УДК 621.438

ОПТИМАЛЬНОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ СВОБОДНОЙ ЭНЕРГИИ ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕЖДУ ВИНТОМ И РЕАКТИВНОЙ СТРУЁЙ ПРИ УЧЁТЕ МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

© 2013 В. А. Григорьев, А. С. Прокаев

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Проведён анализ научных работ по оптимальному распределению тяги воздушного винта и реактивной тяги турбовинтового двигателя. Сделан вывод о необходимости оценки эффективности силовой установки в системе летательного аппарата.

Турбовинтовой двигатель, скорость истечения, распределение энергии, оптимизация, относительная масса, модели массы.

В турбовинтовом двигателе (ТВД) распределение свободной энергии $L_{\text{св}} = L_{\text{внеш}} + \frac{C_{\text{с}}^2 - V^2}{2}$ имеет особое значение, т.к. только в оптимальном случае его тяга, складывающаяся из тяги воздушного винта и реактивной тяги, достигает максимально возможного значения. Термодинамически оптимальное распределение энергии обычно характеризуется оптимальной величиной скорости истечения на срезе сопла C_c , при которой суммарная тяга достигает максимального значения.

Из работы [1] известна оценка такого распределения, соответствующего максимуму тяговой работы, а при $T^*_{\text{г}}$ = const и максимуму полного КПД ТВД

$$x_{\text{opt}} = \left(\frac{C_c}{V_П}\right)_{opt} = \frac{1}{\eta_{\text{в}}\eta_{\text{ред}}}. \qquad (1)$$

Из (1) следует, что чем больше скорость полёта $V_{\text{п}}$ и чем меньше КПД винта $\eta_{\text{в}}$, тем больше должна быть скорость истечения газа $C_{\text{с}}$ и, следовательно, работа реакции и меньше работа, передаваемая на винт. Наоборот, чем меньше скорость полёта и больше $\eta_{\text{в}}$, тем больше надо загрузить винт и тем меньшую долю свободной энергии оставить на работу реакции.

В работе [2] выражение для оптимального распределения свободной энергии было уточнено:

$$\left(\frac{C_c}{V_П}\right)_{opt} = \frac{\varphi_{\text{с}}^2}{\eta_{\text{т}}\eta_{\text{в}}\eta_{\text{ред}}}, \qquad (2)$$

где $\varphi_{\text{с}}$ – коэффициент скорости.

На этой же основе впервые было предложено наряду со скоростью $C_{\text{с}}$ для характеристики распределения свободной энергии рассматривать и величину $\pi_{\text{с}} = \frac{p^*_{\text{т}}}{p_{\text{н}}}$.

Также показано, что изменение относительной площади $\bar{F}_{\text{с}} = F_{\text{с}} / F_{\text{с opt}}$ приводит к изменениям величин $\pi_{\text{с}}$, $C_{\text{с}}$ и удельной эквивалентной мощности $N_{\text{э уд}}$. Учитывая пологость протекания зависимости $N_{\text{э уд}} = f\left(\frac{C_c}{V_П}\right)$ в окрестностях максимума, можно рекомендовать следующий выбор значения скорости истечения C_c:

$$\frac{C_{\text{с}}}{V_{\text{п}}} = \bar{C}_{\text{с}} > \bar{C}_{\text{с opt}}. \qquad (3)$$

Дальнейшее уточнение выражения для оптимального распределения свободной энергии ТВД было предложено в работе [3]:

$$\left(\frac{C_c}{V_П}\right)_{\text{opt}} = \frac{\varphi_c^2}{\eta_{\text{тв}}\eta_{\text{в}}\eta_{\text{ред}}}, \qquad (4)$$

где вместо $\eta_{\text{т}}$ используется КПД той части турбины, которая работает на винт ($\eta_{\text{тв}}$), и в работе [4]:

$$\left(\frac{C_c}{V_П}\right)_{\text{opt}} = \frac{\varphi_c^2}{a'\eta_{\text{в}}\eta_{\text{ред}}\eta_{\text{тв}}}, \qquad (5)$$

где введённая величина $a' = (1-\eta_{\text{тв}})\pi_{\text{тв}}^{\frac{k_{\text{г}}-1}{k_{\text{г}}}} + \eta_{\text{тв}}$ учитывает расхождение изобар $p = p_{\text{т}}^*$ и $p = p_{\text{н}}$ при увеличении энергии, а $\pi_{\text{тв}}$ – ту часть общей степени понижения давления, которая обеспечивает работу, идущую на привод винта.

Из выражения (5), используя рекомендации [3], можно перейти к термодинамически оптимальному значению $\pi_{\text{с opt}}$:

$$\pi_{\text{с opt}} = \left(1/\left(1-\frac{\left(\frac{V_{\text{п}}\varphi_{\text{с}}}{a'\eta_{\text{в}}\eta_{\text{ред}}\eta_{\text{тв}}}\right)^2}{2\frac{k}{k-1}R_{\text{г}}T_{\text{т}}^*}\right)\right)^{\frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}}-1}}. \qquad (6)$$

Эти исходные предпосылки позволяют определить наивыгоднейшее распределению свободной энергии ТВД с учётом влияния изменения массы винта, турбины, редуктора и выходного устройства.

Как известно, в состав силовой установки (СУ) с ТВД входят воздушный винт и редуктор, составляющие почти 50…60% общей массы СУ. Известные в настоящее время математические модели массы СУ с ТВД не позволяют при оптимизационных расчётах учесть тот факт, что масса редуктора и воздушного винта не зависят от параметров рабочего процесса, т.к. масса редуктора в них включена в общую массу двигателя $M_{\text{ТВД}}^*$, а масса винтов учитывается в $M_{\text{су}}$ с помощью коэффициента массы силовой установки $K_{\text{су}}$:

$$M_{\text{СУ}} = K_{\text{СУ}} M_{\text{ТВД}}^* n_{\text{дв}}.$$

Эти модели не учитывают, что масса двигателя (главным образом масса редуктора, турбины и выходного устройства) зависит от распределения свободной энергии, т.е. от величины $\pi_{\text{с}}$.

На рис. 1 показано протекание относительных зависимостей массы воздушного винта $\overline{M}_{\text{вв}}$, массы редуктора $\overline{M}_{\text{ред}}$ и массы выходного устройства $\overline{M}_{\text{с}}$ от изменения величины $\pi_{\text{с}}$ на крейсерском режиме при условии $P_{\text{ТВД}}$=const.

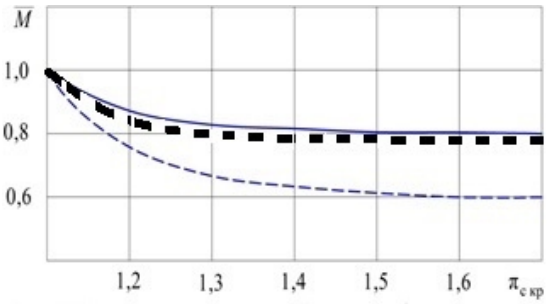


Рис.1. Относительное изменение массы $\overline{M}=M_i/M_{\pi_{\text{с}=1,1}}$ воздушного винта (- - -), редуктора (———) и выходного устройства (- - -)

На рис. 2 показана зависимость условной массы турбины, работающей на винт, от её мощности, зависящей от распределения свободной энергии ТВД, а следовательно от величины $\pi_{\text{с}}$.

На рис. 3 показано относительное изменение массы силовой установки ТВД от расчётной величины $\pi_{\text{к кр}}$. Как следует из рис. 3, рассматриваемые зависимости, полученные по разным моделям массы СУ с ТВД, удовлетворительно согласуются между собой при изменении $\pi_{\text{к кр}}$.

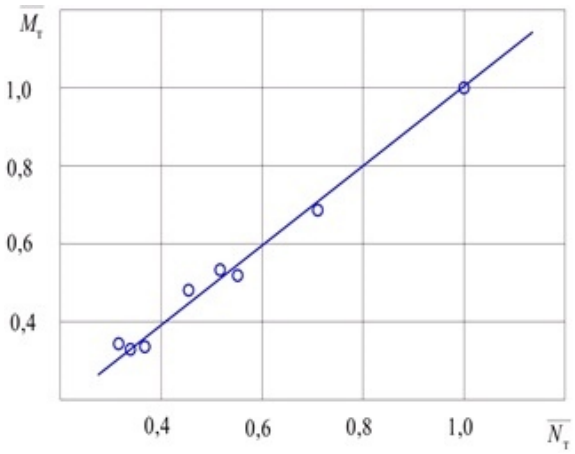


Рис.2. Относительное изменение массы $\overline{M}_т$ *от мощности* $\overline{N}_т$, *работающей на винт*

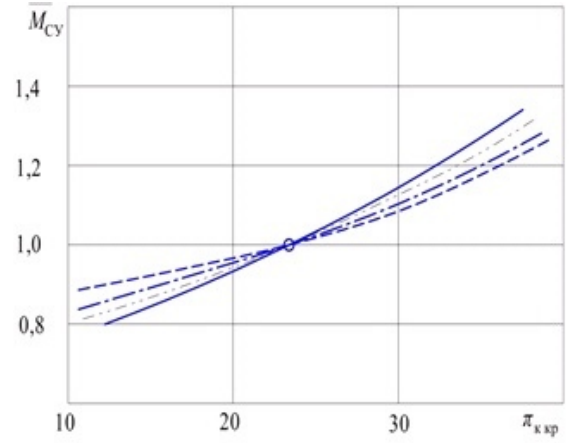


Рис. 3. Влияние $p_{к\,кр}$ *на относительную величину* $\overline{M}_{СУ}$ *для различных моделей массы*

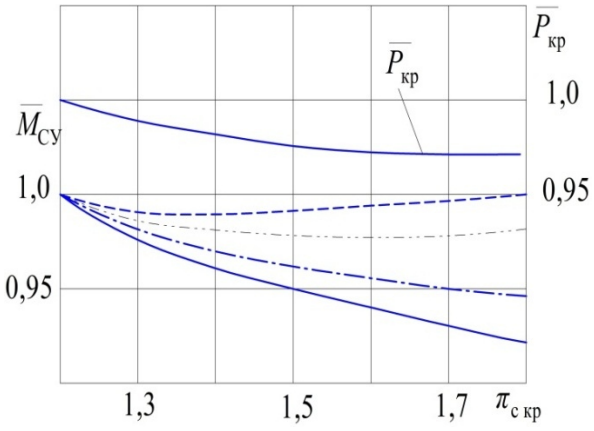


Рис. 4. Влияние π_c *на относительную величину* $\overline{M}_{СУ}$ *для различных моделей массы*

На рис. 4 показано относительное протекание массы силовой установки $\overline{M}_{СУ}$ ТВД при изменении расчётной величины π_c.

Из рис. 4 видно, что зависимости, полученные по моделям, существенно различаются при изменении $\pi_{с\,кр}$. Большие градиенты зависимостей (▬▬ и —·—) объясняются тем, что в них видно влияние величины π_c на массу составных элементов СУ. Для зависимостей (— — и —··—) такая связь косвенно выражается через изменение удельной эквивалентной мощности (или тяги ТВД). Эта связь, как известно из теории ВРД, очень слабая.

Так, например, если π_c изменяется от 1,1 до 1,7, то, как видно на рис.1, масса винта и редуктора изменится на 20…25 %, а масса силовой установки в целом изменится на 5…8%. Такое изменение $\pi_{с\,кр}$ приводит только к 2…3 % изменения эквивалентной удельной тяги (сплошная линия на рис. 4), а следовательно и расхода воздуха, являющегося определяющей величиной в моделях, характеризуемых зависимостями (— — и —··—).

На рис. 5 показано относительное изменение массы СУ ($\overline{M}_{СУ}$), массы топлива на полёт $\overline{M}_m$, а также влияние этих изменений на образование минимума суммарной массы силовой установки и топлива от параметров рабочего процесса ($\pi_{к\,кр}$, $\pi_{с\,кр}$).

Критерий $М_{су+m}$ позволяет оценить эффективность распределения свободной энергии не с термодинамических позиций, а с позиции системного подхода, т.е. оценить эффективность СУ в системе ЛА. Противоположное влияние изменений $\pi_к$ и π_c на $\overline{M}_{СУ}$ и $\overline{M}_m$ приводит к образованию аналогичных экстремумов и для других критериев оценки эффективности ЛА.

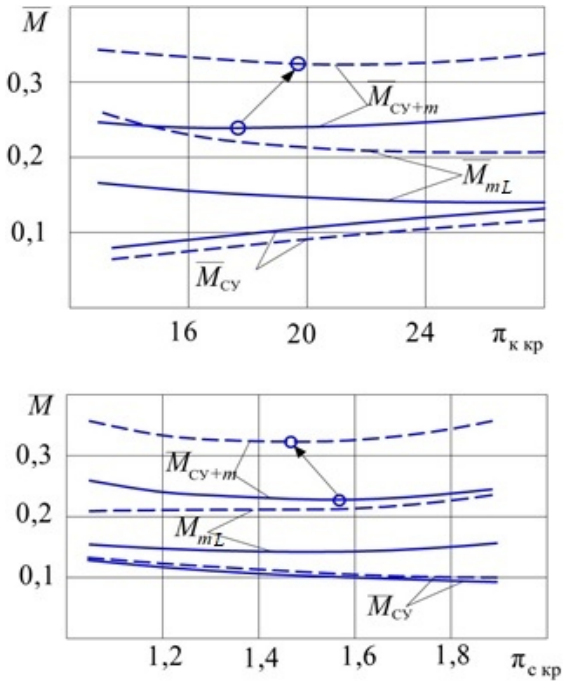


Рис.5. Влияние изменений массы $\overline{M}_{\text{СУ}}$ *и топлива на полет* $\overline{M}_{mL}$ *для* $M_{\text{п}}$*=0,75,* $\overline{M}$ $=M_i/M_0$*, для разной продолжительности полета* ——— $t_{\text{п}}$ =3,5 ч; -------- $t_{\text{п}}$ =7 ч

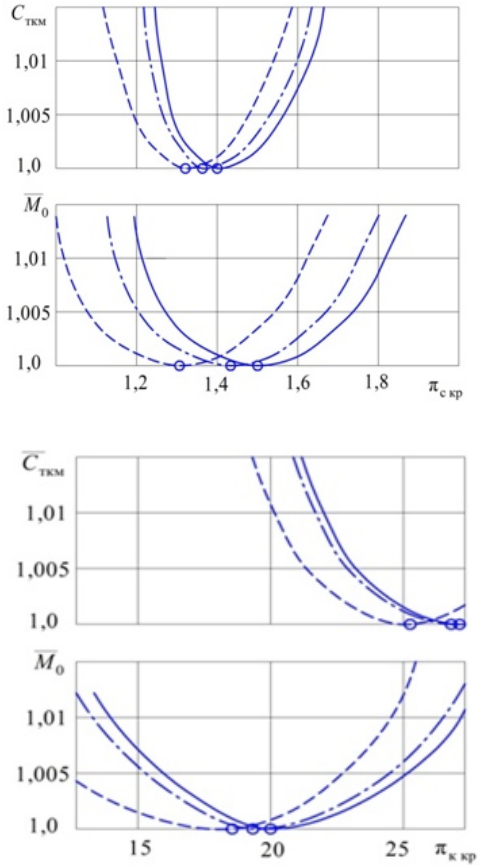


Рис. 6. Влияние различных моделей массы СУ с ТВД на области рациональных значений $\pi_{к\,кр}$ *и* $\pi_{с\,кр}$ *при* $T^{*}_{\text{г кр}}$=1400 К, $H_{\text{п}}$=11 км, $M_{\text{п}}$=0,75, $t_{\text{п}}$ = 4 ч *и критериях оценки эффективности ЛА – взлетной массы* M_0 *и полетного расхода топлива ЛА –* $C_{т\,км}$.

На рис.6 приведено сравнение зависимостей целевых функций оценки самолёта с ТВД при их оценке с рассматриваемыми моделями массы СУ. Видно, что при традиционном подходе к расчёту массы, когда коэффициентом возрастания массы СУ ($K_{\text{СУ}}$) учитывается и масса винтов и самолётных агрегатов, оптимальные значения $\pi_{\text{к}}$ занижаются на 8…10% и на 6…10% – значения $\pi_{\text{с}}$.

Рациональное отражение связей параметров, влияющих на свободную энергию ТВД и на её распределение между винтом и соплом, с массами узлов ТВД позволят сделать этот процесс более адекватным реальной практике проектирования таких двигателей.

Библиографический список

1. Теория реактивных двигателей [Текст] / под ред. акад. Б.С. Стечкина. – М.: Оборонгиз, 1958. – 534 с.

2. Маслов, В.Г. Выбор параметров и термодинамический расчет авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / В.Г. Маслов. – Куйбышев: КуАИ, 1970. – 195 с.

3. Григорьев, В.А. Универсальная учебная установка с малоразмерными ГТД [Текст] / В.А. Григорьев // Тр. КуАИ. Вып. 57. – Куйбышев, 1972. – С. 87-93.

4. Теория воздушно-реактивных двигателей [Текст] / под ред. д-ра техн. наук С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1975. – 568 с.

OPTIMAL DISTRIBUTION OF TURBOPROP ENGINE FREE ENERGY BETWEEN THE SCREW AND THE JET WITH MASS CHARACTERISTICS TAKEN INTO ACCOUNT

© 2013 V. A. Grigoriev, A. S. Prokaev

Samara State Aerospace University

The paper presents an analysis of research in optimal distribution of the airscrew thrust and the jet thrust of the turboprop engine. A conclusion is made as to the necessity of evaluating the efficiency of the power plant being a part of the aircraft.

Turboprop engine, exhaust velocity, energy distribution, optimization, relative mass. mass models.

Информация об авторах

Григорьев Владимир Алексеевич, доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: va_grig@ssau.ru. Область научных интересов: испытание авиационных двигателей, начальное проектирование газотурбинных двигателей.

Прокаев Алексей Сергеевич, аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: prok.alexey@mail.ru. Область научных интересов: испытание авиационных двигателей, начальное проектирование газотурбинных двигателей.

Grigoriev Vladimir Alekseevich, Doctor of Sciences (Engineering), Professor of the Aircraft Engine Theory Department, Samara State Aerospace University. E-mail: va_grig@ssau.ru. Area of research: aircraft engine tests, definition engineering of gas turbine engines.

Prokaev Aleksey Sergeevich, postgraduate student of the Aircraft Engine Theory Department, Samara State Aerospace University. E-mail: prok.alexey@mail.ru. Area of research: aircraft engine tests, definition engineering of gas turbine engines.