

ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ЭФФЕКТИВНОЙ УДЕЛЬНОЙ МАССЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В КАЧЕСТВЕ КРИТЕРИЯ ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТРДД

Пономарев В.А.

Рыбинская государственная авиационная технологическая академия,
г. Рыбинск

В настоящее время задачи выбора проектных параметров авиационных ГТД во всех случаях решаются численными методами на ЭВМ. Так как авиационный ГТД является подсистемой летательного аппарата (ЛА), то в качестве критериев оптимизации проектных параметров ГТД используются показатели эффективности системы - ЛА. В случае выбора проектных параметров турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) для дозвукового пассажирского самолета (ДПС) возможны различные подходы к реализации получаемого эффекта в балансе масс самолета, которые обычно формулируются как задачи. Классификация задач о выборе параметров и характеристик ДПС примем по работе [1]. Решение прямой задачи заключается в расчете летных данных (например, дальности полета) самолета с заданной взлетной массой и другими проектными параметрами. Обратная задача предполагает завязку самолета (или при заданных проектных параметрах определение его взлетной массы), обеспечивающего получение потребной дальности. Для завязки однорежимного самолета, к которым относится ДПС, задачи считаются равноправными [1].

В работе [2] предложен в качестве критерия выбора проектных параметров авиационных ГТД эффективный удельный вес γ_e . В работе [3] этот критерий усовершенствован и назван эффективная удельная масса μ_e . В [4] обозначение вновь меняется на γ_e с сохранением наименования. Расчет μ_e ведется по выражению

$$\mu_e = \frac{M_{cy+T}}{R_{кр}}, \quad (1)$$

где M_{cy+T} - суммарная масса силовой установки и топлива,
 $R_{кр}$ - крейсерская тяга силовой установки.

В работах [3, 4], где решается прямая задача, эти критерии считаются идентичными.

Проверка этого утверждения при расчете как прямой, так и обратной задачи с помощью разработанного метода и созданного на его основе пакета прикладных программ дала иной результат. Вычисляемая (как в [3.4]) по выражению (1) величина μ_e имеет экстремум с координатами, отличными от экстремума по $M_{\text{су+т}}$. Покажем это на примере построенных параметрических характеристик семейства ТРДД (семейства в том смысле, в котором оно понимается в [3]) для обратной задачи, экстремумы различных показателей эффективности которого показаны на рис. 1.

Минимальному значению суммарной массы и топлива соответствуют значения $\pi_{k_E}^* = 21$ и $m = 5,5$ (при $T_4' = \text{const}$ аналогично примерам из [3]), а экстремум по μ_e имеет координаты $\pi_{k_E}^* = 22$ и $m = 7,5$. Были проведены расчеты в нескольких точках, соединяющих эти экстремумы. Результаты этого расчета приведены в таблице.

Таблица

№ п/п	1	2	3	4	5
$\pi_{k_{\Sigma\text{-кр}}}^*$	21,0	21,25	21,50	21,75	22,0
$m_{\text{кр}}$	5,5	6,0	6,5	7,0	7,5
m_0 , кг	270474	270781	271629	272823	274290
$M_{\text{су+т}}$, кгс	129491	129721	130356	131250	132347
$R_{\text{кр}}$, кгс	14016	14101	14207	14326	14457
$R_{\text{кр}^{\text{эф}}}$, кгс	12909	12945	13000	13066	13127
$K_{\text{кр}}$	15,105	15,058	15,014	14,973	14,934
μ_e , кг/кгс. Расчет по (1)	9,2387	9,1993	9,1755	9,1614	9,1547
μ_e , кг/кгс. Расчет по (2)	10,0312	10,021	10,028	10,045	10,082
$C_{\text{уд}}$, кг/кгс ч	0,666	0,661	0,656	0,652	0,649
\bar{m}_t	0,399	0,397	0,395	0,393	0,392
$\bar{m}_{\text{су}}$	0,083	0,086	0,089	0,091	0,094
$\bar{m}_{\text{су+т}}$	0,482	0,483	0,484	0,485	0,486
\bar{m}_{k_H}	0,1327	0,1325	0,1321	0,1315	0,1308

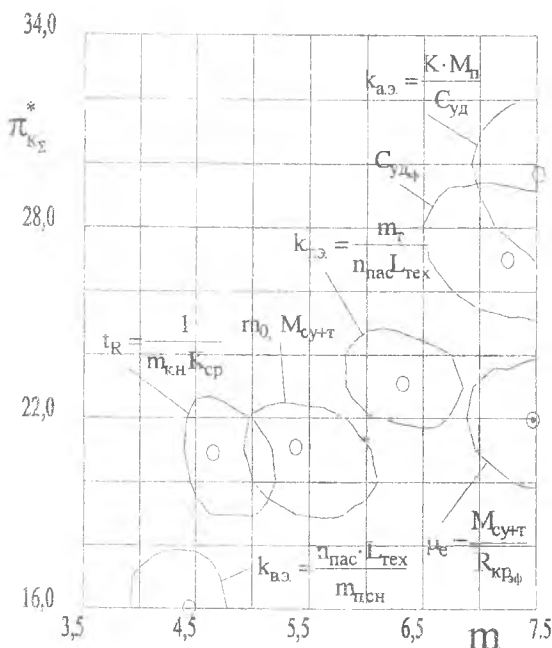


Рис.1. Расположение экстремумов семи групп показателей эффективности для дальнего магистрального самолета 70-х годов XX века.

$T_{гв}^* = 1375K$, * - расчетные точки из таблицы,

О - положения экстремумов, — $\Delta Y = 0,1\%$, где:

$k_{аэ}$ - крейсерский параметр,

$k_{тэ}^*$ - критерий топливной эффективности,

t_R - критерий Рове,

$k_{вэ}$ - критерий весовой эффективности,

K - аэродинамическое качество,

M_n - число Маха в крейсерском полете,

$C_{уд}$ - удельный расход топлива на крейсерском режиме,

$C_{удф}$ - эффективный удельный расход топлива на крейсерском режиме,

m_τ - масса заправляемого топлива на расчетную дальность полета,

- $n_{\text{пас}}$ - число пассажирских мест,
 $L_{\text{тех}}$ - дальность полета техническая,
 m_0 - максимальная взлетная масса самолета
 $m_{\text{кн}}$ - максимальная масса коммерческой нагрузки,
 $K_{\text{ср}}$ - среднее за полет аэродинамическое качество,
 $m_{\text{псн}}$ - максимальная масса полностью снаряженного самолета.

Показатель $M_{\text{сy+т}}$ медленно возрастает от своего минимального значения к точке экстремума по μ_e . Этот рост $M_{\text{сy+т}}$ связан с тем, что из-за уменьшения удельного расхода топлива снижается величина относительной массы топлива \bar{m}_t и одновременно растет относительная масса силовой установки $\bar{m}_{\text{сy}}$ соответственно изменению проектных параметров. В итоге сумма $\bar{m}_{\text{сy}} + \bar{m}_t$ возрастает только на 0,767%. Из-за роста взлетной массы на 1,41% общее увеличение $M_{\text{сy+т}}$ составляет 2,205%. Увеличение доли сопротивления силовой установки с ростом $\pi_{\text{кст}}$ и m приводит к уменьшению аэродинамического качества $K_{\text{кр}}$ на 1,146%. Соответственно возрастает $R_{\text{кр}}$ на 3,142% и более быстрыми темпами, чем $M_{\text{сy+т}}$. Так как $R_{\text{кр}}$ - знаменатель выражения (11) - растет быстрее, чем его числитель - $M_{\text{сy+т}}$, то показатель μ_e уменьшается на 0,91%. Из-за пологости зависимостей показателей от проектных параметров ТРДД такие малые отклонения от их минимальных значений приводят к удалению положения экстремумов друг от друга на величину порядка 30% по m (5,5 и 7,5). Такое отличие не позволяет считать показатели $M_{\text{сy+т}}$ и μ_e идентичными, как это видно из рис. 1.

Аналогичная проверка для прямой задачи, когда взлетная масса самолета постоянная, привела к отличию в положении экстремумов показателей $M_{\text{сy+т}}$ и μ_e по m в 15%.

После рассмотрения приведенных в [3, 4] выражений для показателя μ_e пришлось сделать вывод, что идентичность показателей $M_{\text{сy+т}}$ и μ_e может быть обеспечена только при решении прямой задачи с соблюдением условия постоянства аэродинамического качества планера (как

это принято в [3, 4]) и при изменении выражения (1). Новая формула для определения эффективной удельной массы имеет вид

$$\mu_e = \frac{M_{св+т}}{R_{крэф}}, \quad (2)$$

где $R_{крэф}$ - эффективная тяга силовой установки.

В этом случае величина $R_{крэф}$ будет постоянной для данного самолета ($R_{крэф} = m_{полет} / K_{пл}$), а $M_{св+т}$ меняется при варьировании проектных параметров ТРДД. В этом случае $M_{св+т}$ и μ_e станут идентичными. В справедливости применения предлагаемого для определения μ_e выражения убеждает и авторское название показателя μ_e - «эффективная» и неявный переход от $R_{крэф}$ к $R_{кр}$ в выражениях для показателя μ_e в работах [3, 4].

Список литературы

1. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолета и двигателя. 2-е издание, М.:Машиностроение,1980.-200с.
2. Маслов В.Г. О выборе параметров авиационного ГТД, обеспечивающих оптимальное сочетание удельного веса и удельного расхода топлива//В сб. Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей. Труды. Вып. 67, КуАИ, 1974. С. 3-15.
3. Маслов В.Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД.-М.:Машиностроение,1981.-123с.
4. Маслов В.Г., Кузьмичев В.С., Коварцев А.Н., Григорьев В.А. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД: Учеб. пособие/ Под ред. В.Г. Маслова. - Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 1996 147с.