

## УСТОЙЧИВОСТЬ ОПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ МНОГОЦЕЛЕВОГО ВЕРТОЛЕТА

© 2002 В. А. Григорьев

Самарский государственный аэрокосмический университет

Материалы данной работы связаны с оптимизацией и выбором значений параметров рабочего процесса малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) для вертолетов. Характерная для начального проектирования существенная неопределенность исходных данных в конечном итоге может сказаться на эффективности МГТД, изменить сроки доводки изделия. Поэтому в работе рассматриваются методы нахождения значений параметров рабочего процесса, устойчивых к влиянию неопределенности исходных данных. В качестве примера приведены результаты расчетных исследований образования устойчивой области компромиссных проектных решений для вертолетных МГТД.

Формирующаяся в настоящее время новая методология создания авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) особое внимание уделяет созданию научно-технического задела. Это предполагает в том числе разработку таких методов и средств, которые смогли бы обеспечить повышение эффективности ГТД на всех стадиях жизненного цикла. Для вертолетных ГТД, которые относятся в абсолютном большинстве к категории малоразмерных [1], характерно, с одной стороны, разнообразие типов конструктивных решений (вывод вала вперед, вывод вала назад, осевые и центробежные компрессоры, разнообразные типы камер сгорания, турбины осевые и радиально-осевые, двигатели с редуктором и без него и т.п.), а с другой стороны, – ограничение возможностей повышения эффективности за счет совершенствования рабочего процесса, так как повышение значений параметров  $\pi_k$  и  $T_r^*$  затрудняет проблема КПД узлов из-за «уменьшения» элементов проточной части. Учет этих принципиальных особенностей имеет особое значение при начальном проектировании, которое обычно относят к «внешнему» проектированию.

Основной задачей начального проектирования авиационного ГТД является оптимальное согласование основных параметров летательного аппарата (ЛА) и силовой установки (СУ). На этом этапе рассматривают большое количество вариантов проектных

решений и выявляют область оптимальных сочетаний параметров, обеспечивающих такое согласование. При этом возможна реализация двух проектных стратегий:

- двигатель проектируется, т. е. определяется его техническая концепция и основные (обликовые) параметры под выполнение требований технического задания (ТЗ), которое формируется разработчиками ЛА;
- двигатель проектируется для предполагаемого ЛА (его прототипа и т.п.), техническое предложение фактически является ТЗ для дальнейшей разработки.

Принимая во внимание специфику разработки ГТД, которая заключается в том, что срок его создания больше срока создания соответствующего ЛА на 3...5 лет, следует признать последнюю стратегию наиболее реалистичной. Такой подход полностью укладывается в рамки предлагаемого в настоящее время организационно-методического порядка, существенно корректирующего традиционную методологию создания авиационных двигателей [2].

Задачам начального проектирования малоразмерных вертолетных ГТД, как впрочем и других двигателей, присуща многокритериальность и неполная определенность исходной проектной информации. Как показывают исследования, влияние неопределенности здесь проявляется в большей степени, чем у полноразмерных ГТД. При этом каждый локальный критерий можно представить в качестве вектора, компонентами которого

являются исходные проектные данные неоднозначной величины. К ним относятся: КПД лопаточных машин, коэффициенты потерь проточной части, атмосферные условия на входе, а также целый ряд других величин, характеризующих ЛА и СУ. При начальном проектировании точные значения этих исходных данных обычно неизвестны, однако известны или могут быть спрогнозированы диапазоны их изменения. Этот вид неопределенности, а также предпосылки и допущения, на которых основаны расчетные методики проектных процедур, приводят к тому, что результаты оптимизации соответствуют лишь некоторым условным оптимумам рассматриваемых критериев оценки.

Как показано в работе [3], решением данной задачи векторной оптимизации является нахождение области компромиссных решений, точнее, той ее части, которая устойчива к неопределенности исходной информации:

$$X_{\cap} = \bigcap_{i=1}^n \bigcap_{k=1}^q X_{ik},$$

где  $n$  – число критериев эффективности;

$q$  – число вариантов исходных данных неопределенной величины;

$X_{ik} = \{X | Y_i(X_{opt}, \epsilon_k, p) \leq Y_i(X, \epsilon_k, p) \leq (1 + \Delta Y) Y_i(X_{opt}, \epsilon_k, p)\}$  – базовое подмножество оптимальных параметров ГТД при выбранной величине отклонения от экстремального значения критерия  $\Delta Y$ ;

$Y_i = \{M_0, C_{ТКМ}, a, \dots\}$  – множество критериев эффективности ( $M_0$  – взлетная масса ЛА;  $C_{ТКМ}$  – полетные затраты топлива ЛА на 1000 км;  $a$  – себестоимость перевозок и т. п.);

$X = \{\pi_k, T_{\Gamma}^*, \dots\}$  – вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса МГТД ( $\pi_k$  – степень повышения давления в компрессоре,  $T_{\Gamma}^*$  – температура газа перед турбиной);

$\epsilon_k$  – исходные данные неопределенной величины;

$p$  – исходные данные определенной величины.

Обычно процесс начального проектирования МГТД базируется на системе слож-

ных взаимосвязанных математических моделей. Алгоритмический ее характер не позволяет получить аналитические решения, непосредственно связывающие оптимизируемые параметры, внешние и внутренние исходные данные и целевые функции. С другой стороны, большая трудоемкость расчетов в этой системе практически не позволяет использовать ее для нахождения указанных выше подмножеств. Еще более осложняется такая задача при нахождении устойчивой области компромиссов, так как только для непосредственного перебора сочетаний исходных данных требуется найти  $2^{20} \dots 2^{30}$  вариантов координат оптимумов (не считая координат изолиний).

Поэтому для эффективного нахождения устойчивых к влиянию проектной неопределенности вариантов компромиссных решений используют специальные аналитические решения<sup>1</sup> основывающиеся на условии эквивалентности влияний расчетной дальности (времени  $t_{\Pi}$ ) полета, критериев оценки ЛА и факторов неоднозначной величины на оптимальные величины параметров рабочего процесса МГТД. Логический анализ позволяет с помощью полученных выражений для эквивалентного времени  $t_{\text{ЭКВ}}$  найти сочетания возможных изменений исходных данных неоднозначной величины, которые приводят к максимально и минимально возможным значениям оптимальных по рассматриваемым критериям параметров. В этом случае гарантируемые границы искомой зоны компромиссных решений в условиях неопределенности находятся при минимальном числе вариантов расчета изолиний критериев.

Вторым способом определения наиболее неблагоприятных вариантов исходных данных является применение математической модели эффективной удельной массы ГТД в системе вертолета [4]:

$$\gamma_{eN} = K_{cy} \cdot \gamma_e + \tau C_e,$$

где  $\bar{G}_{мон} = G_{m\ cp} / G_{m\ kp}$  – коэффициент среднечасового расхода топлива;

$G_{m\ cp}$  – среднечасовой расход топлива, кг/ч;

<sup>1</sup> Предложен В. Г. Масловым.

$\tau = G_{мон} \times \bar{M}_{мс} \times t_n$  – коэффициент продолжительности полета;

$G_{ткр}$  – крейсерский расход топлива;

$t_n$  – расчетная продолжительность полета, ч;

$\bar{M}_{мс}$  – коэффициент массы топливной системы;

$K_{сy}$  – коэффициент массы СУ;

$C_e$  – удельный расход топлива, кг/кВт·ч;

$\gamma_e$  – удельная масса ГТД, кг/кВт.

Из этого выражения можно выявить основные закономерности изменения оптимальных параметров и проанализировать влияние, оказываемое на них исходными данными неоднозначной величины.

Так, например, было получено, что под влиянием неопределенности исходных данных в типичном диапазоне их вариации величины  $\pi_{кopt}$  могут изменяться в 1,2...1,7 раза.

Третий вариант основывается на представлении целевых функций в виде зависимостей от массы двигателя ( $M_{дв}$ ) и запаса топлива ( $G_{мЛА}$ ). Последние, в свою очередь, заменяются регрессионными моделями, зависящими от  $T_{г}^*$  и  $\pi_{к}$ . Продифференцировав

выражения целевых функций по любому оптимизируемому параметру, получим формулы, удобные для выявления основных факторов, влияющих на устойчивость оптимальных решений.

Благодаря найденным связям между изменениями исходных данных и изменением оптимальных значений параметров рабочего процесса ( $X_{opt}$ ) оказалось возможным ранжировать влияющие факторы. Количественную оценку этих связей можно выполнить с помощью специальных параметров – коэффициентов чувствительности  $X_{opt}$  к влияющим факторам

$$K_{X_{opt}} = \delta X_{opt} / \delta v.$$

Коэффициенты чувствительности отличаются от известных в инженерной практике коэффициентов влияния тем, что оценивают влияние отдельных факторов не на величину целевой функции, а на величины оптимальных значений аргументов или функций.

В таблице в качестве примера приведены некоторые значения таких коэффициентов чувствительности.

Как известно, наибольшее распространение имеют универсальные многоцелевые

Таблица

Коэффициенты чувствительности оптимальных параметров и целевых функций к изменению прогнозируемых величин исходных данных МГТД для легкого вертолета ( $M_0 = 1200 \text{ кг}$ )

Факторы	Критерии эффективности					
	$\bar{M}_{пн}$			$C_{ткм}$		
	$\delta\pi_{кopt}$	$\delta T_{гopt}^*$	$\delta M_{пнmax}$	$\delta\pi_{кopt}$	$\delta T_{гopt}^*$	$\delta C_{ткмmin}$
$\delta\sigma_{вх}$	0,040	-0,001	-0,43	-0,060	0,045	1,10
$\delta\eta_{к}$	-2,17	0,025	-1,06	-1,440	0,310	3,18
$\delta\eta_{кс}$	0,080	-0,005	-0,45	-0,020	0,003	1,20
$\delta\eta_{г}$	0,040	0,017	-0,34	-0,030	0,025	1,26
$\delta\eta_{т}$	-1,040	0,005	-0,93	-0,70	0,160	2,36
$\delta\eta_{тсв}$	0,040	-0,050	-0,60	-0,02	-0,003	1,52
$\delta\pi_{с}$	0,110	0,010	-0,410	0,04	0,08	1,03
$\delta\eta_i\sigma_i$	-2,850	0,080	-4,45	-2,280	0,690	13,8
$\delta T_{л}$	-1,6	0,008	-0,57	-1,340	-0,10	1,83
$\delta T_{лсв}$	-0,004	-0,50	-0,04	0,020	-0,46	0,33

вертолеты, способные выполнить различные работы: транспортные, сельскохозяйственные, крановые, геологоразведочные, патрульные и др. Поскольку каждая из этих работ оценивается своими критериями эффективности, то это отражается на выборе значений параметров как вертолета, так и его силовой установки. Были получены оценки такого влияния при оптимизации параметров рабочего процесса двух вариантов МГТД с осецентробежным компрессором. Вариант 1 – это вертолет одновинтовой схемы с  $M_0 = 1250$  кг,  $V_{кр} = 240$  км/ч и с однодвигательной СУ. Вариант 2 – вертолет соосной схемы с  $M_0 = 3250$  кг,  $V_{кр} = 160$  км/ч, СУ с двумя МГТД. Рассмотрены уровни КПД и коэффициентов потерь для уже созданных МГТД ( $\eta_{полОЦБК} = 0,83$ ,  $\eta_{стг неохла} = 0,91$ ,  $\sigma_{вх} = 0,97$ ,  $\sigma_{кс} = 0,95$ ,  $T_{лдоп}^* = 1180$  К). Другой уровень ориентирован на данные проектируемых МГТД ( $\eta_{полОЦБК} = 0,89$ ,  $\eta_{стг неохла} = 0,915$ ,

$\sigma_{вх} = 0,975$ ,  $\sigma_{кс} = 0,96$ ,  $T_{лдоп} = 1180$  К).

На рис. 1 в качестве примера показаны области оптимальных параметров МГТД по критериям эффективности одновинтового легкого вертолета, где для сравнения нанесены также области по удельному расходу топлива ( $C_{e\min}$ ). Из полученных результатов видно существенное отличие областей оптимальных параметров по экономическим и летно-техническим критериям. Например,  $\pi_{кopt}$  по критериям  $a$  и  $C_{ткм}$  могут отличаться в 1,5...2 раза, а  $T_{гopt}^*$  по критериям  $a$  и  $\bar{M}_{пн}$  на 150...200 К. Поэтому компромисс между ними может быть найден только при отклонении от экстремальных значений этих критериев на величину  $\Delta y = 2...4\%$ . Полученные результаты свидетельствуют о существенном влиянии дальности полета и выбранных критериев эффективности на устойчивость оптимальных решений для параметров рабочего процесса вертолетных МГТД.

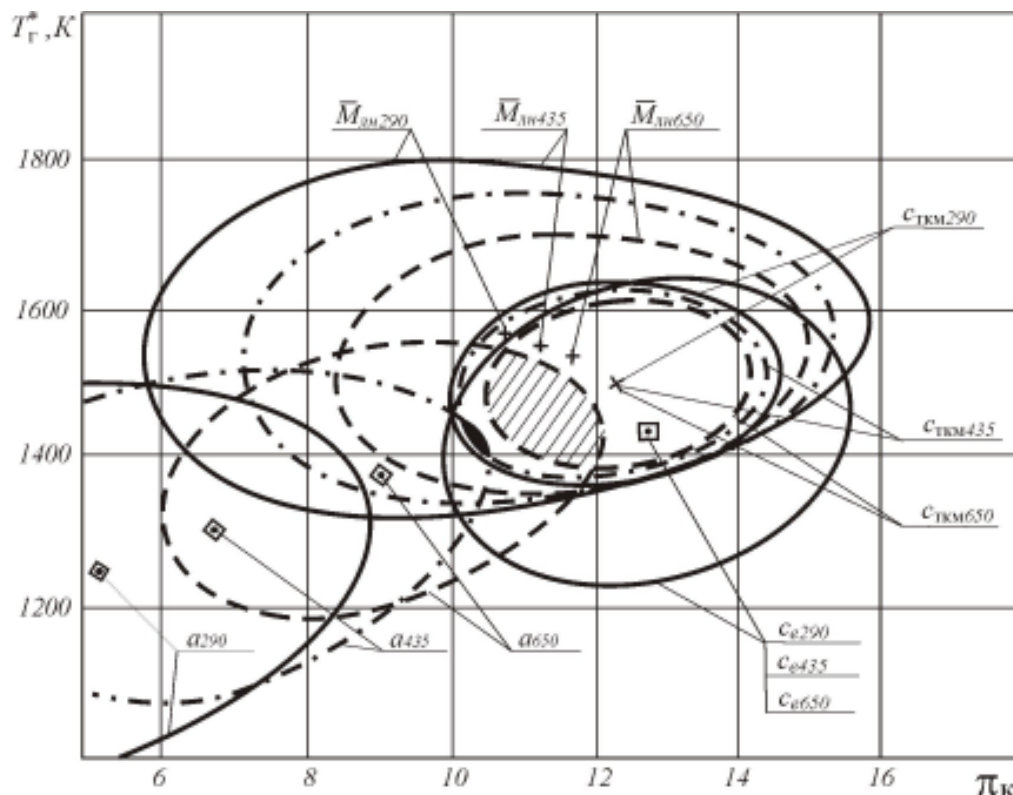


Рис. 1. Влияние на области оптимальных параметров МГТД критериев оптимизации и дальности полета вертолета одновинтовой схемы ( $M_0 = 1200$  кг,  $\Delta y_i = 4\%$ )

————— -  $L_{II} = 290$  км, - - - - -  $L_{II} = 435$  км, - · - · -  $L_{II} = 650$  км,  
 ■ - область компромисса при  $L_{II} = 425$  км, ▨ - область компромисса при  $L_{II} = 650$  км



**STABILITY OF OPTIMAL SOLUTIONS IN THE FORMATION  
OF THE OPERATION PROCESS OF SMALL GAS-TURBINE ENGINES  
FOR A MULTIPURPOSE HELICOPTER**

© 2002 V. A. Grigoriev

Samara State Aerospace University

The materials of the paper are concerned with the optimization of the operation process of small size gas-turbine engines for helicopters (SGTE) and with the choice of values for the parameters of the operation process of SGTE. A considerable amount of uncertainty in the initial data may in the long run affect the SGTE efficiency and the deadline for the engine final improvement. Therefore methods for the finding of such values for the operation process parameters that would be resistant to the uncertainty of the initial data are considered in this paper. Given as an example are the results of calculations of the formation of a stability domain of the compromising design options of the helicopters SGTE.