

УДК 629.7.01

СОГЛАСОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА И ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЭТАПЕ НАЧАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

© 2013 В.А. Григорьев, А.О. Загребельный, Н.С. Кистенев, А.С. Прокаев

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

Поступила в редакцию 02.12.2013

В данной работе рассмотрен процесс оценки аэродинамических характеристик легких и региональных самолетов применительно к задаче согласования их характеристик с выходными данными ТВД. Ключевые слова: начальное проектирование, согласование, математическая модель, ТВД, самолет.

Системный подход к созданию нового двигателя определяет необходимость согласования его основных выходных данных (тяги, мощности, уд. расхода топлива, массы двигателя, габаритов и т.п.) с параметрами самолета, для которого он предназначен. Если самолет известен, то согласование с ним характеристик создаваемого двигателя не представляет собой сложности [1, 2, 3]. Другое дело, когда двигатель создается в процессе формирования научно-технического задела и когда его предназначение есть предмет прогноза разработчиков двигателя. В этом случае процесс согласования ГТД и ЛА носит прогнозный характер, т.к. неизвестны характеристики летательного аппарата. В этом случае можно опираться на ряд показателей предполагаемого самолета такие, например как дальность, скорость и высота полета, величина перевозимой нагрузки, которые достаточно полно характеризуют характер предполагаемой эксплуатации, и ряд относительных величин – суммарной массы планера и оборудования, масса топливной системы, которые могут определять конструктивно-массовое совершенство ЛА.

Начальное проектирование авиационного ГТД, имеющее целью формирование концепции будущего двигателя, включает в себя, в том числе, определение типа и схемы двигателя, выбор рациональных значений параметров рабочего процесса и определение основных выходных данных тяги (P) или мощности (N_3 или N_6).

В этой связи важно располагать такими математическими моделями ГТД, которые позволяли бы наряду с термогазодинамическими расче-

тами, определяющими тягу (или мощность), удельный расход топлива (эквивалентный удельный расход топлива), иметь математические модели двигателя, работающего на нерасчетных режимах, модели массы двигателя и суммарной массы силовой установки и топлива, потребного на полет. Важно отметить, что перечисленные модели должны выражать связь параметров рабочего процесса и выходных данных двигателя. Так как, в процессе выполнения ЛА полета по предполагаемой траектории изменяются параметры атмосферы ($H_{\text{н}} = \text{var}$, $M = \text{var}$) и масса летательного аппарата, что влечет за собой, с одной стороны – изменение аэродинамических характеристик ЛА, а с другой стороны – изменение аэродинамических характеристик ЛА.

Очевидно, что на начальном этапе проектирования авиационного ГТД, когда отсутствуют детальные параметры летательного аппарата, определение его аэродинамических показателей может быть только приближенным и носит поэтапный предварительный характер.

В данной работе рассмотрен процесс оценки аэродинамических характеристик легких самолетов и региональных самолетов применительно к задаче согласования их характеристик с выходными данными ТВД.

Отправной точкой такого согласования является равенство потребной для полета самолета мощности и располагаемой эквивалентной мощности, вырабатываемой силовой установкой на всех режимах полета при условии выполнения самолетом задач, предусмотренных его функциональным назначением. К факторам, влияющим на величину потребной мощности, можно отнести как параметры самолета (взлетная масса, полетная масса, характеристики несущей системы и т.п.), так и параметры рабочего процесса двигателя (степень повышения давления в компрессоре π_k , температура газа перед турбиной $T_{\text{Г}}^*$), влияющие в конечном итоге на баланс масс летательного аппарата.

Григорьев Владимир Алексеевич, доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов. E-mail: va_grig@ssau.ru
Загребельный Артем Олегович, магистр. E-mail: zao_sam156@mail.ru
Кистенев Никита Сергеевич, магистр. E-mail: kistenev.n.s@gmail.com
Прокаев Алексей Сергеевич, инженер. E-mail: prok.alexey@mail.ru

Рассчитать требуемую мощность для полета планера можно методом мощностей [4]. Метод мощностей представляет собой графоаналитический метод решений уравнений движения самолета для определения их летных характеристик.

Для горизонтального полета требуемая мощность будет выглядеть так:

$$N_n = \frac{MgV_0}{102K},$$

где N_n – требуемая мощность горизонтального полета;

- M – текущее значение массы самолета;
- V_0 – скорость горизонтального полета;
- K – аэродинамическое качество самолета.

$$V_0 = \sqrt{\frac{2M}{\rho_0 S C_{ya}}},$$

при переходе к высотам, не равным нулю, используют формулы

$V = V_0 / \sqrt{\Delta}$, где V – скорость на заданной высоте,

$\Delta = \rho_n / \rho_0$ – относительная плотность воздуха,

$$K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}},$$

где C_{ya} и C_{xa} – коэффициенты аэродинамической подъемной силы самолета и индуктивного сопротивления.

Аэродинамические характеристики планера задаются в виде наиболее широко используемых зависимостей (рис. 1):

$$C_{ya} = f(\alpha, M_n); C_{xa} = f(c_{ya}, M_n).$$

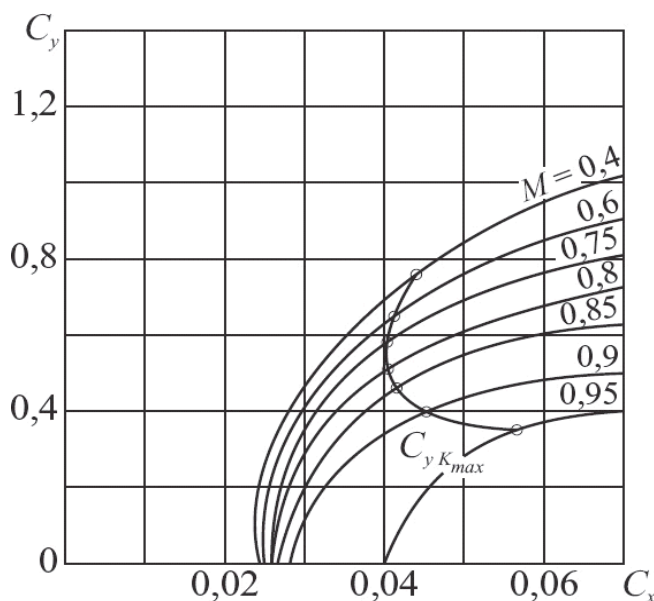
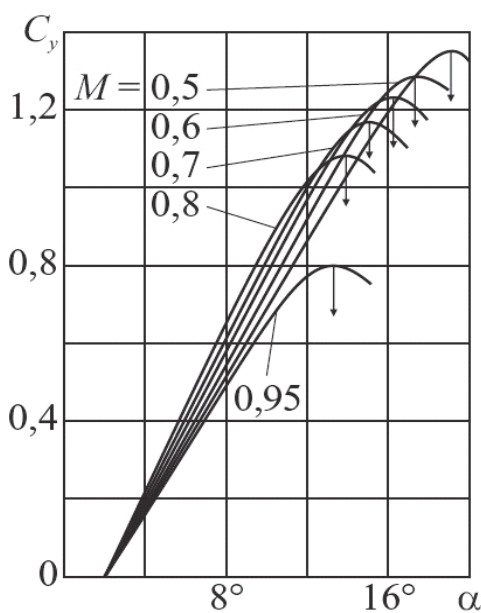


Рис. 1. Аэродинамические характеристики ЛА [4]
 $C_{ya} = f(\alpha, M_n); C_{xa} = f(c_{ya}, M_n).$

Значение числа Маха полета определяется величиной скорости полета и скорости звука в атмосфере. Для определения скорости звука, температуры и давления окружающей среды используется таблица стандартной атмосферы, которая описывает зависимость данных параметров от высоты полета.

Полет ЛА описывается уравнениями движения центра масс, траекторного движения и изменения массы в результате выработки топлива. Используемая при этом математическая модель ЛА, также используемая при согласовании характеристик, включает в себя уравнение существования самолета, аэродинамические и массовые характеристики планера [5, 6, 7].

В математической модели летательного аппарата рассчитываются подъемная сила и сила внешнего сопротивления планера в зависимости от аэродинамических характеристик и условий полета:

$$Y_a = c_{ya} \frac{k}{2} p_n M_n^2 S_{кр};$$

$$X_a = c_{xa} \frac{k}{2} p_n M_n^2 S_{кр}.$$

Система уравнений движения центра масс ЛА относительно сферической вращающейся земли в проекциях на оси траекторной системы координат без учета влияния ветра имеют вид [4]:

$$M_{ЛА} \dot{V}_n = P_{эф.сy} \cos(\alpha + \varphi_p) \cos \beta -$$

$$X_a - M_{ЛА} g \sin \Theta;$$

$$\begin{aligned}
 M_{\text{ЛА}} V_{\text{п}} \dot{\Theta} &= P_{\text{эф.СУ}} (\sin(\alpha + \varphi_{\text{р}}) \cos \gamma_{\text{а}} + \\
 &\cos(\alpha + \varphi_{\text{р}})) \sin \beta \sin \gamma_{\text{а}} + Y_{\text{а}} \cos \gamma_{\text{а}} - \\
 &- z_{\text{а}} \sin \gamma_{\text{а}} - M_{\text{СУ}} g \cos \Theta + \\
 2M_{\text{СУ}} \overline{\omega_3} V_{\text{п}} \cos \varphi \sin \psi + M_{\text{СУ}} \overline{\omega_3} V_{\text{п}}^2 \frac{\cos \Theta}{R_3 + H}; \\
 -M_{\text{ЛА}} V_{\text{п}} \cos \Theta \dot{\Psi} &= P_{\text{эф.СУ}} (\sin(\alpha + \varphi_{\text{р}}) \sin \gamma_{\text{а}} \\
 &- \cos(\alpha + \varphi_{\text{р}}) \sin \beta \cos \gamma_{\text{а}}) + \\
 + Y_{\text{а}} \sin \gamma_{\text{а}} - M_{\text{ЛА}} g \overline{\omega_3} V_{\text{п}} (\sin(\alpha + \varphi_{\text{р}}) \sin \gamma_{\text{а}} - \\
 &\cos(\alpha + \varphi_{\text{р}}) \sin \beta \cos \gamma_{\text{а}}) - \\
 - M_{\text{ЛА}} V_{\text{п}}^2 \cos^2 \Theta \sin \Psi \frac{\text{tg } \Theta}{R_3 + H},
 \end{aligned}$$

где α – угол атаки, β – угол скольжения, φ – угол в меридиональной плоскости вокруг оси, лежащей в плоскости экватора, γ – угол крена, Θ – угол тангажа, Ψ – угол рыскания.

В связи с тем, что скорости самолетов с ТВД относительно невелики, то при расчете траектории полета, кориолисову силу и центробежную силу, связанные с кривизной поверхности Земли, обычно не учитывают.

Для полета без крена и скольжения можно принять:

$$\gamma_{\text{а}} = 0; \beta = 0; z_{\text{а}} = 0.$$

С учетом принятых допущений система уравнений движения ЛА с ТВД принимает вид:

$$102 N_{\text{п}} \cos(\alpha + \varphi_{\text{р}}) / V = X_{\text{а}} + M_{\text{ЛА}} g \sin \Theta,$$

$$102 N_{\text{п}} \sin(\alpha + \varphi_{\text{р}}) / V = -Y_{\text{а}} + M_{\text{ЛА}} g \cos \Theta.$$

Полученная система уравнений включает параметры планера (внешнее сопротивление, подъемная сила, угол атаки) и силовой установки ЛА (потребная мощность для полета, расход топлива). Расчет этих параметров целесообразно выделить в отдельные подмодели.

Однако нужно помнить, что при расчетах взлетно-посадочных характеристик самолета имеются определенные особенности. На крейсерских участках полета определение располагаемой мощности СУ не представляет особого труда. На участке взлета, где (при $V=0$) КПД винта равен нулю, тягу винта при начальном проектировании можно определить с помощью задаваемого коэффициента ($N_{\text{в}} / P_{\text{в}}$) $\approx 60 \dots 100$ кВт/кН.

Получаемое аэродинамическое качество самолета позволяет рассчитать потребную мощность для полета летательного аппарата, что и будет являться ранее неизвестными начальными условиями проектирования ГТД в системе самолета. Приравнивая необходимые и располагаемые мощности самолета и двигателей, можно получить режимы работы двигателей и тем самым рассчитать расход топлива по участкам траектории, что очень важно для баланса масс летательного аппарата, который в свою очередь определяет многие показатели как планера самолета, так и его силовой установки.

Для математической модели ТВД исходными данными являются внешние условия, параметры рабочего процесса, КПД узлов и коэффициенты потерь. Проектный расчет в подсистеме выполняется по классической методике в последовательности, совпадающей с последовательностью течения рабочего тела в проточной части [8]. В результате расчета определяются удельные параметры двигателя, удельная работа узлов, расход воздуха через двигатель, давление и температура рабочего тела в характерных сечениях проточной части и соответствующие значения площадей этих сечений на расчетном режиме работы двигателя. Эти данные являются исходными для проектирования проточной части и узлов двигателя, а также расчета дроссельных и высотно-скоростных характеристик двигателя.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Маслов В.Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1981. 123 с.
2. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД / В.Г. Маслов, В.С. Кузьмичев, А.И. Коварцев, В.А. Григорьев. Самара, СГАУ, 1996. 147 с.
3. Выбор параметров и термодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей / В.А. Григорьев и др. Самара: СГАУ, 2009. 202 с.
4. Аэромеханика самолета: Динамика полета: Учебник для авиационных вузов / А.Ф. Бочкарев, В.В. Андреевский, В.М. Белоконов и др. [под ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского]. 2-е изд. перераб. и доп. М.: Машиностроение 1985. 360 с., ил.
5. Югов О.К., Селиванов О.Д. Основы интеграции самолета и двигателя [под общ. ред. О.К. Югова]. М.: Машиностроение, 1989. 304 с.
6. Проектирование самолетов. Учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. [под ред. С.М. Егера]. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
7. Арепьев А.Н. Проектирование легких пассажирских

самолетов. М.: Изд-во МАИ, 2006. 640 с.: ил.
8. *Григорьев В.А.* Проектный термогазодинамический

расчет авиационных ГТД гражданского назначения.
Самара: ИПО СГАУ, 2001. 170 с.

DOVETAILING BETWEEN AIRCRAFT AND TURBOPROP ENGINES AT THE INITIAL STAGE DESIGN

© 2013 V.A. Grigoriev, A.O. Zagrebelniy, N.S. Kistenev, A.S. Prokaev

Samara State Aerospace University named after Academician S.P. Korolyov
(National Research University)

In this paper we consider the process of evaluating the aerodynamic characteristics of the lung and regional aircraft in relation to the problem of coordination of their with the output characteristics turboprop engine.

Keywords: start design, coordination, mathematical model, turboprop engine, aircraft.

*Vladimir Grigoriev, Doctor of Technical Sciences, Professor
at the Aircraft Engines Theory Department.*

E-mail: va_grig@ssau.ru

Artem Zagrebelniy, Masters Degree. E-mail: zao_sam156@mail.ru

Nikita Kistenev, Masters Degree.

E-mail: kistenev.n.s@gmail.com

Alexey Prokaev, Engineer. E-mail: prok.alexey@mail.ru