

## МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЯГИ ДВУХКОНТУРНЫХ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ

<sup>1</sup>Национальный авиационный университет  
<sup>2</sup>Государственный Университет инфраструктуры и технологий  
<sup>3</sup>Государственное предприятие "Антонов"

*Рассматриваются проблемы определения тяги двухконтурных турбореактивных двигателей в условиях эксплуатации. Проведен сравнительный анализ известных методов решения исследуемой проблемы, их достоинства и недостатки, а также предложен свой, оригинальный метод, заслуживающий внимания исходя из его простоты и точности получаемых результатов.*

**Ключевые слова:** полетная тяга двигателя, двухконтурный турбореактивный двигатель, измеряемые параметры двигателя, тарифовочная функция, критерий подобия режимов работы двигателя.

**Введение.** Разработка методов определения тяги двухконтурных турбореактивных двигателей является актуальной как для обеспечения безопасности полетов, так и для оценки технического состояния двигателей.

Особенно актуальна задача определения величины максимальной тяги на взлетном режиме и ее индикация в кабине пилотов, что позволяет обеспечивать безопасный взлет.

Величина максимальной тяги также является одним из наиболее информативных диагностических параметров работы двигателя, характеризующий его техническое состояние.

**Цель статьи.** Настоящее исследование предполагает анализ существующих методов определения тяги двухконтурных турбореактивных двигателей со смешением потоков, как на земле, так и в полете с точки зрения возможности их практического применения при разработке системы индикации тяги в кабине пилота и для принятия оперативного решения обеспечения безопасного взлета.

Ниже рассмотрены методы, которые, по мнению авторов, представляют наибольший интерес и предложен свой наиболее приемлемый для практического использования.

**Изложение основного материала статьи.** Согласно методу, приведенному в работе [1], на двигатель устанавливают датчики для измерения полных давлений и температуры за компрессором. Измерения проводят с использованием этих датчиков в процессе приемо-сдаточных испытаний, также измеряется тяга двигателя и расход топлива. По результатам приемо-сдаточных испытаний формируют тарифовочную функцию. Функция задается в виде отношения тяги двигателя к полному давлению за компрессором, а как аргумент используется любой критерий подобия режимов работы двигателя. Например, критерий подобия режимов работы двигателя определяется по формуле:

$$\Pi_{\text{при}} = \frac{G_{\text{т}} n_{\text{вд}} K_{\text{т*в}}}{T_{\text{визм}}^* p_{\text{к}}^*}$$

где  $G_{\text{т}}$  – расход топлива;  $T_{\text{визм}}^*$  – полная температура воздуха в любом сечении двигателя;  $K_{\text{т*в}}$  – безразмерный коэффициент, функционально зависящий от измеряемой температуры воздуха  $T_{\text{визм}}^*$ , определяемый для конкретного (данного) типа ТРДД по его математической модели. Полученные экспериментально тарифовочные функциональные зависимости аппроксимируют уравнениями

$$\bar{R} = \left( \frac{R}{p_{\text{к}}^*} \right) = f(\Pi_{\text{при}}) \quad (1)$$

где  $R$  – тяга двигателя.

Для определения тяги двигателя на земле при нулевой скорости самолета (число  $M=0$ ) измеряют полное давление воздуха за компрессором высокого давления  $p_{\text{квизм}}^*$ , рассчитывают выбранный критерий подобия  $\Pi_{\text{при}}$ , а тягу двигателя определяют по формуле:

$$R = p_{\text{квизм}}^* \bar{R}$$

где  $\bar{R}$  – величина, определенная по уравнению (1) в зависимости от выбранного и предварительно рассчитанного критерия подобия.

Для определения тяги двигателя в полете измеряют число  $M$ , формируют и аппроксимируют две тарировочные функциональные зависимости. Первую формируют при числе  $M=0$  в процессе приемо-сдаточных испытаний двигателя по эксплуатационным данным, а вторую – формируют с использованием расчетных высотно-скоростных характеристик двигателя. По математической модели

конкретного типа ТРДД в виде  $\Delta\left(\frac{R}{p_k^*}\right) = f(\Pi_{\text{при}}; M)$ , где как функцию используют отклонение

отношений тяги двигателя к полному давлению воздуха за компрессором при числе  $M=0$  от того же отношения при значениях чисел  $M$  полета самолета в ожидаемых условиях эксплуатации двигателя

$\Delta\left(\frac{R}{p_k^*}\right)^{M_{\text{п}}} = \left(\frac{R}{p_k^*}\right)^{M=0} - \left(\frac{R}{p_k^*}\right)^{M_{\text{п}}}$ , а как аргумент используют два критерия подобия ( $\Pi_{\text{при}}$  и число  $M$ ).

Указанные зависимости аппроксимируют уравнениями двух переменных:

$$\Delta\left(\frac{R}{p_k^*}\right)^{M_{\text{п}}} = f(\Pi_{\text{при}}; M). \quad (2)$$

Тягу двигателя определяют по формуле

$$R = p_{\text{к.изм}}^* \left[ \left(\frac{R}{p_k^*}\right)_{\text{ТАР.и}}^{M=0} - \Delta\left(\frac{R}{p_k^*}\right)_{\text{ТАР.и}}^{M_{\text{п}}} \right],$$

где  $\left(\frac{R}{p_k^*}\right)_{\text{ТАР.и}}^{M=0}$  – любое вычисленное значение по уравнению (1) первых тарировочных функциональных

зависимостей для выбранного и рассчитанного  $\Pi_{\text{при}}$ ;  $\Delta\left(\frac{R}{p_k^*}\right)_{\text{ТАР.и}}^{M_{\text{п}}}$  – любое вычисленное значение по

уравнению (2) вторых функциональных зависимостей с использованием полученных чисел  $M$  полета и любого выбранного и рассчитанного критерия подобия режимов работы двигателя  $\Pi_{\text{при}}$ .

Для реализации данного метода используют только те параметры, которые измеряются и используются в системе автоматического управления, кроме того его практическая реализация требует больших временных и финансовых затрат на работу математического обеспечения и проведение испытаний.

В работе [2] предлагается способ определения тяги сопла в полете, основанный на измерении усилий сопротивления двумя зондами. Зонды в виде стержней прямоугольной формы с разным аэродинамическим сопротивлением устанавливаются на срезе сопла в газовом потоке. По замеренным усилиям определяется параметр, характеризующий отношение усилий на зондах. В качестве такого

параметра используют отношение коэффициентов сопротивления стержней  $c_{x11}$  и  $c_{x21}$   $\frac{c_{x11}}{c_{x21}} = \frac{P_{11}}{P_{21}}$  или

отношение суммы коэффициентов к их разнице  $\frac{c_{x11} + c_{x21}}{c_{x21} - c_{x21}} = \frac{P_{11} + P_{21}}{P_{21} - P_{21}}$ .

По заранее полученным на земле зависимостям  $M = f\left(\frac{c_{x11}}{c_{x21}}\right)$  или  $M = f\left(\frac{c_{x11} + c_{x21}}{c_{x21} - c_{x21}}\right)$  находят число

$M$ . По найденному числу  $M$  по графику  $c_x = f(M)$  определяют  $c_{x11}$  и  $c_{x21}$ , после чего рассчитывается скоростной напор на каждом зонде

$$\rho V_{11}^2 = \frac{2P_{11}}{c_{x11} F_{11}} \quad \text{и} \quad \rho V_{21}^2 = \frac{2P_{21}}{c_{x21} F_{21}},$$

где  $F_{11}$ ,  $F_{21}$  – площадь омываемых поверхностей первого и второго зондов.

Скоростной напор газового потока в сопле двигателя  $Q_0$  определяется как среднеарифметическое скоростных напоров для каждого зонда с учетом их угла установки  $\alpha$  по формуле:

$$Q_0 = \frac{\rho V_{11}^2 + \rho V_{21}^2}{2 \cos^2 \alpha}.$$

В зоне расположения зондов также измеряется избыточное статическое давление газового потока  $\Delta p_c$  относительно окружающего воздуха  $p_H$ . По полученным скоростному напору газового потока в сопле двигателя и избыточному статическому давлению газового потока определяется тяга сопла двигателя в полете

$$R = Q_0 F_c + F_c \Delta p_c.$$

В наземных условиях  $\Delta p_c = 0$  и, следовательно, тяга будет равна

$$R_0 = Q_0 F_c.$$

Недостатком вышеизложенного метода является его сложность, большой объем экспериментальных исследований, необходимых для определения коэффициентов сопротивления зондов, и наличие погрешности при измерении избыточного статического давления в зоне размещения зондов. К числу недостатков, которые усложняют практическое использование данного метода, также относится необходимость использования дополнительного нештатного датчика для измерения избыточного статического давления.

В работе [3] предложен метод определения тяги двигателя на земле. Для реализации данного метода измеряют атмосферное давление, статическое давление газа во входном и выходном сечениях сопла, а также площади этих сечений. По замеренным величинам определяется реактивная тяга:

$$R = F_c \frac{2k}{k-1} \left[ \frac{\left( \frac{p_1}{p_c} \sigma_c \right)^{\frac{k+1}{k}} - A}{\left( \frac{p_1}{p_c} \sigma_c \right)^{\frac{2}{k}} - A} - 1 \right] + F_c (p_c - p_H), \quad (6)$$

где  $R$  – реактивная тяга двигателя;  $F_c$  – площадь выходного сечения реактивного сопла,  $p_c$  – статическое давление в выходном сечении сопла;  $k$  – показатель адиабаты;  $p_1$  – статическое давление на входе в сопло;  $\sigma_c$  – коэффициент сохранения полного давления в реактивном сопле;  $p_H$  – атмосферное давление;  $A = \left( \frac{F_c}{F_1} \sigma_c \right)^2$ ;  $F_c$  – площадь входного сечения реактивного сопла.

К недостаткам, которые затрудняют практическое применение этого метода, относятся: необходимость дополнительной операции в процессе производства – измерение площади входного и выходного сечения сопла; необходимость внесения новых данных в бортовой компьютер после замены двигателей в процессе эксплуатации; наличие погрешностей при измерении статического давления в выходном сечении сопла из-за присутствия отрывных зон возле стенок сопла в этом сечении, оказывающих важное влияние на точность определения параметра.

На базе вышеописанного разработан метод определения реактивной тяги ГТД в стартовых условиях [4] путем измерения давления внешнего воздуха, площади выходного сечения реактивного сопла, полного давления за компрессором. Тяга рассчитывается по формуле:

$$R = DBF_c \beta_{кр} \left[ \left( \frac{Dp_{кр}^*}{p_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] + F_c [Dp_{кр}^* \beta_{кр} - p_H] \quad (7)$$

где  $D = \sigma_{кк} \sigma_{с1} \sigma_{\pi} \frac{1}{\pi_T}$ ;  $\sigma_{кк}$ ,  $\sigma_{с1}$ ,  $\sigma_{\pi}$  – соответственно коэффициенты сохранения полного давления в камерах сгорания, смешения и реактивном сопле,  $\pi_T$  – степень расширения в турбине двигателя;

$B = \frac{k}{k-1}$ ;  $k$  – показатель адиабаты;  $\beta_{кр} = \left[ \frac{2}{k+1} \right]^{\frac{k}{k-1}}$ ;  $p_{кр}^*$  – полное давление воздуха на выходе из компрессора.

Величину  $D$ ,  $B$ ,  $\beta_{кр}$ ,  $F_c$  находят используя результаты газодинамического расчета и формулярные данные двигателя определенной серии, к которой относится конкретный ГТД. Предлагается расчет тяги по формуле (7) осуществлять в автоматическом режиме в бортовом вычислительном комплексе и вывести величину тяги на установленный в кабине пилотов указатель.

При реализации данного метода в условиях эксплуатации необходимо вносить изменения в исходные данные (величины  $D$  и  $F_c$ ) для расчета тяги при замене двигателей. На точность метода негативно влияет изменение величин степени расширения в турбине и коэффициентов сохранения полного давления в камере сгорания, камере смешения и реактивном сопле.

На точность конечного результата определения тяги двигателей также негативно влияет большое число параметров, входящих в формулу (7).

На основе двух рассмотренных выше методов разработан способ определения реактивной тяги в полете [5]. Согласно этому способу измеряют давление окружающего воздуха, полное давление за компрессором, площадь выходного сечения реактивного сопла, мгновенный расход топлива, полную температуру выходящих газов и скорость полета. Тяга ГТД в полете определяется по формуле:

$$R = DBF_c \beta_{кр} \left[ \left( \frac{Dp_{кр}^*}{P_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] + F_c [Dp_{кр}^* \beta_{кр} - p_H] - \left( \frac{0,0396 Dp_{кр}^* F_c}{\sqrt{T_{ТВ}^*}} - G_T \right) V \quad (8)$$

где  $T_{ТВ}^*$  – полная температура выходящих газов;  $G_T$  – мгновенный расход топлива;  $V$  – скорость полета.

В формулу (8) как и в формулу (7) входят величины  $D$ ,  $B$ ,  $\beta_{кр}$ , и  $F_c$ , что обуславливает наличие тех же недостатков, что и у выше рассмотренного метода [4]. Так же следует отметить, что при получении формулы (8) делалось допущение о постоянстве функции плотности тока в выходном сечении реактивного сопла при изменении режима работы двигателя. Это приводит к возникновению дополнительных погрешностей при определении величины реактивной тяги.

Известен метод расчетной оценки тяги, основанный на способе контроля тяги двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков [6], согласно которого измеряют полное давление на входе в двигатель, за компрессором низкого давления и за турбиной, а также площадь выходного сечения реактивного сопла. По замеренным параметрам вычисляются значения параметров, характеризующих величину тяги двигателя

$$\frac{P_{см}^*}{P_{кн}^*} F_c \quad \text{или} \quad \frac{P_{см}^*}{P_H^*} F_c,$$

где  $P_{см}^*$  – полное давление газа за камерой смешения;  $P_{кн}^*$  – полное давление за компрессором низкого давления;  $P_H^*$  – полное давление на входе в двигатель.

Полное давление газа за камерой смешения определяют по формуле

$$P_{см}^* = \frac{P_{кн}^* + p_T^* \frac{F_I}{F_{II}}}{1 + \frac{F_I}{F_{II}}}, \quad (9)$$

где  $p_T^*$  – полное давление за турбиной;  $F_I$  и  $F_{II}$  – значения площадей первого и второго контура на входе в камеру смешения.

Данный способ является оценочным и, соответственно, имеет значительную погрешность, а также фактически оценивает значение тяги сопла без учета входного импульса. Дальнейшее развитие рассмотренный способ получил в изобретении [7], согласно которому тяга двигателя определяется по следующему алгоритму:

- измеряются расход топлива, скорость набегающего потока (скорость полета), атмосферное давление, полная температура на входе в двигатель, частота вращения вала компрессора низкого давления, полное давление за компрессором низкого давления КНД и за турбиной, площадь среза реактивного сопла;

- из уравнения расхода газа на срезе реактивного сопла определяется функция плотности тока  $q(\lambda_c)$ ;

- определяется приведенная скорость потока на срезе сопла  $\lambda_c$ ;

- вычисляются газодинамические функции  $\gamma(\lambda_c)$  и  $\pi(\lambda_c)$ ;
- определяется давление на срезе сопла

$$p_{\text{свых}} = \bar{p}_c^* \pi(\lambda_c),$$

где  $\bar{p}_c^*$  – параметр, пропорциональный полному давлению на входе в реактивное сопло;

- рассчитывается выходной импульс реактивного сопла

$$j = F_c \left( \frac{p_{\text{свых}}}{r(\lambda_c)} - p_H \right);$$

- определяется величина тяги двигателя

$$R = j - G_B V,$$

где  $G_B$  – расход воздуха на входе в двигатель.

Величину расхода воздуха на входе в двигатель определяют следующим образом. По известным значениям частоты вращения вала КНД и полной температуры на входе в двигатель вычисляют приведенную частоту вращения  $\frac{n_{\text{кн}}}{\sqrt{T_B^*}}$ . Затем по универсальной характеристике компрессора низкого

давления находят значение приведенного расхода воздуха  $G_{\text{впр}}$ . Используя величину измеренного атмосферного давления рассчитывают расход воздуха.

Определение расхода воздуха с использованием характеристики КНД имеет ряд недостатков. Характеристика каждого конкретного двигателя индивидуальна и изменяется с увеличением наработки и влажности атмосферного воздуха. При большой наработке двигателя изменяется аэродинамическая форма лопаток компрессора из-за абразивного износа и отложений, а также увеличиваются радиальные зазоры. Тяга рассчитанная данным способом для двигателя с большой наработкой в условиях взлета в неблагоприятных условиях (тропические осадки, повышенная влажность) может оказаться значительно ниже фактической, что может привести к летному происшествию.

Авторами предлагается метод определения тяги двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков в условиях эксплуатации при нулевой скорости самолета. Суть метода заключается в следующем: измеряют давление окружающего воздуха и полное давление за компрессором, а тягу двигателя определяют по формуле

$$R = K_1 + K_2 \left( \frac{p_k^*}{p_H} \right), \quad (10)$$

где  $K_1$  и  $K_2$  – постоянные для данной серии двигателей величины, которые определяются по результатам приемо-сдаточных испытаний;  $p_k^*$  – полное давление за компрессором;  $p_H$  – давление окружающего воздуха.

Формула (10) получена в результате корреляционно-регрессионного анализа результатов стендовых испытаний двигателя. Целесообразность получения зависимости тяги от полного давления за компрессором и атмосферного подтверждается тем, что эти параметры однозначно функционально связаны с тягой двухконтурных двигателей со смешением потоков. Для обеспечения однородности статистической выборки проводился анализ корреляционной зависимости между приведенной тягой

$R_{\text{пр}} = R \frac{1,033}{p_H}$  и отношением давлений  $\bar{p} = \frac{p_k^*}{p_H}$ . Указанные параметры являются параметрами подобия, что позволяет исключить влияние внешних условий.

Использование формулы (10) и прибора для измерения отношения давлений  $\left( \frac{p_k^*}{p_H} \right)$  с электрическим выходным сигналом позволяет создать электронный указатель тяги, располагаемый в кабине пилотов.

Для определения величины тяги двигателя при разбеге самолета используется формула, приведенная в работе [8]

$$\bar{R} = 1 - \frac{V}{R_{\text{ГО}}}, \quad (11)$$

где  $\bar{R} = \frac{R}{R_{GO}}$  – относительная тяга;  $R_{GO}$  – удельная тяга двигателя на взлете.

Тяга двигателя в момент отрыва самолета составляет

$$R_{взл} = R\bar{R} \quad (12)$$

Формулы (11) и (12) могут быть использованы при расчете взлетно-посадочных характеристик самолета.

Метод прошел экспериментальную апробацию при определении тяги двигателя Д-30КП-2 на земле перед выполнением полета самолетов Ил-76 в диапазоне режимов работы от 0,42 номинального до взлетного при изменении атмосферного давления от 600 мм рт. ст. до 780 мм рт.ст. Погрешность составила  $\pm 3\%$ . Полученные результаты согласуются с данными, приведенными в работе [9]. В работе [9] проанализированы результаты испытаний ста серийных двухвальных двухконтурных турбореактивных двигателей (температура газа перед турбиной на взлетном режиме  $T_T^* = 1330\text{K}$ , суммарная степень повышения давления  $\pi_{\Sigma}^* = 18$ , степень двухконтурности  $m=1$ ). Разброс по величине силы тяги при постоянной частоте вращения ротора высокого давления для этих двигателей составил также  $\pm 3\%$ .

#### Выводы.

Представленная работа не исчерпывает всего многообразия существующих методов определения тяги, но на основе проанализированных в статье методов определения тяги двухконтурных турбореактивных двигателей в условиях эксплуатации следует, что наиболее приемлемым с точки зрения возможности практического использования в стартовых условиях для обеспечения безопасного взлета и точности определения тяги является метод, предложенный авторами.

Предложенный авторами подход к определению реактивной тяги двухконтурных турбореактивных двигателей со смешением потоков позволяет определять значение тяги по параметрам, регистрируемым штатными приборами, что позволяет рассматривать его практическое использование при разработке системы индикации тяги в кабине пилота.

#### Список литературных источников

1. Пат. RU2346173 С2 МПК F02С 9/00 Способ определения тяги турбореактивного двухконтурного двигателя/ Иванов А.А., Круглов М.И., Куликова В.Л.; ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн» - №2006141934/06; Заявл. 27.11.2006; Опубл. 10.02.2009. Бюл. №4.
2. Пат. RU2230302 С1 МПК G01L 5/13 Способ определения тяги сопла газотурбинного двигателя в полете и устройство его осуществления/ Подколзин В.Г., Полунин И.М., Кулаков А.Д.; ЗАО «Научно-методический центр «Норма» - №2003107491/28; Заявл. 19.03.2003; Опубл. 10.06.2004.
3. Пат. 12571 Украина, МПК G01M 15/00 Спосіб визначення реактивної тяги ГТД/ Дмитрієв С.О., Козлов В.В, Панін В.В., Моїсєєв Б.М.; КМУЦА-№94012422; Заявл. 04.01.94; Опубл. 28.02.97, Бюл №1.
4. Пат. UA52806 Україна, МПК G01M 15/00 Спосіб визначення реактивної тяги ГТД/ В.В. Панін, Ю.М. Терещенко, М.С. Кулик, Л.Г. Волянська; НАУ - № U201002662; Заявл. 10.03.2010; Опубл. 17.08.2010, Бюл. №17.
5. Пат. UA59443 МПК G01M 15/00 Спосіб визначення реактивної тяги ГТД в польоті/ Волянська Л.Г., Кулик М.С., Панін В.В., Терещенко Ю.М.; Національний авіаційний Университет -№ U20101472222; Заявл. 08.12.2010; Опубл. 10.05.2011, Бюл №9.
6. Боровик В.О., Борщанский В.М., Зозулин В.А. Контроль величины тяги авиационных турбореактивных двигателей в условиях эксплуатации. //Сборник «Некоторые вопросы расчета и экспериментального исследования высотно-скоростных характеристик ГТД», Труды ЦИАМ № 663, 1975, с.240-254.
7. Пат. RU 2596413 МПК7 F02С900 Способ определения тяги в полете турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков/ Кизеев И. С., Пудовкин И. Ю., Эзрохи Ю. А. Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»( RU); Заявл.19.05. 2011; Опубл. 27.02.2013.
8. Клячкин А.Л. Теория воздушно-реактивных двигателей./ А.Л. Клячкин // -М.: Машиностроение 1969. – 512с.
9. С.К. Бочкарев, В.В. Кулагин 2004 Исследование закономерностей раз роса параметров двухвальных двухконтурных и трехвальных турбовинтоторных двигателей / Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, №2,2004