

ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 621.45.013

ОЦЕНКА МАССОВЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ НА НАЧАЛЬНОЙ СТАДИИ ЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Эзрохи Ю.А., Каленский С.М., Кизеев И.С.

*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,
ЦИАМ, Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия
e-mail: 30105@ciam.ru*

Рассматриваются перспективные подходы к формированию методики оценки массы турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой (ТРДДФ) на начальной стадии его проектирования, имеющие потенциал применения с приемлемой точностью для двигателей нового поколения.

Проведен анализ существующих методик оценки массы авиационных двигателей с различной степенью их поэлементной детализации и при различных способах выбора основных закономерностей, связывающих газодинамические и массовые параметры двигателя. Выбранный на основе проведенного анализа вариант интегрального подхода скорректирован с учетом собранных статистических данных по массовым и газодинамическим параметрам ТРДДФ новых поколений.

Разработаны рекомендации по оценке массы двигателя, создаваемого на основе выполненного газогенератора, за счет использования корреляционных зависимостей масс отдельных модулей двигателя от параметров его рабочего процесса в рамках разработанной методики.

Для определения массы ТРДДФ, создаваемого на основе масштабированного или модифицированного газогенератора, сформирована комбинированная методика, сочетающая подходы как интегральной, так и «модульной» методик.

Даны рекомендации по применению сформированных методик с учетом возможности их дальнейшего развития за счет привлечения дополнительных данных, в том числе по вновь разрабатываемым двигателям.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой, масса ТРДДФ, перспективный самолет, газогенератор ТРДД, проектирование ТРДДФ.

Введение

Весовые характеристики двигателей современных летательных аппаратов (ЛА) играют одну из ключевых ролей [1], что обуславливает и формули-

рование требований по этим характеристикам в техническом задании на разработку двигателя и его модификаций. В максимальной взлетной массе маневренного самолета доля, приходящаяся на дви-

гатель, может составлять порядка 10—15%, и эта доля возрастает для силовой установки в целом, становясь сопоставимой с долей полезной нагрузки либо превышает ее.

Тенденция весового совершенствования ТРДДФ относится к числу наиболее значимых вместе с тенденциями повышения максимальной температуры газа перед турбиной и роста степени повышения давления в цикле, что в совокупности может определять переход к новому поколению реактивных двигателей. Так, если удельный вес двигателя третьего поколения имел величину $\sim 0,2—0,15$, четвертого $0,15—0,12$, то переход к пятому поколению характеризует удельный вес двигателя $\sim 0,1$.

Пути весового совершенствования двигателя включают разработку и внедрение новых материалов, промышленных технологий, поиск и реализацию соответствующих конструктивных решений, исследования закономерностей изменения весовых показателей ТРДДФ и его элементов в зависимости от выбираемых параметров рабочего цикла.

Роль оценки и прогнозирования весовых параметров ТРДДФ и его основных узлов методами математического моделирования различного уровня возрастает уже на самых ранних стадиях создания двигателя, так как массовые характеристики могут существенно повлиять на выбор его основных параметров. Кроме того, эта роль оценки весовых параметров двигателя методами математического моделирования сохраняется и на следующих этапах его разработки, что связано с возможными материальными и временными затратами на экспериментальную проверку широкого круга рассматриваемых нововведений.

Разработка методики оценки массовых показателей ТРДДФ на начальной стадии его проектирования имеет дополнительные особенности, связанные с ограниченностью данных по рассматриваемому двигателю и недостаточной базой данных по новым как находящимся в эксплуатации, так и разрабатываемым двигателям. Это заставляет на данном этапе — начальной стадии проектирования двигателя — обратиться к математическим моделям, использующим корреляционные зависимости основных параметров рабочего цикла с его массой, полученные с привлечением статистических данных по двигателям различных поколений.

Обзор методик оценки массы авиационных двигателей

Потребность выбора оптимальных параметров двухконтурных двигателей маневренных летательных аппаратов уже начиная с 70-х годов двадца-

го века, с учетом имеющихся перспектив применения данной схемы, приводит к развертыванию исследований влияния различных параметров создаваемых двигателей на массу его элементов и двигателя в целом.

Новизна конструктивной схемы, малый опыт разработки и эксплуатации, а также ограниченность статистических данных по данному типу двигателей приводят на этом этапе к появлению полуэмпирических методик для оценки массы двигателя на этапе проектирования, прежде всего элементов турбокомпрессорной группы. Методики делаются на основе некоторых обобщений доступных конструктивных данных двигателей различных типов.

Следует отметить, что указанные методики относятся к определению сухой массы двигателя, где под сухой массой понимается масса двигателя без деталей, сборочных единиц и агрегатов, предназначенных для его установки и эксплуатации на борту ЛА, для улучшения характеристик ЛА, а также без массы рабочих жидкостей [2].

Примером развития указанного выше поэлементного подхода может служить методика, разработанная в 70-е годы в «ЦИАМ им. П.И. Баранова» М.М. Цховребовым и В.Д. Коровкиным. Разработчики методики, ссылаясь на проведенный многофакторный регрессивный анализ, в качестве параметров для определения массы компрессора M_K выбрали величину его среднего диаметра $D_{к.ср}$, относительный диаметр втулки компрессора $d_{вт.к}$, количество ступеней Z_K , давление за компрессором на взлетном режиме $p_{к0}^*$ и параметр, характеризующий технологический уровень (по году начала летных испытаний двигателя — t):

$$M_K = a_{к1} D_{к.ср}^{b_{к1}} Z_K^{b_{к2}} \left(\frac{p_{к0}^*}{a_{к2}} \right)^{b_{к3}} d_{вт.к} (t - a_{к3})^{b_{к4}}, \quad (1)$$

где $a_{к1}—a_{к3}$ и $b_{к1}—b_{к4}$ — определяющие коэффициенты, полученные путем обработки имеющихся статистических данных.

Масса турбины M_T определяется с использованием величины среднего диаметра $D_{т.ср}$, количества ступеней Z_T и параметра, характеризующего технологический уровень.

Для каждого из узлов двигателя выбираются определяющие параметры и их коэффициенты с использованием своего отдельного набора статистических данных.

Дальнейшие направления развития ранних полуэмпирических методик вытекают из стремления минимизировать погрешности определения как

массы всего двигателя в целом, так и его элементов и узлов.

Первое направление — поэлементные методики — сохраняет разделение двигателя на элементы, но совершенствует подходы к определению их массы.

Часть методик этого направления использует обобщения и статистические данные только по массе основных узлов двигателя, исходя из ограниченного набора известных параметров и сопряжения геометрических данных в рамках некоторого приближенного представления тракта двигателя. К этому типу можно отнести методики, разрабатываемые в 80-е годы в рамках систем автоматизированного проектирования двигателя начального уровня.

Другая часть поэлементных методик оценки массы двигателя «разбивает» каждый узел на совокупность деталей с упрощенным их представлением. Значительная часть геометрических параметров деталей, их количество и конструкционные материалы выбираются на основе статистических подходов и допущений (методика NASA, представленная в [3, 4]).

Дальнейшее развитие поэлементных математических моделей тесно связано с возросшей производительностью компьютерной техники и программными возможностями по моделированию деталей и элементов конструкции. Поэлементная математическая модель массы, разработанная в 2000-е годы, учитывает и анализирует массу более 250 типов деталей двигателя. Геометрические модели элементов двигателя основаны на 3D CAD-построении, однако большая часть их параметров задается на основе статистических данных и вводимых допущений. По полученной 3D-модели можно определить объем элемента и вычислить его массу, для чего требуется ввести допущения по используемым материалам и в ряде случаев (для новых материалов) — по их свойствам.

Второе направление развития способов оценки массы двигателя, в отличие от описанного выше, основано на интегральном подходе и использует обобщения в виде зависимости сухой массы (либо удельной массы) от основных проектных параметров: тяги двигателя или его расхода на взлетном режиме, суммарной степени повышения давления в компрессоре, температуры газа перед турбиной, степени двухконтурности и т.д. Такие методики оценки массы двигателя можно назвать интегральными. Среди них следует отметить методики фирмы Boeing (рассмотрены в [5]) и разработанные на базе подходов [6, 7].

Можно выделить ряд преимуществ интегральных методик оценки массы:

1) в отличие от поэлементных методик нет сложения погрешностей, полученных при определении массы отдельных элементов;

2) верификация интегральных методик может осуществляться на основе большего количества исходных данных, имеющихся в открытой печати;

3) точность самих исходных данных, необходимых для расчета массы, легче поддается оценке и не требует введения большого количества дополнительных допущений.

В то же время интегральный подход, как и поэлементный, может быть применен к оценке массы модернизированного двигателя с измененными элементами конструкции (узлом или группой узлов) и позволяет определить влияние этих изменений на общую массу двигателя.

Исходя из этого, далее в работе проанализирован ряд существующих интегральных методик оценки массы двигателя и на их основе разработана уточненная и модернизированная инженерная методика оценки массовых показателей ТРДДФ на начальной стадии проектирования.

Среди интегральных методик оценки массы авиационных двухконтурных ГТД наиболее широко используются две методики.

Первая — это методика, представленная в работе [6]. Применительно к турбореактивным двухконтурным двигателям (ТРДД) в ней вводится понятие эквивалентной изоэнтропической работы сжатия некоего «эквивалентного турбореактивного двигателя (ТРД)» (с расходом воздуха, равным расходу через внутренний контур рассматриваемого ТРДД $G_{вн}$, и изоэнтропической работой сжатия в ТРДД со степенью двухконтурности на взлетном режиме $m_0 = G_{вн} / G_{вн}$).

Удельная эквивалентная изоэнтропическая работа сжатия для такого ТРД $L_{эс}^*$ (с расходом воздуха $G_{вн}$ и эквивалентной степенью повышения полного давления $\pi_{кэ}$) представляется через удельную изоэнтропическую работу сжатия компрессоров ТРДД, работающих на внутренний контур $L_{эс\Sigma}^*$ (со степенью повышения полного давления $\pi_{к\Sigma 0}^* = \pi_{в0}^* \cdot \pi_{к0}^*$), и вентилятора ТРДД $L_{вс}^*$ (со степенью повышения полного давления $\pi_{в}^*$) в виде следующего выражения:

$$L_{эс}^* = L_{эс\Sigma}^* + \frac{G_{вн}}{G_{вн}} L_{вс}^* \quad (2)$$

Удельная изоэнтروпическая работа может быть представлена как функция от степени повышения полного давления, где эквивалентная степень повышения полного давления $\pi_{кэ}^*$ далее по тексту называется эквивалентной степенью повышения давления и обозначается как $\pi_{кэ}$, согласно [6].

Тогда из (2) можно получить выражение для эквивалентной степени повышения давления:

$$\pi_{кэ} = \left[\pi_{кэ0}^* \frac{k-1}{k} + m_0 \left(\pi_{в0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \right]^{\frac{k}{k-1}}. \quad (3)$$

Масса ТРДД $M_{дв}$, отнесенная к расходу воздуха через внутренний контур $G_{в1}$, представляется как произведение относительной массы некоторого обобщенного двигателя $\mu_{дв1об}$ и поправочных коэффициентов к нему ($K_{форс}$, $K_{рес}$, $K_{Г*}$, $K_{ред}$, $K_{рев}$, $K_{врем}$, $K_{опт}$):

$$\mu_{дв1} = \frac{M_{дв}}{G_{в1}} = \mu_{дв1об} K_{форс} K_{рес} K_{ред} K_{рев} K_{врем} K_{опт}, \quad (4)$$

где $K_{форс}$, $K_{ред}$, $K_{рев}$, $K_{рес}$, $K_{врем}$, $K_{опт}$ — коэффициенты, учитывающие наличие форсажной камеры, редуктора и устройств реверса тяги, влияние величины ресурса двигателя, временной коэффициент (учитывающий влияние развития технологий) и коэффициент оптимистичности оценки.

Согласно концепции, положенной в основу методики [6], данная относительная масса обобщенного двигателя (турбокомпрессора) $\mu_{дв1об}$ рассматривается как зависящая от эквивалентной изоэнтропической работы сжатия, которая, в свою очередь, является функцией эквивалентной степени повышения давления $\pi_{кэ}$.

Связь между относительной массой обобщенного двигателя $\mu_{дв1об}$, определенной для известных двигателей, и посчитанной для этих же двигателей эквивалентной степени повышения давления $\pi_{кэ}$ (4) определяется из анализа статистических данных:

$$\mu_{дв1об} = 6,49 + 0,386 \pi_{кэ}. \quad (5)$$

Для ТРДДФ выбраны величины поправочного коэффициента, учитывающего наличие форсажной

камеры, и коэффициента ресурса: $K_{форс} = 1,414$, $K_{рес} = 0,75 \div 0,8$.

Временной коэффициент, учитывающий совершенствование технологий и материалов, выбран на основе анализа характеристик двигателей различного времени разработки (проводившегося ранее в [6]):

$$K_{врем} = \frac{1}{-20,64 + 0,108\Gamma},$$

где Γ — год начала летных испытаний двигателя.

Коэффициент оптимистичности оценки при нормальном прогнозе принимает значение $K_{опт} = 1$ (при оптимистичном прогнозе $K_{опт} = 0,85$). При отсутствии редуктора и реверса $K_{ред} = 1$ и $K_{рев} = 1$ (при наличии реверсивных устройств у ТРДД $K_{рев} = 1,1 \div 1,15$).

С учетом того, что относительная масса ТРДДФ $\mu_{дв}$ (отнесенная к расходу воздуха на входе в двигатель) связана с относительной массой двигателя $\mu_{дв1}$ (отнесенной к расходу воздуха через внутрен-

ний контур) соотношением $\mu_{дв} = \frac{M_{дв}}{G_{в0}} = \frac{\mu_{дв1}}{m_0 + 1}$, ос-

новная расчетная формула методики принимает вид

$$M_{дв} = \frac{G_{в0}}{m_0 + 1} (6,49 + 0,386\pi_{кэ}) \times K_{форс} K_{рес} K_{ред} K_{рев} K_{врем} K_{опт}. \quad (6)$$

В отличие от подхода, рассмотренного выше, в интегральной методике [7] используется определение ряда масс его узлов, однако точность определения их недостаточна для самостоятельного использования, а носит только вспомогательный характер для более точного определения сухой массы двигателя в целом. Для узлов турбокомпрессорной группы в качестве основной принимается зависимость их массы от произведения расхода воздуха на производимую работу (данная зависимость определяется из анализа имеющихся данных по выполненным узлам).

Общая масса двигателя $M_{дв}$ условно представляется как сумма массы «внутреннего контура» M_1 , массы «внешнего контура» M_2 , массы «форсажной камеры и регулируемого сопла» $M_{ф.к}$, массы «редуктора» $M_{ред}$ (в случае наличия такового) и массы «камеры смешения» $M_{к.см}$, каждая из которых определяется из зависимости от основных газодинамических и термодинамических параметров двига-

теля: степени двухконтурности m_0 , степени повышения давления в вентиляторе $\pi_{в}^*$, суммарной степени повышения давления в компрессоре $\pi_{к\Sigma}^*$, расхода воздуха через двигатель $G_{в}$, температуры газа перед турбиной $T_{Г}^*$ и других.

Представленное в методике [7] разбиение имеет вспомогательный, условный характер. Условность его означает, что использование составляющих общей массы двигателя в качестве значений массы отдельных узлов двигателя ошибочно и может привести к значительной погрешности.

Основная расчетная формула методики [7] имеет вид

$$M_{дв} = (M_1 + M_2 + M_{к.см} + M_{ред} + M_{ф.к})K_{рес}K_c. \quad (7)$$

Коэффициент $K_{рес}$, учитывающий влияние ресурса на массу двигателя, задается с учетом назначения двигателя (для дальних военных и транспортных самолетов, истребителей и пассажирских самолетов) на уровне: $K_{рес} = 0,9 \div 1,08$.

Коэффициент K_c , характеризующий снижение массы двигателя за счет совершенствования технологий и материалов, может быть определен аналогично временному коэффициенту $K_{врем}$ методики [6] (так как в явном виде не представлен).

На основе обработки статистических данных получена зависимость для составляющей массы двигателя, относящейся к «первому контуру» M_1 (без вентилятора, его турбины и элементов выходного устройства) ТРДД, от основных газодинамических и термодинамических параметров двигателя на взлетном режиме: приведенного расхода воздуха через внутренний контур $G_{в1,пр.в.гг0}$, суммарной степени повышения полного давления в компрессоре $\pi_{к\Sigma 0}^*$ и степени повышения полного давления в вентиляторе $\pi_{в0}^*$, максимальных значений проектной температуры перед турбиной $T_{Гmax}^*$, а также ряда статистических коэффициентов B , m_1 и m_2 :

$$M_1 = B(G_{в1})_{пр.в.гг0} m_1 \left[\left(\frac{\pi_{к\Sigma 0}^*}{\pi_{в0}^*} \right)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} K_{ТГ}^*, \quad (8)$$

где

$$(G_{в1})_{пр.в.гг0} = G_{в1_0} \frac{1}{\pi_{в0}^*} \sqrt{1 + \left(\pi_{в0}^* \right)^{0,286} - 1} \frac{1}{\eta_{в0}^*}; \quad (9)$$

$$K_{ТГ}^* \approx 1 + 2 \cdot 10^{-4} (T_{Гmax}^* - 1200). \quad (10)$$

Составляющая массы двигателя, характеризующая массу вентилятора, его турбины (турбовентилятора) и второго контура M_2 , в методике [7] также определяется на основе статистических данных в зависимости от основных газодинамических параметров двигателя на взлетном режиме: расхода воздуха через вентилятор $G_{в0}$, степени двухконтурности двигателя m_0 и степени повышения полного давления в вентиляторе $\pi_{в0}^*$:

$$M_2 = 2,86 G_{в0}^{0,903} m_0^{0,104} \pi_{в0}^{*1,193}. \quad (11)$$

Величина составляющих, характеризующих смеситель и форсажную камеру, определяется на основе статистических данных в зависимости от расхода воздуха через вентилятор $G_{в0}$ на взлетном режиме:

$$M_{к.см} = 2,32 G_{в0}^{0,753}; \quad (12)$$

$$M_{ф.к} = 2,9 G_{в0}. \quad (13)$$

В методике [7] также присутствует оценка дополнительной составляющей массы при наличии в схеме двигателя редуктора, приведенная по статистическим данным для турбовинтовых и турбовинтовентиляторных двигателей.

Формирование уточненной интегральной методики оценки массы ТРДДФ

Для оценки результатов вычисления сухой массы двигателя по рассматриваемым интегральным методикам [6] и [7] были использованы данные по 16 двигателям (отечественным, приведенным в [9, 10], и зарубежным, представленным в [11–13]). Данные включают параметры двигателей, которые можно отнести по своему уровню к 3+, 4, 4+ и 5 поколениям.

В общем случае номер поколения двигателя комплексно характеризует как совершенство параметров его термодинамического цикла (уровень температуры газа перед турбиной, суммарное значение степени повышения давления в компрессорах, степень повышения давления в вентиляторе, показатели газодинамического совершенства его узлов), так и применение в его конструкции технологических и материаловедческих решений. В связи с этим показатель поколения, который определяет его весовое совершенство, не всегда совпадает с общепринятым номером поколения, который

чаще всего определяется уровнем его термодинамических параметров. Поэтому при разработке инженерной методики и ее применении для оценки массы двигателя и его узлов следует использовать показатель поколения, интегрально характеризующий как его термодинамическое, так и конструктивно-технологическое совершенство. Так, например, ТРДДФ, создаваемый в конце 80-х годов прошлого столетия на базе существующих и освоенных к тому времени технологических решений, который по термодинамическим параметрам можно отнести к 5-му поколению, по конструктивному совершенству (материалы, технологические решения) может ему не соответствовать. Тогда для оценки массы такого показатель поколения принимается равным 4,5.

Исходные данные, результаты расчетов представлены в табл. 1, 2 и 3. В таблицах приведены массы двигателя, полученные расчетным путем по методикам [6] и [7], а также полученная относительная погрешность вычисления сухой массы двигателя по каждой из методик.

Как показали результаты расчетов, обе исходные методики, примененные для оценок на этапе предварительного проектирования, могут дать погрешность более 15% (см. табл. 1–3). При этом методика [7] позволила с приемлемой точностью оце-

нить массы большинства двигателей 4-го поколения, а с увеличением номера поколения рост погрешности ее оценки веса двигателя коррелируется с номером поколения, в то время как рост погрешности первой методики может носить случайный характер. Поэтому в качестве базовой для разрабатываемой методики оценки массы ТРДДФ была выбрана вторая из описанных выше методик [7].

Данная методика после проведенной модификации (коррекции) позволяет на начальном этапе проектирования оценить массу двигателя по предварительно выбранным параметрам (тяга, суммарная степень повышения давления в компрессоре, степень повышения давления в вентиляторе, расход воздуха, степень двухконтурности, температура перед турбиной) двигателей различных поколений с приемлемой точностью.

Для определения параметра, характеризующего размерность газогенератора по входу $(G_{В1})_{пр.в.гг0}$, вместо соотношения (9) предложено использовать приближенную зависимость, основанную на предположении о политропическом сжатии в вентиляторе с показателем политропы $n \approx 1,5$:

$$(G_{В1})_{пр.в.гг0} = G_{В10} \frac{1}{\pi_{В0}^{*5/6}},$$

Таблица 1

Результаты расчетов иностранных двигателей

Двигатель	F119	F135	EJ200	M88	F100-PW-100	F100-PW-229
Год	1997	2006	1995	2000	1985	2001
Тяга, тс	11.6	12.7	6.1	5.2	8.6	8.2
Форсажная тяга, тс	18.16	19.52	9.175	7.65	10.8	13.2
$G_{В0}$, кг/с	139	160	75	63.1	102	112.6
m_0	0.2	0.57	0.4	0.3	0.7	0.36
$\pi_{кЭ0}^*$	32	28	26	24.5	23	32.4
$\pi_{В0}^*$	5	4.3	4.2	3.85	3.1	3.8
$T_{Г\max}^*$, К	1922	1922	1850	1850	1680	1700
Масса, кг	1816	1952	1009.25	895	1404	1452
Удельная масса	0.100	0.100	0.110	0.117	0.130	0.110
Поколение	5	5	4.5	4.5	4	4.5
Масса по [5]	2457.5	2112.0	1094.1	861.0	1344.9	1775.3
Отклонение	35.3	8.2	8.4	-3.8	-4.2	22.3
Масса по [6]	2038.3	1986.5	1074.6	832.3	1390.2	1433.6
Отклонение	12.2	1.8	6.5	-7.0	-1.0	-1.3
Коэффициент поколения	0.75	0.75	0.85	0.85	1.00	0.85
Масса коррект.	1770.57	1886.87	1040.75	849.10	1411.61	1475.14
Отклонение	-2.50	-3.34	3.12	-5.13	0.54	1.59

Таблица 2

Результаты расчетов иностранных двигателей

Двигатель	F110-GE-100	F110-GE-129	F110-GE-132	F404-GE-400	RM12	F414
Год	1984	2000	2003	1980	1987	1998
Тяга, тс	7.5	7.9	-	4.9	5.5	6.8
Форсажная тяга, тс	12.7	13.4	16.3	7.26	8.2	9.99
$G_{в0}$, кг/с	119.7	122.6	127	64.2	68	77.3
m_0	0.85	0.76	0.6	0.34	0.28	0.29
$\pi_{к\Sigma 0}^*$	29	32	40	25	27	30
$\pi_{в0}^*$	3	3.2	4.6	3.7	3.9	4.8
$T_{Г\max}^*$, К	1600	1680	1800	1656	1710	1787
Масса, кг	1778	1782.2	1956	980	1049.6	1098.9
Удельная масса	0.140	0.133	0.120	0.135	0.128	0.110
Поколение	4	4	4.5	4	4	4.5
Масса по [5]	1763.5	1676.7	2210.4	1090.7	1144.1	1256.1
Отклонение	-0.8	-5.9	13.0	11.3	9.0	14.3
Масса по [6]	1624.7	1445.4	1739.4	1040.0	1035.8	1147.3
Отклонение	-8.6	-18.9	-11.1	6.1	-1.3	4.4
Коэффициент поколения	1.00	1.00	0.85	1.00	1.00	0.85
Масса коррект.	1629.93	1730.23	1825.91	993.21	1077.04	1146.71
Отклонение	-8.33	-2.92	-6.65	1.35	2.61	4.35

Таблица 3

Результаты расчетов отечественных двигателей

Двигатель	I	II	III	IV
Год	1983	1984	2006	2015
Тяга, тс	5.04	8.2	8.2	8.2
Форсажная тяга, тс	8.3	12.5	13.3	13.9
$G_{в0}$, кг/с	77	111	118	119
m_0	0.48	0.56	0.63	0.48
$\pi_{к\Sigma 0}^*$	21	23	23.7	25.2
$\pi_{в0}^*$	3.2	3.5	3.7	4
$T_{Г\max}^*$, К	1680	1690	1710	1739
Масса, кг	1055	1525	1545	1570
Удельная масса	0.127	0.122	0.116	0.113
Поколение	4	4	4.5	4.5
Масса по [5]	1060.2	1578.6	1342.3	1363.0
Отклонение	0.5	3.5	-13.1	-13.2
Масса по [6]	1112.4	1600.1	1369.5	1326.3
Отклонение	5.4	4.9	-11.4	-15.5
Коэффициент поколения	1.00	1.00	0.85	0.85
Масса коррект.	1102.60	1605.55	1479.66	1556.15
Отклонение	4.51	5.28	-4.23	-0.88

где G_{B10} — расход воздуха на входе в компрессор высокого давления на взлетном режиме;

π_{B0}^* — степень повышения давления в вентиляторе на взлетном режиме.

Для проведения идентификации методики подбиралось значение коэффициента $K_{пок}$, которое зависело бы от поколения двигателя и давало бы наименьшую погрешность при предварительном расчете массы. Причем это значение подбиралось при условно принятом коэффициенте ресурса $K_{рес} = 1$ и коэффициенте снижения массы за счет совершенствования технологий $K_c = 1$ в методике [7]. Таким образом, коэффициент $K_{пок}$ обобщенно включает в себя оба этих коэффициента.

Наиболее близкие значения реальной массы и оцениваемой были получены для зависимости

$$K_{пок} = -0,014N_{пок}^3 + 0,28N_{пок}^2 - 1,92N_{пок} + 5,1,$$

где $K_{пок}$ — коэффициент, учитывающий номер поколения, к которому относится двигатель; $N_{пок}$ — номер поколения, к которому по уровню весового совершенства можно отнести двигатель.

Получаемая по статистическим данным для двигателей поколений 3,5-5 зависимость для $K_{пок}$ позволяет сделать интерполяцию и до следующего поколения 5,5. При этом точность интерполяции будет повышаться по мере включения в методику данных по новым разрабатываемым двигателям.

Итоговая формула расчетной массы с учетом коэффициента $K_{пок}$ принимает вид

$$M_{дв} = (M_1 + M_2 + M_{к.см} + M_{ф.к})K_{пок}. \quad (14)$$

Здесь

$$M_1 = B(G_{B1})_{пр.в.гт0}^{m_1} \left[\left(\frac{\pi_{к\Sigma 0}^*}{\pi_{B0}^*} \right)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} K_{T_r^*}, \quad (15)$$

где

$$(G_{B1})_{пр.в.гт0} = G_{B10} \frac{1}{\pi_{B0}^{*5/6}} = \frac{G_{B0}}{m_0 + 1} \frac{1}{\pi_{B0}^{*5/6}}; \quad (16)$$

$$K_{T_r^*} \approx 1 + 2 \cdot 10^{-4} (T_{Гmax}^* - 1200) \quad (17)$$

(коэффициенты B , m_1 и m_2 выбираются по табл. 4);

$$M_2 = 2,86G_{B0}^{0,903} m_0^{0,104} \pi_{B0}^{*1,193}; \quad (18)$$

$$M_{к.см} = 2,32G_{B0}^{0,753}; \quad (19)$$

$$M_{ф.к} = 2,9G_{B0} \quad (20)$$

(в случае отсутствия в двигателе форсажной камеры, но при использовании регулируемого сопла формула (20) принимает вид $M_{ф.к} = 2,0G_{B0}$);

$$K_{пок} = -0,014N_{пок}^3 + 0,28N_{пок}^2 - 1,92N_{пок} + 5,1. \quad (21)$$

Таблица 4

Значения коэффициентов, используемых при оценке M_1

	B	m_1	m_2
$0,5 < (G_{B1})_{пр.в.гт0} < 5$ кг/с	20,9	0,8	0,5
$5 < (G_{B1})_{пр.в.гт0} < 50$ кг/с	15,2	1	0,5
$(G_{B1})_{пр.в.гт0} > 50$ кг/с	6,96	1,2	0,5

Модель оценки весовых показателей двигателя, создаваемого на основе выполненного газогенератора

Разработка газогенератора и его доводка требуют значительных временных и материальных затрат, что делает актуальной задачу создания нового двигателя или семейства двигателей на базе уже выполненного газогенератора, а также соответствующей оценки изменения массовых характеристик ТРДДФ.

Для оценки составляющих массы двигателя на начальном этапе его модернизации разработан подход [8], в котором используются корреляционные зависимости массы отдельных модулей двигателя от параметров его рабочего процесса. Принятые зависимости основываются на положениях, отражающих физические принципы изменения массы основных модулей двигателя, в частности, на предположении о пропорциональности массы и работы лопаточных машин (вентилятора, компрессора, турбины).

Двигатель в весовом отношении делится на ряд составляющих («модулей»), в случае ТРДДФ это: вентилятор, газогенератор, турбина вентилятора, наружный контур, выходное устройство (включая смеситель, форсажную камеру и реактивное сопло), агрегаты и системы (включая коробку приводов).

На основе представлений о пропорциональности массы лопаточных машин удельной работе сжатия и приведенному расходу воздуха G_{B0} на взлетном режиме ($H = 0$, $M = 0$) получены соотношения для зависимости составляющих удельной массы данных модулей от параметров его рабочего процесса на взлетном режиме (степени повышения давления в компрессоре $\pi_{к0}^*$, в вентиляторе π_{B0}^* и степени двухконтурности m_0), при этом:

— составляющая удельной массы двигателя, характеризующая газогенератор, пропорциональна удельной затраченной работе компрессора и приведенному расходу воздуха на его входе:

$$\mu_{\text{ГГ}} = \frac{M_{\text{ГГ}}}{G_{\text{В0}}} = a_{\text{ГГ}} \frac{\pi_{\text{к0}}^* \frac{n-1}{n} - 1}{\pi_{\text{В0}}^* \frac{3-n}{2n} (m_0 + 1)}; \quad (22)$$

— составляющая удельной массы двигателя, характеризующая вентилятор, пропорциональна его удельной затраченной работе

$$\mu_{\text{В}} = \frac{M_{\text{В}}}{G_{\text{В0}}} = a_{\text{В}} \left(\pi_{\text{В0}}^* \frac{n-1}{n} - 1 \right); \quad (23)$$

— составляющая удельной массы двигателя, характеризующая турбину вентилятора, пропорциональна удельной затраченной работе вентилятора (отнесенной к расходу воздуха во внутреннем контуре) и приведенному расходу воздуха в газогенераторе:

$$\mu_{\text{ТВ}} = \frac{M_{\text{ТВ}}}{G_{\text{В0}}} = a_{\text{ТВ}} \frac{\pi_{\text{к0}}^* \frac{n-1}{n} - 1}{\pi_{\text{В0}}^* \frac{n+1}{2n}}; \quad (24)$$

— составляющая удельной массы двигателя, характеризующая выходное устройство и наружный контур, пропорциональна приведенному расходу воздуха на входе в вентилятор:

$$\mu_{\text{ВУ}} = \frac{M_{\text{ВУ}}}{G_{\text{В0}}} = a_{\text{ВУ}} \frac{1}{\pi_{\text{В0}}^* \frac{n+1}{2n}}; \quad (25)$$

$$\mu_{\text{НК}} = \frac{M_{\text{НК}}}{G_{\text{В0}}} = a_{\text{НК}} \frac{1}{\pi_{\text{В0}}^* \frac{n+1}{2n}}; \quad (26)$$

— составляющая удельной массы двигателя, характеризующая массу агрегатов и систем, пропорциональна расходу воздуха во внутреннем контуре двигателя:

$$\mu_{\text{арс}} = \frac{M_{\text{арс}}}{G_{\text{В0}}} = a_{\text{арс}} \frac{1}{m_0 + 1}. \quad (27)$$

Удельная масса ТРДДФ является суммой перечисленных выше составляющих удельной массы:

$$\mu_{\text{ДВ}} = \frac{M_{\text{ДВ}}}{G_{\text{В0}}} = \mu_{\text{В}} + \mu_{\text{ГГ}} + \mu_{\text{ТВ}} + \mu_{\text{ВУ}} + \mu_{\text{НК}} + \mu_{\text{арс}}. \quad (28)$$

Коэффициенты $a_{\text{В}}$, $a_{\text{ГГ}}$, $a_{\text{ТВ}}$, $a_{\text{ВУ}}$, $a_{\text{НК}}$, $a_{\text{арс}}$, косвенно характеризующие весовую долю выделенных модулей ТРДДФ, находятся по известным данным для базового двигателя (22)—(27).

При более существенном отличии параметров проектируемого двигателя от базового изделия, в том числе при использовании масштабирования элементов базового газогенератора, следует использовать результаты анализа статистических данных по более широкому набору двигателей, как это было выполнено для интегральной методики, рассмотренной в предыдущем разделе.

Ввиду отсутствия необходимого объема статистических данных для «модульной» методики целесообразно использовать в данном случае комбинированную методику, включающую подходы интегральной (14) и «модульной» методик (28). Для этого компоненты, входящие в интегральную методику (M_1 , M_2 , $M_{\text{к.см}}$, $M_{\text{ф.к}}$), должны быть дополнены коэффициентами, рассчитанными с учетом массы узлов базового двигателя (согласно подходу «модульной» методики). Тогда количество модулей (для которых оценивается масса) в комбинированной методике сокращается до четырех, а масса двигателя представляется суммой следующих составляющих:

— составляющая массы газогенератора

$$M_{\text{ГГ}} = a_{\text{к_ГГ}} M_1; \quad (29)$$

— составляющая массы турбовентилятора (вентилятор и турбина низкого давления) и наружного контура

$$M_{\text{ТВиНК}} = a_{\text{к_ТВиНК}} M_2; \quad (30)$$

— составляющая массы выходного устройства (смеситель, форсажная камера и сопло)

$$M_{\text{ВУ}} = a_{\text{к_ВУ}} (M_{\text{к.см}} + M_{\text{ф.к}}); \quad (31)$$

— составляющая массы агрегатов и систем

$$M_{\text{арс}} = a_{\text{к_арс}} \frac{G_{\text{В0}}}{m_0 + 1}, \quad (32)$$

где

$$M_1 = B(G_{\text{В1}})_{\text{пр.в.гт0}}^{m_1} \left[\left(\frac{\pi_{\text{к}\Sigma 0}^*}{\pi_{\text{В0}}^*} \right)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} K_{T_{\Gamma}}^*; \quad (33)$$

$$(G_{\text{В1}})_{\text{пр.в.гт0}} = G_{\text{В0}} \frac{1}{\pi_{\text{В0}}^* \frac{5}{6}}; \quad (34)$$

$$K_{T_r^*} \approx 1 + 2 \cdot 10^{-4} (T_{\Gamma \max}^* - 1200). \quad (35)$$

Коэффициенты B , m_1 и m_2 выбираются по табл. 4 в зависимости от рассчитанного расхода воздуха через внутренний контур на взлетном режиме ($H = 0$, $M_{\Pi} = 0$), приведенного к стандартным атмосферным условиям по параметрам за вентилятором $G_{B1 \text{ пр.в.гт0}}$ (34):

$$M_2 = 2,86 G_{B0}^{0,903} m_0^{0,104} \pi_{B0}^{* 1,193}; \quad (36)$$

$$M_{\text{к.см}} = 2,32 G_{B0}^{0,753}; \quad (37)$$

$$M_{\text{ф.к}} = 2,9 G_{B0}. \quad (38)$$

Общая формула для комбинированной методики расчета сухой массы двигателя с разбивкой на уменьшенное количество «модулей» имеет вид

$$M_{\text{дв}} = a_{\text{к.гт}} M_1 + a_{\text{к.ТВиНК}} M_2 + a_{\text{к.ву}} (M_{\text{к.см}} + M_{\text{ф.к}}) + a_{\text{к.арг}} \frac{G_{B0}}{m_0 + 1}. \quad (39)$$

Выводы

На базе анализа опубликованных данных по массовым показателям отечественных и зарубежных ТРДДФ 4-го и 5-го поколения, а также сведений об используемых в нашей стране и за рубежом подходах к оценке этих показателей, применяемых на различных этапах создания двигателя, выявлено следующее.

Оценка массы двигателя на самых ранних этапах проектирования с учетом выбранного уровня параметров, планируемых материалов и закладываемых технологий, а также конструктивных особенностей имеет большое значение, так как массовые характеристики могут существенно повлиять на выбор основных параметров двигателя и его облик. Методики оценки массы двигателя на ранних этапах проектирования позволяют также оптимизировать материальные и временные затраты по экспериментальной проверке широкого круга рассматриваемых нововведений.

В этой связи более оправданным и перспективным следует признать использование интегральной методики расчета массы вновь проектируемого двигателя. На основе существующих подходов была разработана методика оценки массы ТРДД и ТРДДФ на ранних этапах создания, учитывающая

основные параметры цикла и техническое совершенство, отражаемое коэффициентом поколения. Проверочный расчет, проведенный по данным почти двух десятков отечественных и зарубежных двигателей, показал, что погрешность вычислений по этой методике менее 8,5%, что вполне допустимо для инженерной методики предварительной оценки массы двигателя.

Для решения задач оценки массовых показателей модернизируемых ТРДДФ, а также двигателей, создаваемых на базе уже спроектированного газогенератора, рекомендованы два основных направления:

— для оценки массы двигателя, создаваемого на основе выполненного газогенератора, предложена «модульная» методика, использующая корреляционные зависимости массы отдельных модулей двигателя от параметров его рабочего процесса. Коэффициенты «модульной» методики определяются исходя из данных по массам укрупненных элементов (вентилятора, газогенератора, турбины высокого давления, наружного контура и выходного устройства) базового двигателя;

— для оценки массы ТРДДФ, создаваемого на основе масштабированного или модифицированного газогенератора, предложена комбинированная методика, сочетающая подходы интегральной и «модульной» методик. В комплексной методике компоненты, входящие в интегральную методику, корректируются с помощью коэффициентов, рассчитанных исходя из масс узлов базового двигателя (согласно подходу «модульной» методики).

Проведенные поверочные оценки показали удовлетворительную точность и позволяют рекомендовать разработанные методики для оценки массы вновь создаваемых двигателей.

По мере создания новых двигателей сформированные методики необходимо корректировать, дополняя выборку двигателей новыми данными и уточняя принятые закономерности.

Библиографический список

1. Фокин Д.Б., Исянов А.М. Исследования по формированию оптимального облика силовой установки перспективного ударного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 4. С. 132-143.
2. ГОСТ 17106-90. Двигатели газотурбинные авиационные. Понятия, состав и контроль массы. — М.: Изд-во стандартов, 1990. — 14 с.
3. Pera R.J., Onat E., Klees G.W., Tjonneland E. A method to estimate weight and dimensions of aircraft gas turbine engines. National Aeronautics and Space Administration (NASA) — Lewis Research Center. May 1977. 47 p.

- URL: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19770018227.pdf>
4. *Onat E., Klees G.W.* A Method of estimate weight and dimensions of large and small gas turbine engines. National Aeronautics and Space Administration (NASA) — Lewis Research Center. January 1979. 132 p. URL: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19790006875.pdf>
 5. *Югов О.К., Селиванов О.Д.* Основы интеграции самолета и двигателя. — М.: Машиностроение, 1989. — 304 с.
 6. *Бакулев В.И., Голубев В.А., Крылов Б.А.* и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок / Под ред. В.А. Сосунова, В.М. Чепкина. — М.: Изд-во МАИ, 2003. — 688 с.
 7. *Кулагин В.В., Бочкарев С.К., Горюнов И.М.* и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник / Под общ. ред. В.В. Кулагина. — М.: Машиностроение, 2005. Кн. 3. — 464 с.
 8. *Цховребов М.М.* «Модульное» моделирование весовых характеристик ТРДДФ // ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности / Под общ. науч. ред. В.А. Скибина, В.И. Солонины, М.Я. Иванова. — М.: ЦИАМ, 2005. Т. 1. С. 64-68.
 9. *Зрелов В.А.* Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы. — М.: Машиностроение, 2005. — 336 с.
 10. *Шустов И.Г.* Авиационные двигатели. — М.: Аэросфера, 2007. — 344 с.
 11. *Бакалеев В.П., Палкин В.А., Пономарев Б.А., Соркин Л.И.* Иностраные авиационные двигатели, 2000: Справочник / Под общ. ред. Л.И. Соркина. — М.: Авиамир, 2000. — 534 с.
 12. Иностраные авиационные двигатели: Справочник ЦИАМ / Под общей ред. В.А. Скибина, В.И. Солонины. Вып. 14. — М.: Авиамир, 2005. — 592 с.
 13. Иностраные авиационные двигатели и газотурбинные установки: Справочник (по материалам зарубежных публикаций) / Отв. ред. Л.И. Соркин, Г.К. Ведешкин, А.Н. Князев. Вып. 15. — М.: Изд-во ЦИАМ, 2010. — 413 с.

DOUBLE-FLOW TURBOPROP WITH AFTERBURNER WEIGHT INDICES ESTIMATION AT THE INITIAL STAGE OF ITS DESIGN

Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Kizeev I.S.

*Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov,
CIAM, 2, Aviamotornaya str., Moscow, 111116, Russia
e-mail: 30105@ciam.ru*

Abstract

The paper considers perspective approaches to double-flow turboprop with afterburner weight estimation technique forming at the initial stage of its design, having potential of implementation with acceptable accuracy for new generation of engines.

The authors carried out analysis of the existing weight estimation techniques with different degree of their elementwise particularization, and under various methods of main regularities selection, linking engine gas-dynamic and weight parameters. “Modular” and integral engine weight estimation techniques were considered, and weights of 16 engines were computed using these techniques.

Based on carried out analysis, the selected variant of integral approach was updated with allowance for gathered statistical data on new generation of turboprop mass and gas-dynamic parameters. A correction factor, characterizing the generation to which a certain engine

is related according to its weight efficiency, was determined.

Recommendations on weight estimation of an engine design based on the existing gas generator were developed. These recommendations imply implementation of correlation dependencies of the engine’s separate modules weights from its operation parameters within the framework of the developed technique.

To determine the weight of turboprop with afterburner, developed on the basis of scaled or modified gas generator, a combined technique matching up either integral or “modular” approaches was formed.

Finally, the recommendations on implementation of the formed techniques with allowance for their future development by invoking additional data, including the data on newly developed engines, are provided.

Keywords: turboprop with afterburner, turboprop with afterburner weight, advanced aircraft, turbofan core, turboprop with afterburner design.

References

1. Fokin D.B., Isyanov A.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 132-143.
2. *Dvigateli gasoturbinnye aviacionnye. Ponyatiya, sostav i kontrol massy, GOST 17106-90* (Aircraft gas-turbine engines. Concepts, composition and mass control, State standart 17106-90), Moscow, Standarty, 1990, 14 p.
3. Pera R.J., Onat E., Klees G.W., Tjonneland E. *A Method of Estimate Weight and Dimensions of Aircraft Gas Turbine Engines*. NASA – Lewis Research Center, May 1977, 47 p.
4. Onat E., Klees G.W. *A Method of Estimate Weight and Dimensions of Large and Small Gas Turbine Engines*. NASA – Lewis Research Center, 1979, 54 p.
5. Yugov O.K., Selivanov O.D. *Osnovy integratsii samoleta i dvigatelya* (Plane and the engine integration basics), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 304 p.
6. Bakulev V.I., Golubev V.A., Krylov B.A., Marchukov E.Yu., Nechayev Yu.N., Onishik I.I., Sosunov V.A., Chepkin V.M. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviacionnyh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Theory, calculation and design of aviation engines and power plants), Moscow, MAI, 2003, 688 p.
7. Kulagin V.V., Bochkarev S.K., Goryunov I.M. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviacionnyh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Theory, calculation and design of aviation engines and power plants), Moscow, Mashinostroenie, 2005, 464 p.
8. Tskhovrebov M.M. *TsIAM 2001-2005. Osnovnye rezul'taty nauchno-tekhnicheskoi deyatel'nosti. Sbornik statei*, Moscow, TsIAM, 2005, vol. 1, pp. 64-68 (472 p.).
9. Zrellov V.A. *Otechestvennye gasoturbinnye dvigateli. Osnovnye parametry i konstruktivnye schemy* (Domestic gas turbine engines. Critical parameters and structural schemes), Moscow, Mashinostroenie, 2005, 336 p.
10. Shustov I.G. *Aviatsionnye dvigateli* (Aircraft engines), Moscow, Aerosfera, 2007, 344 p.
11. Bakaleev V.P., Palkin V.A., Ponomarev B.A., Sorkin L.I. *Inostrannye aviacionnye dvigateli, 2000* (Foreign aviation engines, 2000), Moscow, Aviamir, 2000, 534 p.
12. *Inostrannye aviacionnye dvigateli* (Foreign aviation engines), Moscow, Aviamir, 2005, release 14, 592 p.
13. *Inostrannye aviacionnye dvigateli i gazoturbinnye ustanovki* (Foreign aviation engines and gas turbine installations), Moscow, TsIAM, 2010, release 15, 413 p.