

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЯГИ АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ СО СМЕШЕНИЕМ ПОТОКОВ В ПОЛЕТЕ ПРИ УСЛОВИИ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ НА ВХОДЕ В ДВИГАТЕЛЬ

Эзрохи Ю.А., Хорева Е.А., Кизеев И.С.

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

Рассмотрен способ определения полетной тяги двухконтурного двигателя со смешением потоков при наличии неоднородного поля полного давления на входе. Учитывается влияние неравномерности на входе как на расход воздуха вследствие снижения условно осредненного полного давления на входе, так и на удельную тягу из-за снижения общего уровня давления по тракту двигателя и, соответственно, располагаемого перепада давления в реактивном сопле. Проведенные по представленной методике с учетом типовой входной неравномерности расчетные оценки показали, что ожидаемое падение тяги составит 8,9%, при этом 8% — за счет снижения расхода воздуха и 0,9% — за счет снижения удельной тяги.

*Ключевые слова:* полетная тяга двигателя, двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением, неоднородность полного давления на входе, измеренные параметры двигателя, осреднение полного давления на входе в двигатель.

### Введение

Как известно, применение газотурбинного двигателя (ГТД) в составе силовой установки летательного аппарата обычно сопряжено с возникновением определенных эксплуатационных факторов, значительным образом влияющих на работу авиационного ГТД. Одним из таких факторов является неравномерность поля давления и температуры воздуха, попадающего на вход в проточный тракт двигателя.

Такого рода явления могут быть вызваны различными причинами. Утопленное расположение двигателя внутри летательного аппарата (для военных двигателей — с целью повышения маскирующих свойств, для гражданских, например в схеме «летающее крыло», — для снижения сопротивления самолета, а также из соображений лучшей аэродинамической компоновки) обычно предполагает наличие достаточно длинного криволинейного канала, подводящего воздух к двигателю [1]. В этом канале неизбежно возникают местные отрывы, вихри, приводящие к дополнительным потерям давления и, как результат, к неоднородности поля полного давления непосредственно на входе в двигатель.

Другой причиной неравномерности поля давления на входе в двигатель при его расположении в задней части летательного аппарата может явиться попадающий на вход след от «отрыва» пограничного слоя с фюзеляжа самолета.

В результате вышеописанных явлений в двигатель поступает поток воздуха с определенным распределением скорости, давления и температуры в плоскости входа; при этом изменение этих параметров может быть как в радиальном, так и в окружном направлении, а также комбинированным.

Как показывают результаты теоретических [2, 3] и экспериментальных [3] исследований, входная неравномерность полного давления может оказывать довольно значительное влияние на параметры ГТД и его узлов, в первую очередь на запасы газодинамической устойчивости (ГДУ) компрессоров и тягово-экономические характеристики двигателя.

Влиянию входной неравномерности полного давления на ГДУ посвящен целый ряд теоретических работ, подтвержденных большим количеством экспериментальных исследований и основанных на достаточно сложном нестационарном пространственном моделировании рабочего процесса в проточной части двигателя и его элементов [4–6].

Снижение полетной тяги в случае неоднородного входного потока происходит вследствие двух причин. Уменьшение общего уровня полного давления по тракту двигателя, в том числе и из-за дополнительных потерь при «размывании» областей с различным уровнем полного давления, в конечном итоге приводит к снижению перепада давлений на реактивном сопле и, соответственно, удельной тяги двигателя. Кроме этого, вследствие снижения общего уровня давления на входе уменьшается и физический расход воздуха через двигатель.

Ранее был разработан и запатентован способ определения тяги двигателя, позволяющий в полете по измеренным режимным параметрам и параметрам внешней окружающей среды оценить его тягу при условии однородного потока на входе [7].

В данной работе эта упрощенная инженерная методика распространяется на случай реального неоднородного поля полного давления на входе в двигатель. В качестве измеренных параметров используются:

- параметры окружающей среды (температура и давление торможения набегающего потока  $T_{вх}^*$  и  $p_{вх}^*$ , статическое давление  $p_n$ ), позволяющие определить скорость набегающего потока воздуха на входе в двигатель  $V_n$ ;

- частота вращения вала компрессора низкого давления  $n_{пр\_кнд}$ , косвенно определяющая расход воздуха через двигатель  $G_B$ ;

- полное давление за компрессором низкого давления  $p_{кнд}^*$ ;

- полное давление за турбиной  $p_t^*$ ;

- расход топлива, подаваемого в двигатель, состоящий из расхода топлива в основной камере сгорания  $G_T$  и форсажной  $G_{тф}$ ;

- положение створок реактивного сопла, характеризующее площадь его критического сечения  $F_c$ .

### Алгоритм определения тяги в полете

Предлагаемая методика состоит из двух частей.

На первом (предварительном) этапе, проводимом до начала полета, необходимо подготовить исходную информацию, которая в дальнейшем будет использоваться для оценки тяги в полетных условиях.

Исходная информация включает:

- полученное в предварительных тестовых полетах или продувках носовой части фюзеляжа на всех характерных режимах распределение полного

давления (рис. 1) в плоскости входа в двигатель (рис. 2);

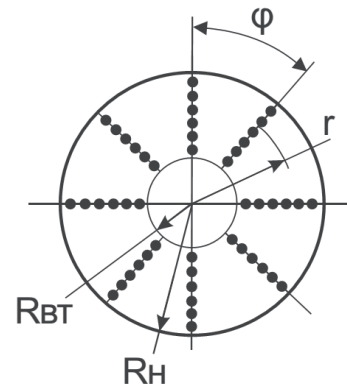


Рис. 1. Расположение датчиков замера полного давления на входе в двигатель

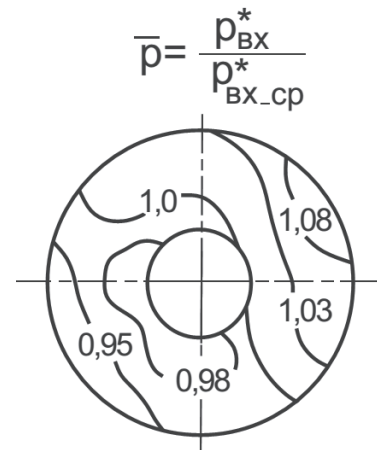


Рис. 2. Диаграмма распределения поля полного давления на входе в двигатель

- полученный для всех характерных режимов массив значений коэффициента неравномерности полного давления  $A_p$  в сечении на входе в двигатель, равного отношению осредненного значения полного давления

$$p_{вх\_ср}^* = \frac{1}{\varphi_2 - \varphi_1} \cdot \frac{1}{R_{нар} - R_{вт}} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} \int_{R_{вт}}^{R_{нар}} p_{вх}^*(r, \varphi) dr d\varphi \quad (1)$$

к значению давления, соответствующему заданным полетным условиям  $p_{вх}^*$ :

$$A_{p\_вх} = \frac{p_{вх\_ср}^*}{p_{вх}^*}; \quad (2)$$

- полученную в результате автономных испытаний компрессора низкого давления (КНД) и характеризующую степень размывания неравномер-

ности при прохождении через КНД зависимость от-  
ношения коэффициента неравномерности полного

давления на входе  $A_{p\_вх}$  и на выходе  $A_{p\_кнд} = \frac{p_{кнд\_ср}^*}{p_{кнд}^*}$

из КНД

$$f(n_{пр\_кнд}) = \frac{A_{p\_кнд}}{A_{p\_вх}} \quad (3)$$

от приведенного значения частоты вращения  $n_{пр\_кнд}$ .

На втором (основном) этапе в полетных усло-  
виях после измерения соответствующих режимных  
параметров и параметров окружающей среды уточ-  
няется расход воздуха на входе в двигатель  $G_{в1}$ :

$$G_{в1} = G_{в} A_{p\_вх}. \quad (4)$$

Далее определяется ожидаемое осредненное  
значение полного давления за компрессором низ-  
кого давления  $p_{в.оср}^*$ , которое вычисляется по фор-  
муле

$$p_{в.оср}^* = p_{в}^* A_{p\_кнд}, \quad (5)$$

где  $p_{в}^*$  — номинальное значение полного давления  
за компрессором низкого давления.

Затем определяется параметр  $\overline{P_c^*}$ , пропорцио-  
нальный полному давлению на входе в реактивное  
сопло:

$$\overline{P_c^*} = (p_{в.оср}^* + p_T^* \cdot F') / (1 + F'), \quad (6)$$

где  $p_T^*$  — измеренное значение полного давления  
газа за турбиной;

$$F' = \frac{F_{тд}}{F_{см}} \quad \text{— отношение площади сечения на}$$

выходе из затурбинного диффузора  $F_{тд}$  к площади  
на входе в камеру смешения  $F_{см}$ .

Из уравнения теплового баланса для рабочего  
тела между сечениями входа в двигатель и выхода  
из смешительной камеры определяют температуру  
газа  $T_{см}^*$  на выходе из камеры смешения с учетом  
зависимости между удельной энтальпией газов за  
камерой смешения  $i_{см}^*$  и температурой  $T_{см}^*$ :

$$i_{см}^* = (G_{в1} \cdot i_{вх}^* + Hu \cdot \eta_{г} \cdot G_T) / G_{см}; \quad (7)$$

$$T_{см}^* = f_2(i_{см}^*, q_{см}), \quad (8)$$

где  $G_{см}$  — расход газа за камерой смешения, рав-  
ный  $G_{см} = G_T + G_{в1}$ ;

$i_{вх}^*$  — энтальпия воздуха на входе в двигатель,  
определяемая по температуре на входе в двигатель  
 $T_{вх}^*$ ;

$Hu$  — низшая теплотворная способность топли-  
ва;

$\eta_{г}$  — коэффициент полноты сгорания в основ-  
ной камере сгорания, определяемый по ее характе-  
ристикам;

$G_T$  — измеренное значение расхода топлива, по-  
даваемого в основную камеру сгорания;

$f_2$  — функция, связывающая температуру рабо-  
чего тела с его энтальпией и составом [7];

$q_{см}$  — условный состав рабочего тела в камере  
смешения,  $q_{см} = G_T / G_{в1}$ .

На следующем этапе определяют температуру  
газа  $T_{ф}^*$  на выходе из форсажной камеры с учетом  
зависимости [8] между удельной энтальпией газов  
за форсажной камерой  $i_{ф}^*$  и температурой тормо-  
жения  $T_{ф}^*$  из уравнения теплового баланса для ра-  
бочего тела между сечениями выхода из смешитель-  
ной камеры и выхода из форсажной камеры:

$$i_{ф}^* = (G_{см} \cdot i_{см}^* + Hu \cdot \eta_{ф} \cdot G_{тф}) / G_{ф}; \quad (9)$$

$$T_{ф}^* = f_2(i_{ф}^*, T_0, q_{\Sigma}), \quad (10)$$

где  $\eta_{ф}$  — коэффициент полноты сгорания в фор-  
сажной камере, определяемый по ее характери-  
стикам;

$G_{тф}$  — расход топлива, подаваемого в форсаж-  
ную камеру;

$G_{ф}$  — расход газа за форсажной камерой;

$q_{\Sigma}$  — условный состав рабочего тела в форсаж-  
ной камере,  $q_{\Sigma} = (G_{тф} + G_T) / G_{в1}$ .

Затем вычисляют значение плотности тока  
 $q(\lambda_{см})$  [9] исходя из уравнения расхода газа, опре-

деляемого через параметры заторможенного потока:

$$q(\lambda_{\text{см}}) = (G_{\text{T}} + G_{\text{В1}}) \sqrt{T_{\text{см}}^*} / (m_{\text{кр}} F_{\text{см}} \overline{P}_{\text{с}}^*), \quad (11)$$

где  $m_{\text{кр}}$  — коэффициент, зависящий от рода газа (состава смеси);

$F_{\text{см}}$  — площадь сечения канала на выходе из камеры смешения.

Определяют приведенную скорость  $\lambda_{\text{см}}$  на выходе из камеры смешения с помощью метода Ньютона, решая уравнение

$$q(\lambda_{\text{см}}) = \lambda_{\text{см}} \left[ \left( 1 - \frac{k_{\text{см}} - 1}{k_{\text{см}} + 1} \lambda_{\text{см}}^2 \right) \frac{k_{\text{см}} + 1}{2} \right]^{\frac{1}{k_{\text{см}} - 1}}, \quad (12)$$

где  $k_{\text{см}}$  — коэффициент адиабаты, значение которого для камеры смешения двухконтурного двигателя со смешением потоков принимается равным 1,33.

Вычисляют полное давление  $p_{\text{с}}^*$  на входе в реактивное сопло по формуле

$$p_{\text{с}}^* = \overline{p}_{\text{с}}^* \sigma_{\text{фк}}, \quad (13)$$

где  $\sigma_{\text{фк}}$  — коэффициент восстановления полного давления в форсажной камере,

$$\sigma_{\text{фк}} = f_3(T_{\text{ф}}^* / T_{\text{см}}^*, \lambda_{\text{см}}); \quad (14)$$

$f_3$  — функция, определяющая взаимосвязь коэффициента восстановления полного давления и степени подогрева в форсажной камере, значение которой определяется в результате автономных испытаний камеры или с помощью расчетов по ее математической модели.

Для полетного режима работы двигателя с отключенной форсажной камерой принимают значение  $\sigma_{\text{фк}} = 1$ .

Из уравнения расхода газа на срезе реактивного сопла находят значение плотности тока  $q(\lambda_{\text{с}})$ :

— для режима с неработающей форсажной камерой:

$$q(\lambda_{\text{с}}) = (G_{\text{T}} + G_{\text{В1}}) \sqrt{T_{\text{см}}^*} / (m_{\text{кр}} F_{\text{с}} p_{\text{с}}^*), \quad (15)$$

— для режима с работающей форсажной камерой:

$$q(\lambda_{\text{с}}) = (G_{\text{В1}} + G_{\text{T}} + G_{\text{ТФ}}) \sqrt{T_{\text{ф}}^*} / (m_{\text{кр}} F_{\text{с}} p_{\text{с}}^*). \quad (16)$$

Значение приведенной скорости потока  $\lambda_{\text{с}}$  на срезе реактивного сопла получают из выражения [9]

$$q(\lambda_{\text{с}}) = \lambda_{\text{с}} \left[ \left( 1 - \frac{k_{\text{с}} - 1}{k_{\text{с}} + 1} \lambda_{\text{с}}^2 \right) \frac{k_{\text{с}} + 1}{2} \right]^{\frac{1}{k_{\text{с}} - 1}}, \quad (17)$$

где  $k_{\text{с}}$  — показатель адиабаты на срезе сопла, значение которого при включенной форсажной камере принимается равным 1,25, а при выключенной — 1,33.

Каждому значению функции  $q(\lambda_{\text{с}})$  соответствуют два аргумента:  $\lambda_{\text{с1}} < 1$  и  $\lambda_{\text{с1}} > 1$ .

При выполнении условия  $p_{\text{с}}^* / p_{\text{Н}} < \left( \frac{k_{\text{с}} + 1}{2} \right)^{\frac{k_{\text{с}}}{k_{\text{с}} - 1}}$

принимают докритическое значение приведенной скорости потока на срезе сопла  $\lambda_{\text{с}} < 1$ , а при вы-

полнении условия  $p_{\text{с}}^* / p_{\text{Н}} \geq \left( \frac{k_{\text{с}} + 1}{2} \right)^{\frac{k_{\text{с}}}{k_{\text{с}} - 1}}$  — сверхкритическое значение  $\lambda_{\text{с}} \geq 1$ .

По значению  $\lambda_{\text{с}}$  рассчитывают значение газодинамической функции  $f_{\text{ГД}}(\lambda_{\text{с}})$  [9] приведенной плотности потока импульса на срезе реактивного сопла:

$$f_{\text{ГД}}(\lambda_{\text{с}}) = (1 + \lambda_{\text{с}}^2) \left[ \left( 1 - \frac{k_{\text{с}} - 1}{k_{\text{с}} + 1} \lambda_{\text{с}}^2 \right) \frac{k_{\text{с}} + 1}{2} \right]^{\frac{1}{k_{\text{с}} - 1}}. \quad (18)$$

Вычисляют выходной импульс  $J$  реактивного сопла:

$$J = F_{\text{с}} (p_{\text{с}}^* f_{\text{ГД}}(\lambda_{\text{с}}) - p_{\text{Н}}). \quad (19)$$

Определяют силу тяги двигателя  $R$  на конкретном стационарном полетном режиме работы двигателя:

$$R = J - G_{\text{В1}} V_{\text{П}}. \quad (20)$$

Таким образом, по измеренным параметрам рабочего тела в основных сечениях проточного тракта, а также частоте вращения ротора низкого давления и площади среза реактивного сопла оценивается значение полетной тяги двигателя в условиях реального полета с неоднородностью полного давления на входе.

Для демонстрации возможностей разработанной инженерной методики рассмотрен двухконтурный двухвальный турбореактивный двигатель (ТРДД) с параметрами, соответствующими четвертому поколению (в условиях взлета: температура газа перед турбиной 1650 К, суммарная степень повышения давления в компрессорах ~25, степень двухконтурности ~0,5), и характерному уровню показателей эффективности узлов на дозвуковом крейсерском режиме полета ( $M = 0,8$   $H = 11$  км).

Полученные по представленной выше методике с учетом входной неравномерности (см. рис. 1) расчетные оценки показали, что ожидаемое падение тяги составит 8,9%, при этом 8% — за счет снижения расхода воздуха и 0,9% — за счет снижения удельной тяги.

### Выводы

Представленная инженерная модель позволяет в полетных условиях определить тягу турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков с учетом неравномерности полного давления на входе. Полученное таким образом значение полетной тяги может быть использовано как в системе автоматического управления силовой установкой для ее возможной коррекции в полете, например с целью частичного или полного восстановления значения полетной тяги, так и в системе комплексной диагностики двигателя для оценки степени его износа и ухудшения характеристик его отдельных узлов и элементов.

Проведение окончательного поверочного расчета с помощью специализированных математических моделей двигателя более высокого уровня не только подтвердит полученные результаты, но и сократит их ожидаемую погрешность по отношению к реальным значениям, полученным в результате испытаний.

### 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. Архипов Д.В., Тумашев Р.З. Влияние радиальной неравномерности параметров потока при входе в рабочее колесо на газодинамические характеристики ступени осевого компрессора // Вестник двигателестроения. 2013. № 2. С. 130-135.
3. Greitzer E.M. Surge and rotating stall in axial flow compressors // Journal of Engineering for Power. 1976. Vol. 98. No. 2, pp. 190-217.
4. Краснов Д.С., Семерняк Л.И. Математическая модель процессов возникновения и развития неустойчивых режимов авиационных ГТД // Техника воздушного флота. 1999. №1. С. 36-54.
5. Горюнов А.И., Горюнов И.М. Учет влияния неравномерности параметров рабочего тела на характеристики узлов ГТД и ЭУ // Вестник УГАТУ. 2010. №3. С. 57-61.
6. Kurzke J. Effects of Inlet Flow Distortion on the Performance of Aircraft Gas Turbines // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2008. Vol. 130. No. 4, pp. 117-125.
7. Пудовкин И.Ю., Кизеев И.С., Эзрохи Ю.А. Способ определения тяги в полете турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков. Свидетельство о государственной регистрации №2596413 от 10.08.2016.
8. Руководящий технический материал авиационной техники РТМ 1677-83: Двигатели авиационные газотурбинные: Методы и подпрограммы расчёта термодинамических параметров воздуха и продуктов сгорания углеводородных топлив. — М.: ЦИАМ, 1983. — 92 с.
9. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика: Учебн. руководство для вузов. — М.: Наука, 1991. Т. 1. — 600 с.

## DETERMINING THE THRUST OF AN AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE WITH FLOWS MIXING UNDER CONDITION OF NON-UNIFORMITY OF TOTAL PRESSURE AT THE ENGINE INLET

Ezrokhi Yu.A., Khoreva E.A., 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 article deals with the flight thrust determining method of a bypass engine with flows mixing in the

presence of a non-uniform total pressure field at its inlet. The non-uniformity impact is taken into account for both air consumption due conventionally averaged total



pressure at the inlet, and the specific thrust due to the overall pressure level reduction along the engine passage, and, respectively, the available differential pressure in the jet nozzle.

Earlier, the authors developed and patented the engine thrust determining method allowing evaluate its thrust while in flight under condition of the uniform flow at its inlet according to the measured operating conditions and external environment parameters. The presented work extends this simplified engineering method to the real case of a non-uniform total pressure field at the engine inlet. Moreover, it employs corrected values of the total pressure along the engine passage to compute the thrust.

Thus obtained, the value of the flight thrust can be used in both automated control system for its possible in-flight correction, such as partial or full flight thrust value restoration, and the complex engine diagnostics system to evaluate its deterioration rate and deterioration in performance of its separate parts and elements.

Calculated evaluations performed according the developed method with account for typical input total pressure non-uniformity revealed that the expected thrust fall will be of 8.9%, with about 8% herewith due to the air consumption reduction, and the rest is due to specific thrust decrease.

**Keywords:** engine's flight thrust, bypass turboprop with mixing, total pressure non-uniformity at the inlet, engine measured parameters, total pressure averaging at the entrance.

## References

1. Fokin D.B., Isyanov A.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 132-143.
2. Arkhipov D.V., Tumashev R.Z. *Vestnik dvigatelestroeniya*, 2013, no. 2, pp. 130-135.
3. Greitzer E.M. Surge and rotating stall in axial flow compressors. *Journal of Engineering for Power*, 1976, vol. 98, no. 2, pp. 190-217.
4. Krasnov D.S., Semernyak L.I. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 1999, no. 1, pp. 36-54.
5. Goryunov A.I., Goryunov I.M. *Vestnik UGATU*, 2010, no. 3, pp. 57-61.
6. Kurzke J. Effects of Inlet Flow Distortion on the Performance of Aircraft Gas Turbines. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2008, vol. 130, no. 4, pp. 117-125.
7. Pudovkin I.Yu., Kizeev I.S., Ezrokhi Yu.A. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii* No. 2596413, 10.08.2016.
8. *Dvigateli aviatsionnye gasoturbinnye: metody i podprogrammy rascheta termodinamicheskikh parametrov vozdukha i productov sgoraniya uglevodorodnykh topliv. Rukovodyashiy tekhnicheskii material aviatsionnoy tekhniki RTM 1677-83* (Aircraft gas turbine engines: methods and subroutines of air and hydrocarbon fuel combustion products thermodynamic parameters calculation. A guiding technical material of aviation technique, no. 1677-83), Moscow, TsIAM, 1983, 92 p.
9. Abramovich G.N. *Prikladnaya gasovaya dinamika* (Applied gas dynamics), Moscow, Nauka, 1991, 600 p.