

# Определение аэродинамической силы в закрытом боксе стенда для испытаний ТРДД с большой степенью двухконтурности

**Клинский Б.М.**

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: bmklinский@ciam.ru

Рассмотрена методика сравнительных испытаний двигателя-эталона на открытом аттестованном стенде и в закрытом боксе испытательного стенда для определения аэродинамической силы в боксе как поправки к силе от тяги турбореактивного двухконтурного двигателя с большой степенью двухконтурности.

**Ключевые слова:** турбореактивный двухконтурный двигатель, большая степень двухконтурности, стендовые испытания, испытательный стенд, открытый стенд, закрытый стенд, испытательный бокс, сравнительные испытания, методика испытаний, аэродинамическая аттестация, аттестация испытательного бокса, двигатель-эталон, сила тяги двигателя, поправка на внешнюю аэродинамическую силу, погрешность

## Determination of aerodynamic force in a indoor test cell for testing turbofan engines with high bypass ratio

**Klinskiy B.M.**

CIAM, Moscow

The method of comparative tests of the reference engine at the outdoor certified test bench and in the (indoor) test cell has been considered for determination of aerodynamic force in the test cell as a correction to the force from the thrust of a turbofan engine with high bypass ratio.

**Keywords:** bypass turbofan engine, high bypass ratio, bench tests, test bench, outdoor test bench, indoor test cell, test cell, comparative tests, test methodology, aerodynamic certification, test cell certification, reference engine, engine thrust force, external aerodynamic force correction, error

### Введение

При стендовых испытаниях газотурбинных двигателей (ГТД) в закрытом боксе стенда величина аэродинамической силы как поправки к измеренной силе от тяги из-за влияния внутренней аэродинамики бокса на практике может достигать 3...5%. Неучет этой поправки может привести как к заметной ошибке в определении стендовой тяги и других параметров двигателя, так и к неправильной отладке двигателя. Последнее может повлиять на величину максимальной температуры газа перед турбиной двигателя, на запас газодинамической устойчивости компрессоров, а также на ресурс ГТД и другие эксплуатационные характеристики.

Отраслевой стандарт ОСТ 1 01021-93 [1, п. 6.8] содержит следующее предписание: «Определение влияния аэродинамики стенда на силу тяги ГТД, испытыва-

емого на наземных закрытых стендах, производится по ОСТ 1 02781. Для двигателей, не подпадающих под область применения ОСТ 1 02781, определение влияния аэродинамики стенда на силу от тяги испытываемого двигателя производится по дополнительной программе... с использованием Методики 53».

Однако область действия ОСТ 1 02781-2004 [2] и «Методики 53» не распространяется на турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД) с большой степенью двухконтурности при работе на докритических режимах в сопле (соплах). В связи с этим открытый испытательный стенд при необходимом методическом обеспечении может быть использован для определения характеристик эталонного двигателя, в том числе ТРДД с большой степенью двухконтурности и отдельными контурами, с целью первичной аэродинамической аттестации закрытого бокса испытательного стенда.



Рис. 1. Открытый стенд для испытаний ТРДД с большой степенью двухконтурности [3]

Для определения стендовой тяги ТРДД с большой степенью двухконтурности в условиях  $H = 0, M = 0$  на практике используют специальные открытые испытательные стенды (ОС) (рис. 1). ТРДД с входным устройством типа лемнискатного насадка вывешивают с помощью силового пилона на боковой консольной раме. При этом принимаются следующие допущения:

- полное давление на входе в ТРДД равно давлению окружающей среды ( $p_{вх}^* = p_n$ ), т.е. потери полного давления во входном устройстве равны нулю и коэффициент восстановления полного давления  $\sigma_B = 1,0$ , давление на внешней поверхности испытываемого ТРДД равно давлению окружающей среды;
- скорость потока воздуха в контрольном сечении на бесконечном расстоянии перед двигателем равна нулю ( $v_n = 0$ ), площадь контрольного сечения принимается значительно больше площади на входе в ТРДД ( $F_{вх.контр} \gg F_{вх}$ ), боковой ветер отсутствует;
- приземный пограничный слой и элементы крепления ТРДД к раме не оказывают влияния на распределение давления в выделенном контрольном объеме.

Конструкция ОС (см. рис. 1) предусматривает верхнюю подвеску ТРДД к динамометрической платформе с помощью лент растяжения. Входной лемнискатный насадок включает четыре меридиональных пояса по

лемнискате, препарированные приемниками статического давления, 18 приемников статического давления в расходомерном коллекторе (РМК), четыре радиальные консольные многоточечные гребенки полного давления и радиальную гребенку полного давления в пограничном слое.

В идеальном случае стендовая тяга двигателя на ОС может быть определена по формуле:

$$R_{0откр} = J_c - F_c p_n = (G_r C_c + F_c p_c) - F_c p_n, \quad (1)$$

где  $J_c$  – импульс сопла;  $F_c$  – площадь среза сопла;  $G_r$  – расход газа через сопло;  $C_c, p_c$  – скорость и давление в выходном сечении сопла двигателя. Величина  $R_{0откр}$  равна усилию, измеряемому силоизмерительной системой наземного стенда ( $R_{0откр} = R_{0сис}$ ).

Полученное значение стендовой тяги ТРДД (1) равно измеренной тяге реактивного сопла при равенстве  $p_{вх}^* = p_n$ , т.е.  $\sigma_B = 1,0$ .

В случае  $\sigma_B < 1,0$ , при степени понижения давления в сопле больше критического значения ( $\pi_c^* \geq \pi_{с.кр}^*$ ) приведенная стендовая тяга ТРДД на ОС

$$R_{0откр.пр} = \frac{101\,325}{B_0 \sigma_B} (R_{сис} + F_c (B_0 - p_{вх}^*)), \quad (2)$$

где  $B_0$  – барометрическое давление на уровне моря.

При испытаниях в закрытом боксе (рис. 2) граничные условия в выделенном объеме по сравнению с открытым наземным стендом изменяются по следующим причинам:

- из-за появления входного импульса  $J_{вх} = G_B v_{вх}$ ;
- вследствие наличия сил аэродинамического сопротивления внешних поверхностей ТРДД и коммуникаций;
- из-за отличия полного давления на входе в ТРДД от давления в боксе ( $p_{вх}^* \neq p_6$ );
- вследствие необходимости введения поправки к силе от тяги на разрежение ( $\Delta R_{разр}$ ) в зоне расположения реактивных сопел ТРДД с разделными контурами при эжектировании воздуха из бокса в выхлопное стендовое устройство.

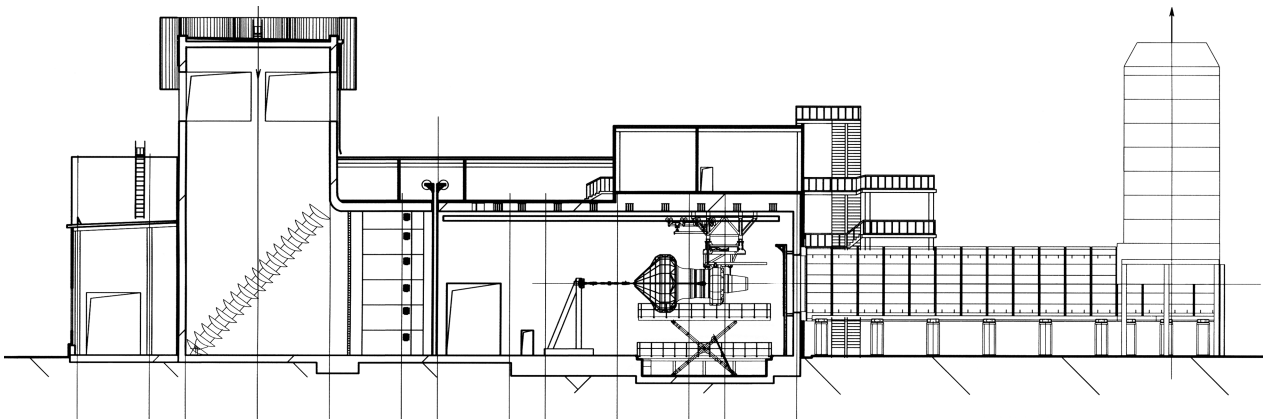


Рис. 2. Схема бокса стенда для испытаний ТРДД с большой степенью двухконтурности [4]

В указанном случае стендовая приведенная тяга определяется как

$$R_{0\text{загр.пр}} = \frac{101,325}{P_{\text{вх}}^*} (R_{\text{сис}} + J_{\text{вх}} + \Delta R_{\text{пар}} + F_c(p_6 - p_{\text{вх}}^*) + \Delta R_{\text{разр}}), \quad (3)$$

где  $\Delta R_{\text{пар}}$  – поправка на аэродинамическое сопротивление (парусность) двигателя, коммуникаций и стендового оборудования, размещенных на динамометрической платформе силоизмерительной системы.

Данная формула справедлива для критического отношения давлений газа в реактивном сопле ТРДД  $\pi_c^* \geq \pi_{c,\text{кр}}^*$ . В случае реализации докритического режима истечения из сопла ( $\pi_c^* \leq \pi_{c,\text{кр}}^*$ ) при  $p_{\text{вх}}^* < p_6$  из-за нарушения условия подобия необходимо также учесть влияние смещения рабочих точек прежде всего на характеристиках вентилятора и турбины низкого давления на стендовую тягу двигателя. Это может быть учтено как экспериментальным методом, так и посредством расчета с использованием математической модели ТРДД.

Возможную поправку к силе от тяги двигателя  $\Delta R_{\text{разр}}$  для ТРДД с большой степенью двухконтурности и раздельными контурами можно устранить путем оптимальной компоновки реактивных сопел двигателя относительно выхлопного эжекторного стендового устройства за счет выбора соответствующего осевого расстояния между соплами и выхлопным устройством стенда при одновременном подтверждении отсутствия рециркуляции выхлопных газов в кормовой части бокса.

Бокс испытательного стенда должен обеспечивать при испытаниях ТРДД безотрывный характер течения с положительным увеличением статического давления по длине бокса [5]. Этого можно достичь путем установки перед входом в бокс поворотных направляющих лопаток (при вертикальной конструкции всасывающей шахты стенда) [6] и выравнивающих устройств типа сеток и необходимо подтвердить при аэродинамических исследованиях бокса.

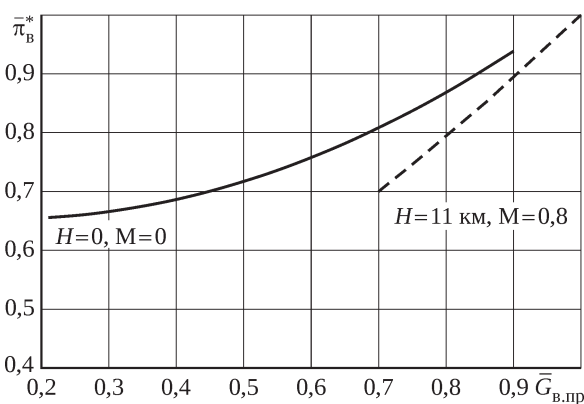


Рис. 3. Протекание линии рабочих режимов вентилятора ТРДД с большой степенью двухконтурности и раздельными контурами в стендовых и полетных условиях

Важной особенностью ТРДД с большой степенью двухконтурности при испытаниях в стендовых условиях  $H=0$ ,  $M=0$  является отсутствие критического режима как в сопле внутреннего, так и в сопле наружного контура, в том числе на взлетном режиме. Так, на взлетном режиме степень понижения давления в реактивном сопле внутреннего контура ТРДД  $\pi_{c1}^* = 1,287$  ( $\pi_{c,\text{кр}}^* = 1,85$ ), в сопле наружного контура  $\pi_{c2}^* = 1,477$  ( $\pi_{c,\text{кр}}^* = 1,892$ ).

На рис. 3 показано протекание линии рабочих режимов (ЛРР) вентилятора ТРДД с большой степенью двухконтурности в стендовых ( $H=0$ ,  $M=0$ ) и полетных условиях ( $H=11$  км,  $M=0,8$ ). ЛРР на взлетном режиме не совпадает с ЛРР в полетных условиях даже при максимальных значениях приведенного расхода воздуха ( $G_{v,\text{пр}}$ ). Отсутствие критического режима работы сопел ТРДД не позволяет:

- использовать обычные формулы [7–9] для приведения параметров ТРДД с большой степенью двухконтурности к стандартным атмосферным условиям (САУ) [10];

- применять обычные формулы приведения для пересчета результатов стендовых испытаний ТРДД с большой степенью двухконтурности на заданные полетные условия.

Отмеченное выше обстоятельство является принципиальным, и его необходимо учитывать при разработке настоящей методики.

Методы расчета высотно-скоростных характеристик одноконтурных ТРД и ТРДД по данным стендовых испытаний основаны на теории подобия и размерности [7–9], согласно которой на установившихся режимах работы ГТД с неизменными геометрическими размерами проточной части безразмерные характеристики двигателя можно представить в виде

$$\bar{R}_V, \bar{G}_T, \bar{G}_B, \bar{T}_i^*, \bar{p}_i^*, \dots, \eta_i^* = f_j(M_{\text{п}}, n_{\text{пр}}), \quad (4)$$

где  $R_V$  – внутренняя полетная тяга;  $G_T$  и  $G_B$  – массовый расход топлива и воздуха;  $\eta_i^*$  – коэффициент полезного действия;  $M_{\text{п}}$  – число Маха полета;  $n_{\text{пр}}$  – приведенная частота вращения ротора.

Для случая критического режима истечения газов из суживающихся сопел при стендовых испытаниях в условиях  $H=0$ ,  $M=0$  зависимость (4) можно записать в виде

$$\bar{R}_0, \bar{G}_T, \bar{G}_B, \bar{T}_i^*, \bar{p}_i^*, \dots, \eta_i^* = f_j(n_{\text{пр}}). \quad (5)$$

Формулы в виде функциональных зависимостей (5) непригодны для ТРДД с большой степенью двухконтурности в стендовых условиях  $H=0$ ,  $M=0$ . Также отметим, что используемые на практике входные лемнискатные насадки имеют потери полного давления, т.е.  $\sigma_B < 1,0$ . Таким образом, даже при условии соблюдения перечисленных выше требований к условиям

испытаний ГТД на ОС уменьшение коэффициента восстановления полного давления в лемнискатном насадке ( $\sigma_v$ ) приводит к уменьшению стендовой тяги и к увеличению удельного часового расхода топлива. Применительно к двигателю с отношением давлений в реактивном сопле  $\pi_c^* \geq \pi_{c,кр}^*$  можно записать следующие соотношения:

$G_{т.откр} = G_{т.ид} \sigma_v$  (идеальная величина часового расхода топлива уменьшается пропорционально уменьшению  $\sigma_v$ );

$$J_{с.откр} = R_{с.ид} \sigma_v + F_c B_0 \quad (6)$$

(импульс сопла двигателя на ОС согласно [9]).

Стендовую тягу двигателя на основе импульса сопла [9; 11] можно представить также как

$$R_0 = J_{с.ид} \sigma_v - F_c B_0 = R_{с.ид} \sigma_v + F_c B_0 \sigma_v - F_c B_0 = R_{с.ид} \sigma_v - F_c B_0 (1 - \sigma_v). \quad (7)$$

В представленном виде (7) можно показать, что на ОС стендовая тяга двигателя при  $\pi_c^* \geq \pi_{с,кр}^*$  будет снижаться больше, чем коэффициент  $\sigma_v$  ( $\delta R_0 > \delta \sigma_v$ ).

При докритическом режиме истечения из сопел внутреннего и наружного контуров ТРДД с большой степенью двухконтурности влияние на основные данные ТРДД количественно будет иным, нежели для режима  $\pi_c^* \geq \pi_{с,кр}^*$ . При уменьшении коэффициента восстановления полного давления во входном устройстве ( $\sigma_v$ ) произойдет уменьшение коэффициента скорости в выходном сечении сопла ( $\lambda_c$ ), уменьшится степень понижения давления в турбине низкого давления ( $\pi_{ТНД}^*$ ) и при условии постоянной приведенной частоты вращения ( $n_{в.пр} = \text{const}$ ) увеличится температура газа перед турбиной высокого давления, что приведет к дополнительному смещению линии рабочих режимов в сторону границы газодинамической устойчивости вентилятора. Поэтому на ОС при наличии потерь полного давления в лемнискатном насадке и при  $\pi_c^* < \pi_{с,кр}^*$  уравнение (2) следует представить в виде

$$R_{0откр.пр} = \frac{101\,325}{B_0 \sigma_v} (R_{сис} + \Delta R_{реж}), \quad (8)$$

где  $\Delta R_{реж}$  – поправка, зависящая от отличия фактического отношения давлений  $p_{вх}^*/p_H < 1,0$  от идеального отношения давлений  $p_{вх}^*/p_H = 1,0$  при докритическом режиме работы реактивного сопла ( $\pi_c^* < \pi_{с,кр}^*$ ) применительно к ТРДД с большой степенью двухконтурности.

### Основные положения методики сравнительных испытаний двигателя-эталона

Выбор двигателя-эталона для сравнительных испытаний на аттестованном открытом стенде и в аэродина-

мически аттестуемом закрытом боксе испытательного стенда должен проводиться с учетом следующих условий:

- соответствие компоновки двигателя-эталона компоновке серийного двигателя, приемо-сдаточные испытания которого будут проводиться в закрытом боксе стенда после его аттестации;
- отсутствие временной нестабильности основных приведенных параметров в течение всего времени проведения сравнительных испытаний;
- отсутствие неконтролируемого отбора воздуха и мощности от испытываемого двигателя-эталона;
- устранение «гистерезиса» или его учет в изменении характеристик испытываемого ГТД;
- достаточного объема предварительных исследований по оценке влияния основных и дополнительных эксплуатационных факторов на характеристики выбранного двигателя;
- использование аттестованных методик обработки результатов стендовых испытаний на установившихся режимах работы и приведения параметров к стандартным атмосферным условиям;
- минимальное, но достаточное препарирование газоздушного тракта двигателя, не оказывающее заметного влияния на рабочий процесс.

Сравнительные испытания двигателя-эталона проводят в близких климатических условиях как по температуре  $T_{вх}^*$ , так и по влагосодержанию воздуха при определении сравнительных дроссельных характеристик двигателя-эталона на ОС и в закрытом боксе испытательного стенда.

Режимные параметры целесообразно обеспечить в диапазоне близком к САУ [10]:

- температура  $T_H = 283 \dots 293$  К;
- давление атмосферное  $p_H = 99 \dots 105$  кПа;
- относительная влажность воздуха  $\varphi = 0 \dots 60\%$ , влагосодержание атмосферного воздуха  $d \leq 5$  гр паров воды на 1 кг сухого воздуха.

Сравнительные испытания двигателя-эталона не должны проводиться при выпадении атмосферных осадков в виде дождя, снега, града, измороси.

С учетом недопустимости бокового ветра и авторотации ТРДД перед запуском или «обратного» перепада давлений ( $p_{вх}^*/p_H < 1$ ) на ТРДД примем, что условия испытаний двигателя-эталона на открытом стенде должны соответствовать силе ветра не выше 1 балла (до  $1 \dots 1,5$  м/с) по двенадцатибалльной шкале Бофорта, принятой Всемирной метеорологической организацией, на стандартной высоте 10 м над открытой ровной поверхностью в монтажной компоновке двигателя, обеспечивающей несущественное влияние приземного пограничного слоя на характер притекания потока воздуха к входному лемнискатному насадку. Компо-



новка двигателя с лемнискатным насадком, включая подвеску двигателя, должна соответствовать положению осевой линии двигателя относительно поверхности земли не менее 10 м для обеспечения симметричного притекания потока воздуха к входному лемнискатному насадку.

В приземном слое имеет место суточный ход скорости ветра, хорошо заметный не только при осреднении данных наблюдений, но и в отдельные дни. У земной поверхности над сушей максимальная скорость ветра наблюдается около 14 часов дня, минимальная – ночью или утром (рис. 4), что согласуется с соответствующим изменением коэффициента турбулентности и усилением турбулентного перемешивания [13], из-за чего скорость потока в приземном слое увеличивается. Амплитуда суточного хода скорости ветра над сушей – около половины среднего суточного значения скорости [13].

На материках годовой минимум скорости ветра приходится на летнее время года, а максимум – на зимнее (рис. 5). С учетом суточного хода скорости ветра сравнительные испытания двигателя-эталона следует проводить в ночное – утреннее время суток (0...6 ч) в летнее время года, когда скорость ветра имеет минимальное значение, давление  $B_0$  и температура  $T_n$  наиболее близки к стандартным условиям [10], а коэффициент турбулентности ( $m^2/c$ ) примерно в 10 раз меньше значения, измеренного в 14 часов дня [13].

Перед испытаниями ТРДД на открытом стенде необходимо оценить и исключить влияние пограничного приземного слоя на равномерное распределение статического давления по нескольким продольным образующим поясам внутренней поверхности лемнискаты входного устройства, чтобы работа входного устройства соответствовала условиям в неограниченном пространстве [14]. Это влияние наиболее заметно может сказаться на распределении статического давления в нижней части губы лемнискатного насадка.

На рис. 6 в качестве примера приведено распределение статического давления вдоль внутреннего контура лемнискатного насадка ( $p_0$  – статическое давление на цилиндрической части входного устройства;  $p_n^* - p_0$  – перепад давления на входном устройстве) при коэффициенте приведенной скорости потока  $\lambda_0 = 0,524$  для работы лемнискатного насадка в условиях открытого стенда и для работы в условиях бокса при трех величинах относительного расхода воздуха в боксе  $k = G_1/G_0$ , где  $G_1$  – расход воздуха, обдувающего входное устройство в боксе;  $G_0$  – расход воздуха через лемнискатный насадок. Можно заключить следующее:

– изменение коэффициента эжекции бокса ( $k = G_1/G_0$ ) при  $\lambda_0 = 0,524$  почти не оказывает влияния на параметры в канале входного устройства;

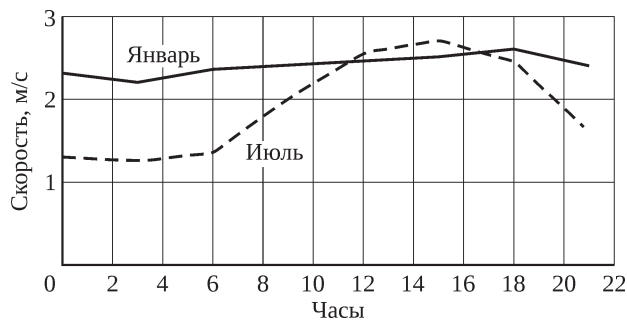


Рис. 4. Суточный ход скорости ветра (г. Москва) [12]

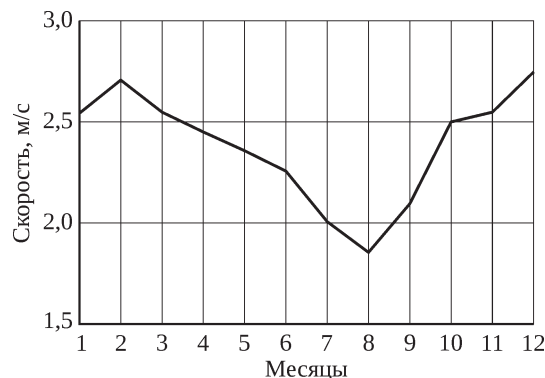


Рис. 5. Годовой ход скорости ветра (г. Москва) [12]

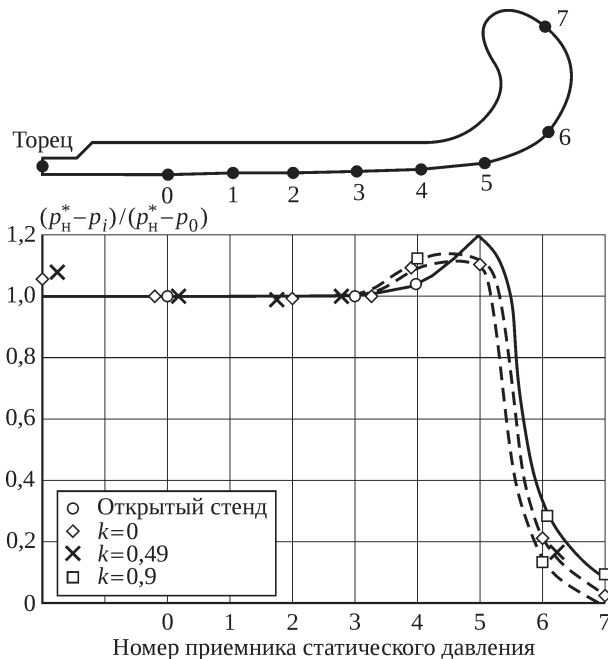


Рис. 6. Распределение статического давления вдоль внутреннего контура лемнискатного насадка [14]

– профиль пограничного слоя входного устройства при работе в боксе является более наполненным, чем в условиях работы на открытом стенде. Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве составил  $\sigma_b = 0,998$  в отличие от  $\sigma_b = 0,997$  на открытом стенде. Этот результат позволяет использовать градуировочную зависимость вида  $\sigma_b = f[1 - (p/p^*)_{\text{Пито}}]$  для однотипного лемнискатного устройства в компоновке

выбранного типа ТРДД как на открытом стенде, так и в закрытом боксе испытательного стенда;

– относительное давление в боксе по сравнению с открытым стендом уменьшается, в том числе по мере увеличения коэффициента  $k$ , в связи с чем также уменьшается тяга входного устройства.

В связи с вышесказанным при проведении испытаний двигателя-эталоны на открытом стенде и в закрытом боксе аттестуемого испытательного стенда производится контроль распределения и симметричности статического давления по четырем меридиональным направлениям профиля лемнискаты (рис. 7):

$$(p_n^* - p_i) / (p_n^* - p_0) = f[1 - (p/p^*)_{\text{Пито}}].$$

Окружная неравномерность статического давления по четырем меридиональным направлениям, превышающая назначенные значения, и уменьшение относительного давления  $\Delta \bar{p} = (p_n^* - p_i) / (p_n^* - p_0)$  могут свидетельствовать:

– о влиянии приземного слоя и направления вектора на равномерность притекания потока воздуха к лемнискатному насадку на открытом стенде;

– о влиянии ограниченного пространства на симметрию в притекании потока воздуха к лемнискатному насадку в закрытом боксе аттестуемого стенда;

– об уменьшении осевой составляющей силы от тяги, создаваемой стендовой лемнискатой:

$$\Delta R_{\text{лемн}} = \int_{F_0}^{F_{\text{нар}}} (p_{\text{обр}} - p_0) dF, \quad (9)$$

где  $F_0$  – площадь проходного сечения входного устройства;  $F_{\text{нар}}$  – площадь по максимальному наружному диаметру лемнискаты;  $p_{\text{обр}}$  – распределение статического давления на внешней поверхности (образующей) лемнискаты.

Испытания двигателя-эталоны на открытом стенде и в аэродинамически аттестуемом закрытом боксе испытательного стенда должны, в частности, включать оценку качества потока на входе, определение окружной и радиальной неравномерности полного давления ( $\Delta \sigma_0$  и  $\Delta \sigma_R$ ) и интенсивности пульсаций полного давления ( $\varepsilon$ ) в сечении М–М РМК входного лемнискатного насадка в зависимости от отношения давлений  $1 - (p/p^*)_{\text{Пито}}$ . Пример измеренного распределения полного давления в сечении М–М РМК входного лемнискатного насадка показан на рис. 8.

Испытания в закрытом боксе стенда из-за различий в обтекании двигателя и течения потока во входном устройстве ТРДД заметно отличаются от условий работы такого ТРДД на открытом стенде. В этом случае стендовая тяга ТРДД с отдельными контурами в закрытом боксе

$$R_{0\text{закр.пр}} = \frac{101\,325}{p_{\text{вх}}^*} (R_{\text{сис}} + \Delta R_{\text{ас}} + \Delta R_{\text{реж}}), \quad (10)$$

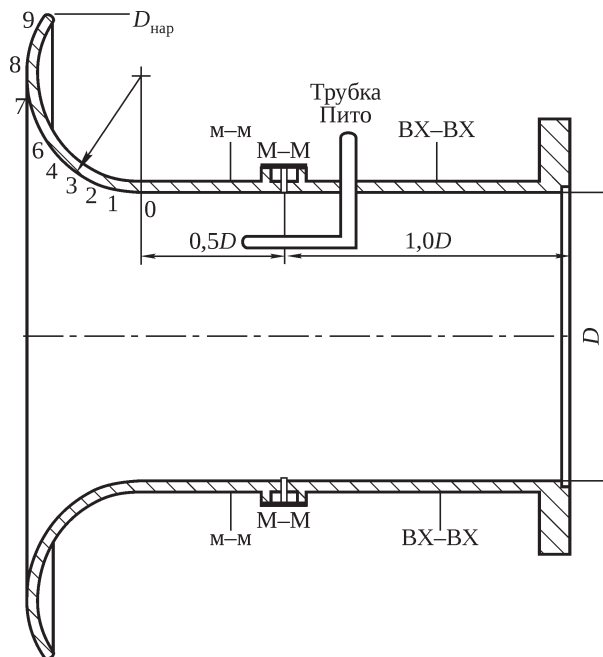


Рис. 7. Препарированный входной лемнискатный насадок

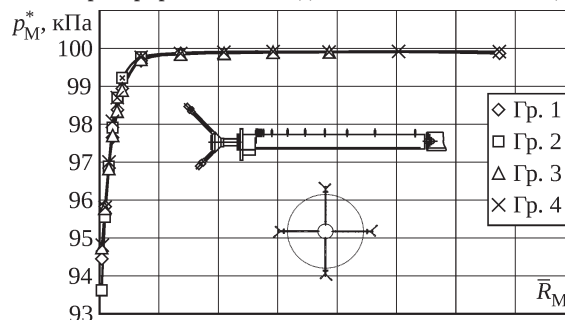


Рис. 8. Распределение полного давления, измеренного с помощью четырех радиальных многоточечных гребенок полного давления, в сечении М–М РМК входного лемнискатного насадка

где  $\Delta R_{\text{ас}}$  – аэродинамическая поправка к силе от тяги;  $\Delta R_{\text{реж}}$  – поправка, зависящая от отличия фактического отношения давлений  $p_{\text{вх}}^* / p_0 < 1,0$  от отношения давлений  $p_{\text{вх}}^* / p_0 = 1,0$  при докритическом режиме работы реактивного сопла.

Режимы работы двигателя устанавливаются и производят их изменение согласно действующей на двигатель-эталон технической документации по эксплуатации.

Расход воздуха в РМК входного лемнискатного насадка перед двигателем определяется как по градуировочной, так и по рабочей схеме измерений.

При отсутствии влияния приземного слоя на притекание потока к лемнискатному насадку можно считать, что температура заторможенного потока на входе в РМК и в двигатель равны температуре воздуха окружающей среды ( $T_m^* = T_{\text{вх}}^* = T_n$ ).

При градуировочной схеме измерений массовый расход воздуха определяется в РМК (сечение М–М) входного устройства как

$$G_B = \sqrt{\kappa(T_H, d) \left( \frac{2}{\kappa(T_H, d) + 1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \frac{1}{R_B(d)T_H} \times} \\ \times 2 [1 + \alpha_M(t - t_0)]^2 \int_{R=0}^{R_M} p_M^* q[\lambda(T_H, d)] R dR, \quad (11)$$

где  $R_B$  – газовая постоянная воздуха;  $\alpha_M$  – коэффициент линейного расширения материала РМК;  $t_0$  – температура материала РМК при измерении его диаметра ( $D_M$ );  $t$  – измеренная температура материала РМК при проведении испытаний.

При использовании рабочей схемы измерений определяется массовый расход воздуха по формуле

$$G_{B, \text{Пито}} = \sqrt{\kappa(T_H, d) \left( \frac{2}{\kappa(T_H, d) + 1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \frac{1}{R_B(d)T_H} \times} \\ \times [1 + \alpha_M(t - t_0)]^2 \frac{\pi D_M^2}{4} p_{\text{Пито}}^* q(\lambda_{\text{Пито}}), \quad (12)$$

где  $D_M$  – диаметр сечения М–М РМК.

С помощью (11) и (12) определяется коэффициент расхода воздуха РМК входного устройства в виде аппроксимированной градуировочной зависимости от отношения давлений на обогреваемых приемниках воздушного давления типа ПВД-5:

$$\mu_{\text{Пито}} = \frac{G_B}{G_{B, \text{Пито}}} = f[1 - (p/p^*)_{\text{Пито}}]. \quad (13)$$

Если неравномерность температуры в РМК входного устройства превышает заданное значение, средне-массовая температура заторможенного потока в РМК определяется из условия сохранения постоянными расхода воздуха ( $G_B = \text{const}$ ) и энергии ( $E = \text{const}$ ) [11] по уравнению

$$\bar{T}_M^* = \frac{\int_{R=0}^{R_M} p_M^* q(\lambda_M) \sqrt{T_M^*} R dR}{\int_{R=0}^{R_M} \frac{p_M^* q(\lambda_M) R dR}{\sqrt{T_M^*}}}. \quad (14)$$

где  $p_M^*$ ,  $\lambda_M$ ,  $T_M^*$  – давление, коэффициент скорости и температура заторможенного потока в РМК.

Полное давление на входе в двигатель (сечение ВХ–ВХ во входном устройстве) определяется из уравнения сохранения среднемассового расхода  $G_B$  по формулам

$$y(\lambda_{\text{ВХ}}) = \frac{G_B \sqrt{T_M^*}}{m p_{\text{ВХ}} F_{\text{ВХ}}} \rightarrow \lambda_{\text{ВХ}}; \quad (15)$$

$$p_{\text{ВХ}}^* = p_{\text{ВХ}} / \left( 1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_{\text{ВХ}}^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}, \quad (16)$$

где  $y$  – газодинамическая функция;  $m$  – постоянная величина, зависящая от показателя адиабаты ( $\kappa$ ) и газовой постоянной воздуха ( $R_B$ );  $p_{\text{ВХ}}$  – статическое давление, измеренное в сечении ВХ–ВХ перед входом в ТРДД (см. рис. 7).

Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве определяется и представляется в виде градуировочной аппроксимированной зависимости от отношения давлений на обогреваемых приемниках воздушного давления типа ПВД-5:

$$\sigma_B = \frac{p_{\text{ВХ}}^*}{p_H} = f[1 - (p/p^*)_{\text{Пито}}], \quad (17)$$

где  $p_{\text{ВХ}}^*$  – полное давление на входе перед двигателем (16);  $p_H$  – статическое барометрическое давление на высоте установки ТРДД над поверхностью земли.

Вычисляется относительное изменение коэффициента восстановления полного давления лемнискатного насадка:

$$\delta\sigma_B = \frac{\sigma_B - 1}{1,0} \cdot 100\% \text{ при } n_{\text{в.пр}} = \text{const}. \quad (18)$$

На рис. 9 показана расчетная зависимость отношения приведенной тяги сопла ТРДД с большой степенью двухконтурности и отдельными контурами в условиях  $H=0$ ,  $M=0$  при изменении  $\delta\sigma_B$  от 0 до  $-1,5\%$  к приведенной стендовой тяге двигателя в условиях  $H=0$ ,  $M=0$  при  $\delta\sigma_B=0$ . Исходя из представленных данных, коэффициент влияния  $\delta\sigma_B$  на тягу сопла можно принять равным

$$K_{\sigma_B R_c} = \frac{\partial R_c}{\partial \sigma_B} \frac{\sigma_B}{R_c} = -2,113$$

для взлетного режима работы рассматриваемого ТРДД при  $n_{\text{в.пр}} = \text{const}$ . Величина  $K_{\sigma_B R_c}$  будет зависеть, в частности, от режима работы ТРДД и степени двухконтурности двигателя.

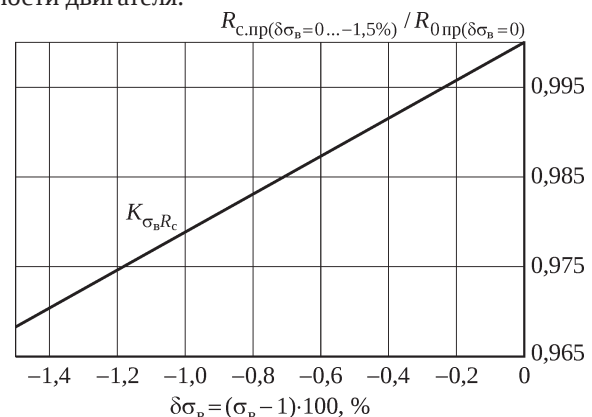


Рис. 9. Расчетная зависимость отношения приведенной тяги сопла при  $\delta\sigma_B = 0 \dots -1,5\%$  к стендовой тяге двигателя при  $\delta\sigma_B = 0$  от изменения  $\delta\sigma_B$  для взлетного режима ( $H=0$ ;  $M=0$ ;  $n_{\text{в.пр}} = \text{const}$ )

В случае докритического режима работы сопел ТРДД ( $\pi_c^* < \pi_{c,кр}^*$ ) при  $\sigma_B < 1,0$  и, соответственно, при разности давлений  $p_{вх}^*/(p_H = B_0) < 1,0$  выражение для приведенной стеновой тяги можно представить в виде

$$R_{0откр.пр} = R_{сис} \frac{101\,325}{B_0 \sigma_B} (1 + K_{\sigma_B R_c} \delta \sigma_B) \times [1 + K_{T_{мR_0}^*} \delta T_{вх}^* + K_{dR_0} (d - d_0)], \quad (19)$$

где  $K_{\sigma_B R_c} = \frac{\partial R_c}{\partial \sigma_B} \frac{\sigma_B}{R_c}$  – коэффициент влияния изменения

$\sigma_B$  на стеновую тягу сопла двигателя на режиме  $n_{в.пр} = \text{const}$ ;

$K_{T_{мR_0}^*} = \frac{\partial R_0}{\partial T_{вх}^*} \frac{T_{вх}^*}{R_0}$  – коэффициент влияния изменения

температуры на входе на стеновую тягу двигателя на режиме  $n_{в.пр} = \text{const}$ ;

$K_{dR_0} = \frac{\partial R_0}{\partial d} \frac{1}{R_0} = \frac{R_{0пр} - R_{0прd=0}}{R_{0пр}(d - d_0)}$  – коэффициент

влияния влагосодержания воздуха ( $d$ ) на стеновую тягу двигателя на режиме  $n_{в.пр} = \text{const}$ ;  $R_{сис}$  – измеренная сила от тяги двигателя;  $\delta \sigma_B = (\sigma_B - 1) \cdot 100\%$  – величина относительного изменения коэффициента восстановления полного давления во входном лемнискатном насадке.

*Примечания:* 1) форма представления коэффициента влияния  $K_{dR_c} \delta d$  – с относительным отклонением величины влагосодержания воздуха ( $\delta d$ ) – непригодна, поскольку при  $d_0 = 0$  в САУ [8] дает неопределенное значение  $\delta d = (d - d_0)/(d_0 = 0) \rightarrow \infty$ ; 2) принято допущение, что характерные значения условного числа Рейнольдса в узлах ТРДД  $Re_i \geq Re_{кр}$ .

При равенстве давлений  $p_{вх}^*/p_H = 1,0$  тяга сопла ТРДД будет равна стеновой тяге двигателя ( $R_c = R_0$ ).

Снятая дроссельная характеристика двигателя-эталоны на открытом стенде-эталоны представляется аппроксимированной зависимостью вида

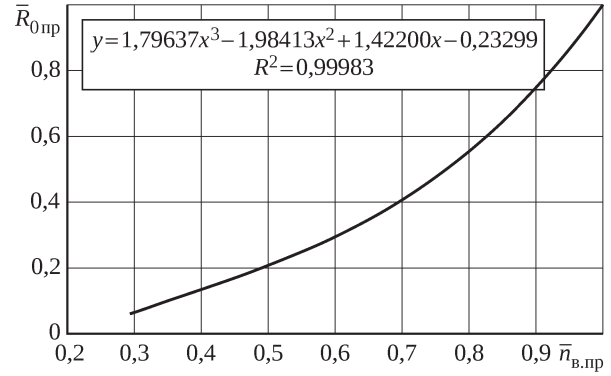
$$R_{0откр.пр} = f_1(n_{в.пр}) = a_0 + a_1 n_{в.пр} + a_2 n_{в.пр}^2 + a_3 n_{в.пр}^3 \dots \quad (20)$$

(рис. 10) с контролем точности аппроксимации ( $R^2$ ).

Приведенные по формуле (20) значения стеновой тяги ТРДД должны быть отнесены к приведенной частоте вращения ротора вентилятора ТРДД ( $n_{в.пр}$ ), вычисляемой с учетом теплоемкости рабочего тела:

$$n_{в.пр} = n_{в} \sqrt{\frac{\kappa(288,15; d=0) R_B(d=0) \cdot 288,15}{\kappa(T_{вх}^*, d) R_B(d) T_{вх}^*}}. \quad (21)$$

Приведению к стандартным атмосферным условиям  $H = 0$ ,  $M = 0$  подвергаются другие измеренные основные параметры двигателя-эталоны на всех заданных режимах работы ТРДД:



**Рис. 10.** Дроссельная характеристика двигателя-эталоны, снятая в условиях  $H = 0$ ,  $M = 0$  на открытом стенде, аппроксимированная полиномом третьей степени

$$n_{вд.пр} = n_{вд} \sqrt{\frac{\kappa(288,15; d=0) R_B(d=0) \cdot 288,15}{\kappa(T_{вх}^*, d) R_B(d) T_{вх}^*}}; \quad (22)$$

$$G_{т.пр} = G_{т} \frac{101\,325}{B_0 \sigma_B} \sqrt{\frac{288,15}{T_{вх}^*}} \times (1 + K_{\sigma_B G_t} \delta \sigma_B) [1 + K_{T_{мG_t}^*} \delta T_{вх}^* + K_{dG_t} (d - d_0)]. \quad (23)$$

Оценка относительной величины среднеквадратичного отклонения (СКО) результата измерения стеновой тяги [15–17] производится по формуле

$$\delta S(R_{0откр.пр}) = \sqrt{\delta S^2(R_{сис}) + \delta S^2(B_0) + \delta S^2(\sigma_B)}, \quad (24)$$

где  $\delta S(x_i) = \frac{S(x_i)}{x_i} \cdot 100\%$  – оценка относительной

величины СКО погрешности результата измерений  $x_i$ -й первичной величины.

*Примечание:* ввиду малости второго порядка в СКО стеновой тяги не учитываются погрешности от входящих в (19) составляющих  $K_{\sigma_B R_c} \delta \sigma_B$ ,  $K_{T_{мR_0}^*} \delta T_{вх}^*$  и  $K_{dR_0} (d - d_0)$ .

Вычисляется граница случайной погрешности результата косвенного измерения величины стеновой тяги при условии, что распределение погрешностей измерений первичных величин не противоречит нормальному закону распределения, по формуле

$$\delta \varepsilon(R_{0откр.пр}) = t_q \delta S(R_{0откр.пр}), \quad (25)$$

где  $t_q$  – коэффициент Стьюдента [15; 16], соответствующий доверительной вероятности  $P = 0,95$ ;

$\delta S(R_{0откр.пр}) = \frac{S(R_{0откр.пр})}{R_{0откр.пр}} \cdot 100\%$  – оценка относитель-

ной величины случайной погрешности.

Определяется относительная величина неисключенной систематической погрешности результата косвенного измерения стеновой тяги двигателя:

$$\delta\theta(R_{0\text{откр.пр}}) = 1,1\sqrt{\delta\theta^2(R_{\text{сис}}) + \delta\theta^2(B_0) + \delta\theta^2(\sigma_B)}, \% \quad (26)$$

где  $\delta\theta(x_i) = \frac{\theta(x_i)}{x_i} \cdot 100\%$  – оценка относительной величины неисключенной систематической погрешности результата измерений  $x_i$ -й первичной величины.

Определяются доверительные границы погрешности косвенного измерения стендовой тяги двигателя-эталоны на открытом стенде:

$$\Delta R_{0\text{откр.пр}} = \beta[\delta\varepsilon(R_{0\text{откр.пр}}) + \delta\theta(R_{0\text{откр.пр}})], \% \quad (27)$$

где  $\beta = f\left[\frac{\delta\theta(R_{0\text{откр.пр}})}{\delta S(R_{0\text{откр.пр}})}, P = 0,95\right]$  – согласно [18].

Относительные величины СКО и неисключенных систематических погрешностей независимых прямых измерений задаются по результатам метрологической поверки измерительных каналов автоматизированной информационно-измерительной системы (АИИС) открытого стенда-эталоны. При сравнении результатов испытаний двигателя-эталоны в закрытом боксе испытательного стенда полученная погрешность измерения стендовой тяги двигателя-эталоны на открытом стенде по формуле (27) используется в качестве неисключенной систематической погрешности:

$$\delta\theta(R_{0\text{откр.пр}}) = \Delta R_{0\text{откр.пр}}, \% \quad (28)$$

Суммарная погрешность определения стендовой приведенной тяги двигателя-эталоны по результатам испытаний на открытом стенде ( $\Delta R_{0\text{откр.пр}\Sigma}$ ) определяется с учетом погрешности ее отнесения к приведенной частоте вращения ротора вентилятора:

$$\delta S(R_{0\text{откр.пр}})_{\Sigma} = \sqrt{\delta S^2(R_{\text{сис}}) + \delta S^2(B_0) + \delta S^2(\sigma_B) + K_{n_{\text{пр}}R_{0\text{пр}}}^2 \delta S^2(n) + 0,25K_{n_{\text{пр}}R_{0\text{пр}}}^2 \delta S^2(T_{\text{вх}}^*)}, \% \quad (29)$$

$$\delta\theta(R_{0\text{откр.пр}})_{\Sigma} = 1,1\sqrt{\delta\theta^2(R_{\text{сис}}) + \delta\theta^2(B_0) + \delta\theta^2(\sigma_B) + K_{n_{\text{пр}}R_{0\text{пр}}}^2 \delta\theta^2(n) + 0,25K_{n_{\text{пр}}R_{0\text{пр}}}^2 \delta\theta^2(T_{\text{вх}}^*)}, \% \quad (30)$$

$$\Delta R_{0\text{откр.пр}\Sigma} = \beta[t_q \delta S(R_{0\text{откр.пр}})_{\Sigma} + \delta\theta(R_{0\text{откр.пр}})_{\Sigma}], \% \quad (31)$$

Полученная по (31) суммарная погрешность  $\Delta R_{0\text{откр.пр}\Sigma}$  далее, при анализе калибровочной зависимости  $K_R = f(n_{\text{в.пр}})$ , переводится в класс неисключенной систематической погрешности, т.е.

$$\delta\theta(R_{0\text{откр.пр}\Sigma}) = \Delta R_{0\text{откр.пр}\Sigma}$$

Последующие испытания двигателя-эталоны в аттестуемом закрытом боксе стенда проводятся в условиях, близких по  $p_{\text{вх}}^*$ ,  $T_{\text{вх}}^*$  и влажосодержанию воздуха ( $d$ ), при которых проводились испытания этого ТРДД на ОС. Измеренные параметры двигателя приводятся на заданных режимах к САУ при  $H = 0$ ,  $M = 0$ ,  $p_{\text{вх}}^*/p_0 < 1,0$  с учетом смещения ЛРР на характеристике компрессоров в случае  $\pi_{\text{с1}}^* < \pi_{\text{с.кр}}^*$  и  $\pi_{\text{с2}}^* < \pi_{\text{с.кр}}^*$ , а также с учетом возможного отклонения  $T_{\text{вх}}^*$  и  $d$  от значений в САУ, по формулам (19), (21), (23),

$$n_{\text{в.пр}} = n_{\text{в}} \sqrt{\frac{\kappa(288,15; d=0)R_B(d=0) \cdot 288,15}{\kappa(T_{\text{вх}}^*, d)R_B(d)T_{\text{вх}}^*}} = \text{const};$$

$$R_{0\text{закр.пр}} = R_{\text{сис}} \frac{101325}{p_0 \sigma_B} (1 + K_{\sigma_B R_c} \delta\sigma_B) \times [1 + K_{T_{\text{вх}}^* R_0} \delta T_{\text{вх}}^* + K_{dR_0} (d - d_0)], \quad (32)$$

также определяются  $n_{\text{вд.пр}}$  (приведенная частота вращения вала высокого давления),  $G_{\text{в.пр}}$ ,  $G_{\text{т.пр}}$ ,  $C_R$  пр (удельный расход топлива),  $p_{\text{в.пр}}^*$ ,  $P_{\text{КНД пр}}^*$ ,  $P_{\text{КВД пр}}^*$ ,  $P_{\text{ТНД пр}}^*$ ,  $T_{\text{в.пр}}^*$ ,  $T_{\text{КНД пр}}^*$ ,  $T_{\text{КВД пр}}^*$ ,  $T_{\text{ТНД пр}}^*$ .

Приведенная величина стендовой тяги  $R_{0\text{откр.пр}}$  на режиме  $n_{\text{в.пр}} = \text{const}$ , определенная на открытом стенде, будет отличаться от величины  $R_{0\text{закр.пр}}$  из-за неучета:

- входного импульса в боксе ( $J_{\text{вх}}$ );
- внешнего сопротивления двигателя и элементов подвески к динамометрической платформе в боксе, возникающего из-за действия эжектирующего потока воздуха в боксе ( $\Delta R_{\text{пар}}$ ).

$J_{\text{вх}}$  и  $\Delta R_{\text{пар}}$  приводят к уменьшению силы от тяги ТРДД в закрытом боксе испытательного стенда. Аэродинамическую силу как поправку к силе от тяги ТРДД в боксе запишем как

$$\Delta R_{\text{ас}} = J_{\text{вх}} + \Delta R_{\text{пар}} \quad (33)$$

Поэтому на режиме  $n_{\text{в.пр}} = \text{const}$  очевидно соблюдение равенства

$$R_{0\text{откр.пр}} = R_{0\text{закр.пр}} + \Delta R_{\text{ас.пр}} \quad (34)$$

Таким образом, для аэродинамически аттестуемого закрытого бокса испытательного стенда величина аэродинамической поправки к силе от тяги двигателя-эталоны на режиме  $n_{\text{в.пр}} = \text{const}$  с учетом поправочных коэффициентов, учитывающих влияние температуры и влажосодержания воздуха на свойства рабочего тела, по результатам сравнительных испытаний определяется как

$$\Delta R_{\text{ас.пр}} = R_{0\text{откр.пр}} - R_{0\text{закр.пр}} \quad (35)$$

Для каждого режима работы двигателя-эталоны при  $n_{\text{в.пр}} = \text{const}$  определяется поправочный коэффициент на влияние аэродинамики закрытого бокса испытательного стенда по формуле



$$K_R = R_{0\text{откр.пр}} / R_{0\text{закр.пр}} \quad (36)$$

Для этого с помощью метода наименьших квадратов определяется аппроксимированная зависимость

$$R_{0\text{закр.пр}} = f_2(n_{\text{в.пр}}) = c_0 + c_1 n_{\text{в.пр}} + c_2 n_{\text{в.пр}}^2 + c_3 n_{\text{в.пр}}^3 \dots \quad (37)$$

С использованием двух зависимостей:  $R_{0\text{откр.пр}} = f_1(n_{\text{в.пр}})$  (см. формулу (20)) и  $R_{0\text{закр.пр}} = f_2(n_{\text{в.пр}})$  (см. формулу (37)) – определяется зависимость вида

$$K_R = f_3(n_{\text{в.пр}}) \quad (38)$$

Полученная по (38) градуировочная зависимость заносится в паспорт закрытого бокса испытательного стенда в виде графика или таблицы.

Аналогично, на основе сравнения результатов испытаний двигателя-эталона на ОС и в аэродинамически аттестуемом закрытом боксе стенда, получают другие поправочные коэффициенты для основных эксплуатационных параметров двигателя –  $G_{\text{т.пр}}$ ,  $C_{R\text{пр}}$ ,  $G_{\text{в.пр}}$  и др., которые представляются в виде зависимостей от режима работы двигателя:

$$K_i = f_i(n_{\text{в.пр}}) \quad (39)$$

По результатам испытаний двигателя-эталона проводится оценка погрешности определения стендовой тяги  $R_{0\text{закр.пр}}$  (32).

Погрешность стендовой приведенной тяги двигателя-эталона по результатам испытаний в закрытом боксе наземного стенда определяется с учетом погрешности ее отнесения к приведенной частоте вращения ротора вентилятора.

Оценивается относительная величина СКО измеренной стендовой тяги:

$$\delta S(R_{0\text{закр.пр}}) = \sqrt{\delta S^2(R_{\text{сис}}) + \delta S^2(p_6^*) + \delta S^2(\sigma_{\text{в}})}, \% \quad (40)$$

Вычисляются границы случайной погрешности косвенно измеренной стендовой тяги при условии, что распределение погрешностей измерений первичных величин не противоречит нормальному закону распределения, по формуле

$$\delta \varepsilon(R_{0\text{закр.пр}}) = t_q \delta S(R_{0\text{закр.пр}}), \% \quad (41)$$

Определяется относительная величина неисключенной систематической погрешности косвенно измеренной стендовой тяги двигателя:

$$\delta \theta(R_{0\text{закр.пр}}) = 1,1 \sqrt{\delta \theta^2(R_{\text{сис}}) + \delta \theta^2(p_6^*) + \delta \theta^2(\sigma_{\text{в}})}, \% \quad (42)$$

Определяются доверительные границы погрешности косвенного измерения стендовой тяги двигателя-эталона в закрытом боксе испытательного стенда:

$$\Delta R_{0\text{закр.пр}} = \beta [\delta \varepsilon(R_{0\text{закр.пр}}) + \delta \theta(R_{0\text{закр.пр}})], \% \quad (43)$$

Величина суммарной погрешности стендовой приведенной тяги двигателя-эталона по результатам испытаний в закрытом боксе испытательного стенда ( $\Delta R_{0\text{закр.пр}\Sigma}$ ) определяется с учетом погрешности ее отнесения к приведенной частоте вращения ротора вентилятора:

$$\delta S(R_{0\text{закр.пр}})_{\Sigma} = \sqrt{\delta S^2(R_{\text{сис}}) + \delta S^2(p_6^*) + \delta S^2(\sigma_{\text{в}}) + K_{n_{\text{пр}} R_{0\text{пр}}}^2 \delta S^2(n) + 0,25 K_{n_{\text{пр}} R_{0\text{пр}}}^2 \delta S^2(T_{\text{вх}}^*)}, \% \quad (44)$$

$$\delta \theta(R_{0\text{закр.пр}})_{\Sigma} = 1,1 \sqrt{\delta \theta^2(R_{\text{сис}}) + \delta \theta^2(p_6^*) + \delta \theta^2(\sigma_{\text{в}}) + K_{n_{\text{пр}} R_{0\text{пр}}}^2 \delta \theta^2(n) + 0,25 K_{n_{\text{пр}} R_{0\text{пр}}}^2 \delta \theta^2(T_{\text{вх}}^*)}, \% \quad (45)$$

$$\Delta R_{0\text{закр.пр}\Sigma} = \beta [t_q \delta S(R_{0\text{закр.пр}})_{\Sigma} + \delta \theta(R_{0\text{закр.пр}})_{\Sigma}], \% \quad (46)$$

Погрешность калибровочного поправочного коэффициента к тяге двигателя

$$K_R = R_{0\text{откр.пр}} / R_{0\text{закр.пр}} = f_R(n_{\text{в.пр}}),$$

полученная на ОС, включает:

– случайную относительную погрешность результата косвенного измерения стендовой тяги двигателя-эталона в закрытом боксе стенда (40);

– относительную величину неисключенной систематической погрешности результата косвенного измерения стендовой тяги двигателя на ОС (31) и в закрытом боксе стенда (45).

Определяются доверительные границы погрешности градуировочной зависимости вида  $K_R = f_R(n_{\text{в.пр}})$ :

$$\delta K_R = \beta [t_q \delta S(R_{0\text{закр.пр}})_{\Sigma} + 1,1 \sqrt{\delta \theta^2(R_{0\text{закр.пр}})_{\Sigma} + \frac{(\Delta R_{0\text{откр.пр}\Sigma})^2}{1,1^2}}], \quad (47)$$

$$\text{где } \beta = f \left[ \frac{1,1 \sqrt{\delta \theta^2(R_{0\text{закр.пр}})_{\Sigma} + \frac{(\Delta R_{0\text{откр.пр}\Sigma})^2}{1,1^2}}}{\delta S(K_R)_{\text{закр}}} \right], \quad P = 0,95$$

согласно [18].

## Использование результатов сравнительных испытаний при проведении ПСИ ТРДД в боксе стенда

После проведения аэродинамической аттестации в закрытом боксе испытательного стенда могут проводиться официальные приемо-сдаточные испытания (ПСИ) ТРДД аналогичного двигателю-эталону без внесения изменений:

– в компоновку элементов конструкции стенда (всасывающей и выхлопной шахты, выравнивающих устройств, выхлопного газоваода-эжектора;

– в габаритные размеры компоновки двигателя и его подвески внутри рабочей части закрытого бокса стенда, а также в габаритные размеры относительно стенок бокса, настила бокса, эжектора и пр.;

– в компоновку входного лемнискатного насадка и расходомерного коллектора;

– в положения запорных и регулирующих дроссельных устройств для подвода воздуха к боксу и отвода газа из бокса.

Двигатель, проходящий ПСИ, должен быть прерапирован аналогично двигателю-эталону. Места расположения однотипных приемников давления и температуры и угловые положения радиальных гребенок на двигателе, проходящем ПСИ, должны соответствовать тем положениям, которые были на двигателе-эталоне.

ПСИ и измерение дроссельной характеристики ТРДД должны проводиться с помощью аттестованной стендовой АИИС на режимах согласно циклограмме, по которой проводились аэродинамические исследования двигателя-эталона, с учетом содержания ПСИ.

Стендовая приведенная тяга  $R_{0\text{закр.пр}}$  определяется по (32), также определяются приведенные величины основных параметров:  $n_{\text{вд.пр}}$ ,  $G_{\text{в.пр}}$ ,  $G_{\text{т.пр}}$ ,  $C_{R\text{пр}}$ ,  $P_{\text{в.пр}}^*$ ,  $P_{\text{кнд пр}}^*$ ,  $P_{\text{квд пр}}^*$ ,  $P_{\text{тнд пр}}^*$ ,  $T_{\text{в.пр}}^*$ ,  $T_{\text{кнд пр}}^*$ ,  $T_{\text{квд пр}}^*$ ,  $T_{\text{тнд пр}}^*$ .

По формуле (21) определяется приведенная частота вращения ротора вентилятора, с помощью которой и градуировочной зависимости (38) корректируется величина стендовой приведенной тяги на влияние внешней аэродинамической силы:

$$R_{0\text{пр}} = R_{0\text{закр.пр}} K_R. \quad (48)$$

По найденным на режиме  $n_{\text{в.пр}} = \text{const}$  с помощью градуировочных зависимостей типа (39) величинам поправочных коэффициентов уточняются значения

$$n_{0\text{вд.пр}} = n_{\text{вд.пр}} K_{n_{\text{вд}}}; \quad G_{0\text{в.пр}} = G_{\text{в.пр}} K_{n_{\text{вд}}};$$

$$G_{0\text{т.пр}} = G_{\text{т.пр}} K_{n_{\text{вд}}} \text{ и пр.}$$

## Заключение

Рассмотрен открытый стенд в качестве эталонного стенда для обеспечения аэродинамической аттестации закрытого бокса испытательного стенда с помощью двигателя-эталона.

Сформулированы основные требования к двигателю-эталону для проведения сравнительных испытаний на открытом стенде и в аттестуемом закрытом боксе испытательного стенда.

Рекомендованы условия и порядок проведения исследований ТРДД-эталона с большой степенью двухконтурности и раздельными контурами на открытом аттестованном стенде перед проведением сравнительных испытаний в аэродинамически аттестуемом закрытом боксе испытательного стенда.

Предложена методика по определению внешней аэродинамической силы как поправки к измеренной силе от тяги двигателя в закрытом боксе испытательного стенда по результатам сравнительных стендовых испытаний ТРДД с большой степенью двухконтурности и раздельными контурами.

Изложены условия и порядок проведения приемо-сдаточных испытаний серийного ТРДД рассматриваемого типа в закрытом боксе испытательного стенда после его аэродинамической аттестации для определения стендовой тяги двигателя.

Разработана методика оценки погрешности определения основных параметров двигателя-эталона на открытом стенде, в закрытом боксе испытательного стенда и оценки погрешности градуировочного коэффициента тяги  $K_R = R_{0\text{откр.пр}} / R_{0\text{закр.пр}}$ .

## Литература

1. ОСТ 1 01021-93. Стенды испытательные авиационных газотурбинных двигателей. Общие требования. 18 с. Дата введения 01.07.1994.
2. ОСТ 1 02781-2004. ОСОЕИ. Сила аэродинамическая при испытаниях газотурбинных двигателей на наземных закрытых стендах. Методика выполнения измерений. 12 с. Дата введения 01.01.2005.
3. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / под общ. ред. В.А. Скибина и В.И. Солонина. М. : ЦИАМ, 2010. 676, [4] с.

- 
4. Мотороиспытательные станции «под ключ» / ГИПРОНИИАВИАПРОМ, «Мера». Группа компаний «Мера», 2019. 28 с.
  5. Клинский Б.М. Определение величины входного импульса как поправки к силе от тяги ГТД в (закрытом) боксе испытательного стенда // *Авиационные двигатели*. 2019. № 3 (4). С. 25–34.
  6. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / под ред. М.О. Штейнберга. 3-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 1992. 672 с.
  7. Теория реактивных двигателей : Рабочий процесс и характеристики / Б.С. Стечкин, П.К. Казанджан, Л.П. Алексеев и др. ; под ред. Б.С. Стечкина. М : Оборонгиз, 1958. 533 с.
  8. Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике. Изд. 7-е. М. : Наука, 1972. 440 с.
  9. Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. М. : Машиностроение, 1979. 288 с.
  10. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М. : Изд-во стандартов, 2004. 181 с. С изменением № 1, утв. в февр. 1987 г.
  11. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Изд. 3-е, перераб. и доп. М. : Наука, 1969. 824 с.
  12. Ветровой режим // *География* : сайт. URL: <https://geographyofrussia.com/vetrovoj-rezhim/>.
  13. Матвеев Л.Т. Курс общей метеорологии : Физика атмосферы. Изд. 2-е, перераб. и доп. Л. : Гидрометеоздат, 1984. 752 с.
  14. Тимошин А.Н., Максимов Е.А. Влияние аэродинамики наземных стендов на измеряемое усилие тяги при испытаниях ГТД. Типография ЦИАМ, 1978. 16 с. (Труды ЦИАМ ; № 787).
  15. Зайдель А.Н. Ошибки измерений физических величин. Л. : Наука, 1974. 108 с. Перераб. и доп. изд. книги «Элементарные оценки ошибок измерений».
  16. Рабинович С.Г. Погрешности измерений. Л. : Энергия, 1978. 262 с.
  17. Тойберт П. Оценка точности результатов измерений / пер. с нем. В.Н. Храменкова ; под ред. Е.И. Сычева. М. : Энергоатомиздат, 1988. 88 с.
  18. МИ 2083-90. ГСИ. Измерения косвенные. Определение результатов измерений и оценивание их погрешностей : рекомендация. М. : Изд-во стандартов, 1991. 10 с. Дата введения 01.01.1992.

## References

1. OST 1 01021-93. Stendy ispytatel'nye aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei. Obshchie trebovaniia [Industry standard 1 01021-93. Test benches for aircraft gas turbine engines. General requirements]. 18 p. Date of introduction 01.07.1994.
  2. OST 1 02781-2004. OSOEI. Sila aerodinamicheskaiia pri ispytaniiaakh gazoturbinnnykh dvigatelei na nazemnykh zakrytykh stendakh. Metodika vypolneniia izmerenii [Industry standard 1 02781-2004. Industry system for ensuring uniformity of measurements. Aerodynamic force during testing of gas turbine engines on ground indoors benches. Measurement methodology]. 12 p. Date of introduction 01.01.2005.
  3. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. Raboty vedushchikh aviadvigatellestroitel'nykh kompanii v obespechenie sozdaniia perspektivnykh aviatsionnykh dvigatelei (analiticheskii obzor) [Works of leading aero engine companies to ensure creation of advanced aero engines (analytical review)] under general editorship of V.A. Skibin and V.I. Solonin. Moscow: CIAM, 2010. 676, [4] p.
  4. Motoroispytatel'nye stantsii "pod kliuch" [Engine test facilities on turn-key basis]. GIPRONIIAVIAPROM, Group of companies "Mera", 2019. 28 p.
  5. Klinskii B.M. Opredelenie velichiny vkhodnogo impul'sa kak popravki k sile ot tiagi GTD v (zakrytom) bokse ispytatel'nogo stenda [Determination of the input impulse value as a correction to the force from GTE thrust in the test facility (indoor) cell]. *Aviation engines*. 2019. No. 3 (4). P. 25–34.
  6. Idel'chik I.E. Spravochnik po gidravlicheskim soprotivleniiam [Handbook of hydraulic resistances] edited by M.O. Shteinberg. 3rd edition, revised and supplemented. Moscow: Mashinostroenie, 1992. 672 p.
  7. Teoriia reaktivnykh dvigatelei: Rabochii protsess i kharakteristiki [Theory of jet engines: operational process and characteristics] B.S. Stechkin, P.K. Kazandzhan, L.P. Alekseev and others; edited by B.S. Stechkin. Moscow: Oborongiz, 1958. 533 p.
  8. Sedov L.I. Metody podobiiia i razmernosti v mekhanike [Similarity and Dimensional Methods in Mechanics]. 7th edition. Moscow: Nauka, 1972. 440 p.
  9. Litvinov Iu.A., Borovik V.O. Kharakteristiki i ekspluatatsionnye svoistva aviatsionnykh turboreaktivnykh dvigatelei
-

- 
- [Characteristics and operational properties of aircraft turbojet engines]. Moscow: Mashinostroenie, 1979. 288 p.
10. GOST 4401-81. Atmosfera standartnaia. Parametry [State Standard 4401-81. Standard atmosphere. Parameters]. Moscow: Publishing house of standards, 2004. 181 p. With amendment no. 1, approved in February 1987.
  11. Abramovich G.N. Prikladnaia gazovaia dinamika [Applied Gas Dynamics]. 3rd edition, revised and supplemented. Moscow: Nauka, 1969. 824 p.
  12. Vetrovoi rezhim. Geografiia [Wind mode. Geography]: website. URL: <https://geographyofrussia.com/vetrovoj-rezhim/>.
  13. Matveev L.T. Kurs obshchei meteorologii: Fizika atmosfery [General Meteorology Course: Physics of the Atmosphere]. 2nd edition. Leningrad: Gidrometeoizdat, 1984. 752 p.
  14. Timoshin A.N., Maksimov E.A. Vliianie aerodinamiki nazemnykh stendov na izmeriaemoe usilie tiagi pri ispytaniakh GTD [Influence of aerodynamics of ground-based benches on the measured thrust force during GTE tests]. CIAM printing house, 1978. 16 p. (Proceedings of CIAM; no. 787).
  15. Zaidel' A.N. Oshibki izmerenii fizicheskikh velichin [Measurement errors of physical quantities]. Leningrad: Nauka, 1974. 108 p. Revised and supplemented edition of the book "Elementarnye otsenki oshibok izmerenii" [Elementary Estimates of Measurement Errors].
  16. Rabinovich S.G. Pogreshnosti izmerenii [Measurement errors]. Leningrad: Energiya, 1978. 262 p.
  17. Teubert P. Otsenka tochnosti rezul'tatov izmerenii [Evaluation of accuracy of measurement results]. translated from German by V.N. Khramenkov; edited by E.I. Sychev. Moscow: Energoatomizdat, 1988. 88 p.
  18. MI 2083-90. GSI. Izmereniia kosvennye. Opredelenie rezul'tatov izmerenii i otsenivanie ikh pogreshnostei: rekomendatsiia [Indirect measurements. Determination of measurement results and estimation of their errors: recommendations]. Moscow: Publishing house of standards, 1991. 10 p. Date of introduction 01.01.1992.

*Материалы получены редакцией 28.01.2021*