущего винта

Для $\omega R_{\text{НВ}} = 220$ м/с

$$m_{\text{кр}} = 7 \cdot 10^7 (C_p)^6 + 5 \cdot 10^6 (C_p)^5 + 1,34676 \cdot 10^5 (C_p)^4 - 1,7155 \cdot 10^4 (C_p)^3 + 1,1168 \cdot 10^1 (C_p)^2 + 4,2 \cdot 10^{-2} C_p + 1,001 \cdot 10^{-2}.$$

Для $\omega R_{\text{НВ}} = 230$ м/с

$$m_{\text{кр}} = 5 \cdot 10^7 (C_p)^6 - 4 \cdot 10^6 (C_p)^5 + 1,08843 \cdot 10^5 (C_p)^4 - 1,4359 \cdot 10^3 (C_p)^3 + 1,009 \cdot 10^1 (C_p)^2 + 2,41 \cdot 10^{-2} C_p + 1 \cdot 10^{-4}.$$

В свою очередь величины $m_{\text{кр}}$ являются составной частью выражений для потребной мощности на режиме висения, которая определяется как сумма индуктивной и профильной мощностей.

$$N_{\text{вис}} = N_i + N_{\text{пр}}.$$

Для условий $H_n = 0$, $V_n = 0$ км/ч определяется потребная мощность на преодоление индуктивных потерь

$$N_i + N_{\text{пр}} = \frac{m_{\text{кр}} F_{\text{ом}} \rho (\omega R)^3}{1973,3}.$$

Для условий $H_n = 0$, $V_n = 100 \dots 250$ км/ч определяется потребная мощность на преодоление индуктивных потерь:

$$N_i = \frac{(M_{\text{в2g}})^2}{1973,3 \rho_2 F_{\text{ом}}} \frac{1}{V_n}.$$

Определяется мощность, расходуемая на преодоление профильных потерь:

$$N_{\text{пр}} = \frac{m_{\text{пр}} F_{\text{ом}} \rho (\omega R_{\text{НВ}})^3}{1973,3},$$

где $m_{\text{пр}} = \frac{C_x \sigma}{4} (1 + 5\mu^2)$ – коэффициент профильного сопротивления,

C_x – коэффициент лобового сопротивления определяется по поляре несущего винта (см. рис. 3);

$$\sigma = \frac{C_p}{0,17};$$

C_p – коэффициент тяги;

$$\mu = \frac{V_{\text{п}}}{\omega R_{\text{нв}}}$$

Вычисляется мощность, обеспечивающая движение с заданной скоростью в расчетных условиях полета

$$N_{\text{движ}} = \frac{\bar{C}_{\text{хф}} F_{\text{ом}} \rho V^3}{1973,3}$$

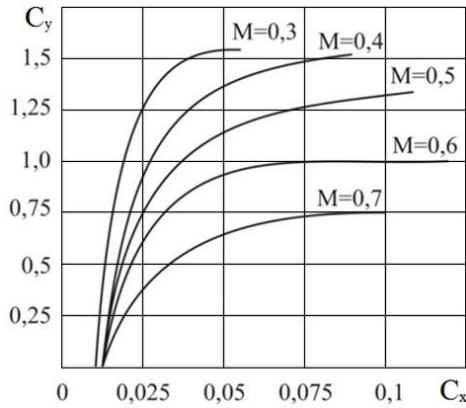


Рис. 3. Типовые зависимости $C_y = f(C_x, M)$

Определяется мощность одного двигателя

$$N_{\text{с0}} = \frac{N_{\text{потр2}}}{n_{\text{дв}}} \left[1 - \frac{1}{(1 - \xi_{\text{пф}}) \xi_{\text{рв}}} \right]$$

С учетом условий: $V_{\text{п}} = 250 \dots 300$ км/ч, $H_{\text{п}} = 0$ определяется потребная мощность для полета вертолета массой $M_{(i)}$ в условиях $r_{(i)}$, $T_{(i)}$, $V_{(i)}$, $\rho_{(i)}$.

Для данного диапазона скоростей определяется совместно

$$N_i + N_{\text{пр}} = \frac{m_{\text{кр}} F_{\text{ом}} \rho (\omega R_{\text{нв}})^3}{1973,3}$$

Вычисляется коэффициент тяги несущего винта:

$$C_p = \frac{C_p(\text{при } V_{\text{п}}=0)}{1 + 1,5 \mu^2}$$

где $\mu = \frac{V_{\text{п}}}{\omega R_{\text{нв}}}$

и затем по зависимости $m_{\text{кр}} = f(C_p)$ определяется величина $m_{\text{кр}}$.

$$N_{\text{движ}} = \frac{C_{\text{хф}} F_{\text{ом}} \rho V_{\text{п}}^3}{1973,3}$$

где $C_{\text{хф}}$ – коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа, определяется по зависимостям:

- для специального варианта целевой нагрузки (рис. 4)

$$C_{\text{хф}} = -6 \cdot 10^{-12} \alpha^6 - 2 \cdot 10^{-10} \alpha^5 + 1 \cdot 10^{-8} \alpha^4 + 2 \cdot 10^{-8} \alpha^3 + 4 \cdot 10^{-6} \alpha^2 - 3 \cdot 10^{-6} \alpha + 0,0112;$$

- для транспортного варианта

$$C_{\text{хф}} = 2 \cdot 10^{-11} \alpha^6 - 3 \cdot 10^{-10} \alpha^5 - 2 \cdot 10^{-10} \alpha^4 + 2 \cdot 10^{-9} \alpha^3 + 6 \cdot 10^{-6} \alpha^2 + 4 \cdot 10^{-6} \alpha + 0,009.$$

На рисунке 5 приведены результаты расчета значений потребной мощности при движении среднего вертолета с различными скоростями полета.

При движении вертолета с определенной скоростью к индуктивной и профильной мощностям добавляется мощность, расходуемая на преодоление лобового сопротивления вертолета

$$N_{\text{потреб}} = N_i + N_{\text{пр}} + N_{\text{движ}}$$

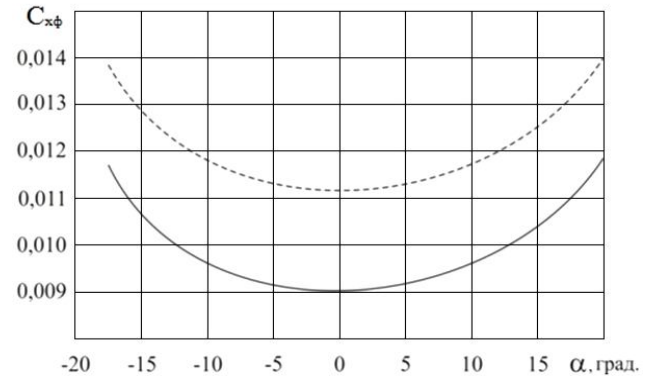


Рис. 4. Зависимости коэффициента сопротивления от угла атаки фюзеляжа:

— — транспортный вариант;
- - - - специальный вариант

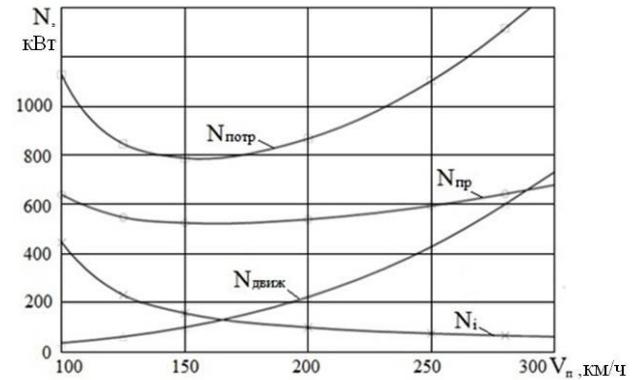


Рис. 5. Результаты расчета значений потребной мощности при движении среднего вертолета

Заключение

Зная потребную для движения вертолета мощность, можно определить мощность двигателя в конкретных условиях полета. Значит в каждой точке траектории будет известен расход топлива ГТД СТ исходя из конкретных условий полета.

В этом случае, уточнение массы топлива потребного на полет вертолета на расчетную дальность по заданной траектории полета с определенной скоростью можно определить как:

$$M_{mL} = \int_0^{t_{\Pi}} M_m(t_i) dt \cong \sum_{i=1}^r \Delta t_i n_{ДВ} \frac{C_{ei} N_{ei} - C_{e i-1} N_{e i-1}}{\ln(C_{ei} N_{ei} / C_{e i-1} N_{e i-1})}$$

Масса топлива необходимая на полет является единственной изменяющейся составляющей взлетной массы вертолета M_0 , которая влияет на аэродинамические характеристики вертолета.

Такой подход учета изменения массы топлива, оценки аэродинамических характеристик вертолета, дает возможность проведения исследований в зада-

че поиска оптимальных значений параметров рабочего процесса двигателя.

Литература

1. Тищенко, М. Н. Выбор параметров вертолёта на начальной стадии проектирования [Текст] / М. Н. Тищенко. – М. : МАИ, 2004. – 56 с.
2. Вертолетные газотурбинные двигатели [Текст] / В. А. Григорьев, В. А. Зрелов, Ю. М. Игнаткин и др. ; под общей редакцией В. А. Григорьева и Б. А. Пономарева. – М. : Машиностроение, 2007. – 491 с.

Поступила в редакцию 5.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., Главный конструктор В. П. Данильченко, ОАО «Кузнецов», Самара.

ДО ОЦІНКИ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЬОТА В ЗАДАЧІ ВИБОРУ ЗНАЧЕНЬ ПАРАМЕТРІВ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ ГТД ВТ

О. І. Грецьков, В. О. Григор'єв, А. О. Загребельний, В. М. Радько

У роботі показано один з напрямків вирішення завдання підвищення ефективності газотурбінного двигуна. Виконання цього завдання здійснюється на початковому етапі проектування. З сучасних позицій випереджаючого проектування в роботі розглянуто оцінку аеродинамічних характеристик вертольота при виборі та обґрунтуванні значень параметрів робочого процесу авіаційних газотурбінних двигунів з вільною турбіною. Даний метод розрахунку аеродинамічних характеристик дозволяє враховувати практичний діапазон швидкостей, що необхідно для якісного визначення потрібних потужностей для польоту вертольота. Знання в кожній точці траєкторії польоту витрати палива забезпечує початкове проектування ГТД СТ, що базується на моделюванні функціонування СУ в складі ЛА.

Ключові слова: вибір значень параметрів, газотурбінний двигун з вільною турбіною, робочий процес, аеродинамічні характеристики, математична модель, вертоліт.

AERODYNAMIC CHARACTERISTICS ESTIMATION OF HELICOPTER IN THE PROBLEM OF SELECTION PARAMETER VALUES OF WORK GAS TURBINE ENGINE WITH A FREE TURBINE

A. I. Gretskov, V. A. Grigoryev, A. O. Zagrebelniy, V. M. Rad'ko

The paper shows one of directions of the decision tasks of increasing the effectiveness of the gas turbine engine. Accomplishing this task is carried out at the initial design stage. With modern design outstripping positions, in this paper we consider the aerodynamic characteristics of the helicopter in the selection and justification parameter values of the workflow aviation gas turbine engines with free turbine. This method allows the calculation of aerodynamic characteristics to consider a practical speed range, which is necessary for the qualitative determination of the required power for the helicopter flight. Knowledge at each point of the trajectory fuel consumption provides initial designing of gas turbine engines with free turbine, based on the simulation of the operation propulsion as part of a helicopter.

Key words: parameter values choose, a gas turbine engine with a free turbine, working process, aerodynamic characteristics, mathematical model, helicopter.

Грецьков Александр Игоревич – мл. науч. сотр. научно-исследовательской лаборатории, Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия, e-mail: gretzkov@gmail.com.

Григорьев Владимир Алексеевич – д-р техн. наук, проф. каф. теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия, e-mail: grig@ssau.ru.

Загребельный Артем Олегович – магистр, инж. каф. теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия, e-mail: zao_sam156@mail.ru.

Радько Владислав Михайлович – канд. техн. наук, доц. каф. теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия, e-mail: radko@ssau.ru.