

УДК 629.7.036

А.Д. КУЛАКОВ, В.В. ПОПОВ

ФГУП «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова», Россия

## МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЯГОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГТД НА ЛЕТАЮЩЕЙ ЛАБОРАТОРИИ И ОСНОВНОМ САМОЛЕТЕ

На протяжении 50 лет в ФГУП «ЛИИ им. М.М. Громова» проводятся летные испытания авиационных двигателей и их систем на летающих лабораториях. С появлением двигателей большой степени двухконтурности их тяговые характеристики также стали определяться на летающих лабораториях в связи с тем, что высотные стенды не могут обеспечить большой расход воздуха и в стендовых условиях не учитывается влияние внешнего обтекания мотогондолы. В работе представлен обзор различных методов определения тяги ГТД в полете при их испытаниях на летающих лабораториях и в компоновке основных самолетов.

**тяга двигателя, тяга сопла, двухконтурный двигатель с отдельными соплами, расход воздуха через наружный контур, расход газа через внутренний контур, препарирование силовой установки, аэродинамическое сопротивление, сопло, газовый поток, динамометрический самолетный стенд тяги, скоростной напор газового потока, зонд на срезе сопла**

### Введение

Методы определения тяги ГТД на летающих лабораториях и в самолетной компоновке подразделяются на:

- газодинамические;
- аэродинамический;
- динамометрический;
- с помощью зондов на срезе сопла.

### 1. Газодинамические методы

Является основным методом определения тяги ГТД в высотно-скоростных условиях. Метод использовался при летных исследованиях практически всех отечественных двигателей на летающих лабораториях Ту-16ЛЛ и Ил-76ЛЛ (рис. 1 – 4).

Метод основан на измерении основных параметров работы ГТД ( $G_T$ ,  $n$ ,  $F_c$ ) и термогазодинамических параметров потока ( $P$ ,  $P^*$ ,  $T^*$ ) в характерных сечениях проточной части двигателя и вычисление тяги двигателя с использованием ряда поправочных коэффициентов (коэффициент тяги сопла  $\psi_c$  и коэффициент расхода воздуха через двигатель  $\mu_{вв}$ ), полученных при земных стендовых испытаниях.



Рис. 1. Летающая лаборатория Ту-16 с двигателем Д-36



Рис. 2. Летающая лаборатория Ил-76 с двигателем Д-18Т

Коэффициент тяги сопла  $\psi_c$  представляет собой отношение тяги двигателя, измеренной на стенде ( $R_{дв.ст.}$ ), к тяге, рассчитанной по параметрам в характерных сечениях его проточной части (за турбиной или смесителем, на срезе сопла и т.д.), т.е.

$$\psi_c = f(R_{\text{дв.ст.}}, R_{\text{дв.расч.}}).$$

Коэффициента тяги сопла  $\psi_c$  обычно строится в зависимости от располагаемой степени понижения полного давления газа в реактивном сопле  $\pi_{\text{ср.}}$ .



Рис. 3. Летаящая лаборатория Ил-76ЛЛ с двигателем Д-27



Рис. 4. Летаящая лаборатория Ил-76ЛЛ с двигателем НК-93

Характерной особенностью этой зависимости является тот факт, что при сверхкритических режимах истечения газа из сопла двигателя ( $\pi_{\text{ср}} \geq 1,9$ ) значение  $\psi_c$  становится постоянным и это позволяет использовать коэффициент  $\psi_c$  в полете путем линейной экстраполяции этой зависимости на более высокие режимы истечения из сопла, имеющих место в полете.

Коэффициент расхода воздуха через двигатель  $\mu_{\text{вв}}$  определяется путем сопоставления измеренного расхода воздуха с помощью стендового мерного лемнискатного воздухозаборника ( $G_{\text{в.ст.}}$ ) и расхода воздуха, полученного по измерениям параметров в сечении на входе в двигатель ( $G_{\text{в.рас.}}$ ), т.е.

$$\mu_{\text{вв}} = f(G_{\text{в.ст.}}, G_{\text{в.рас.}}).$$

Коэффициент расхода воздуха через двигатель

$\mu_{\text{вв}}$  обычно строится в зависимости от приведенной плотности потока массы  $q(\lambda_{\text{вв}})$  на входе в двигатель. В диапазоне изменения приведенной плотности потока  $q(\lambda_{\text{вв}}) = 0,55 \dots 0,7$  величина коэффициента расхода  $\mu_{\text{вв}}$  монотонно увеличивается, а при  $q(\lambda_{\text{вв}}) \geq 0,7$  остается постоянной. В полете скорость потока на входе в двигатель соответствует значению приведенной плотности потока  $q(\lambda_{\text{вв}}) = 0,7 \dots 0,85$ . Поэтому при определении расхода воздуха в полете используется значение  $\mu_{\text{вв}}$ , полученное при земных стендовых испытаниях двигателя с мерным лемнискатным воздухозаборником.

В зависимости от специфики решаемых задач, типа летательного аппарата, на котором проводятся испытания двигателя, компоновки двигателя на самолете, объема препарирования двигателя и силовой установки в целом, газодинамические методы определения тяги подразделяются на две группы:

- *общий газодинамический метод*, в котором параметры течения и тяга определяется по измерению полей полных и статических давлений и температур газа на выходе из сопла и на входе в двигатель;
- *упрощенные газодинамические методы*, в которых параметры течения и тяга определяется косвенно по параметрам газодинамическим в характерных сечениях двигателя с использованием результатов предшествующих испытаний препарированного двигателя на летающей лаборатории.

**1.1. Общий газодинамический метод.** Используется в основном при определении основных данных двигателя (высотно-скоростных характеристик,  $[R_{\text{дв.}} = f(C_R, H, V)]$ ) на летающей лаборатории с целью оценки и сравнению их с заявленными. Примерами могут служить летные исследования по определению тягово-расходных характеристик двигателей НК-8-2У, и Д-36 на летающих лабораториях Ту-16, а также двигателей Д18Т и ПС-90А на летающей лаборатории Ил-76, [1, 2].

В общем случае тяга ГТД представляет собой разницу двух величин:

$$R_{обв} = R_c - J_{вх}, \quad (1)$$

где  $R_c$  – тяга сопла;  $J_{вх}$  – входной импульс:

$$J_{вх} = \frac{G_{\Sigma}}{g} \cdot V_n, \quad (2)$$

где  $G_{\Sigma}$  – суммарный расход воздуха через двигатель;  $V_n$  – скорость полета.

В случае определения тяги ГТД с раздельными контурами (ТРДД) тяга сопла представляет собой сумму тяг наружного ( $R_{c2}$ ) и внутреннего контуров ( $R_{c1}$ ), т.е.

$$R_{c\Sigma} = R_{c2} + R_{c1}. \quad (3)$$

Поэтому задача нахождения тяги ГТД сводится к определению тяги сопел наружного и внутреннего контуров, а также суммарного расхода воздуха через двигатель, рис. 5.

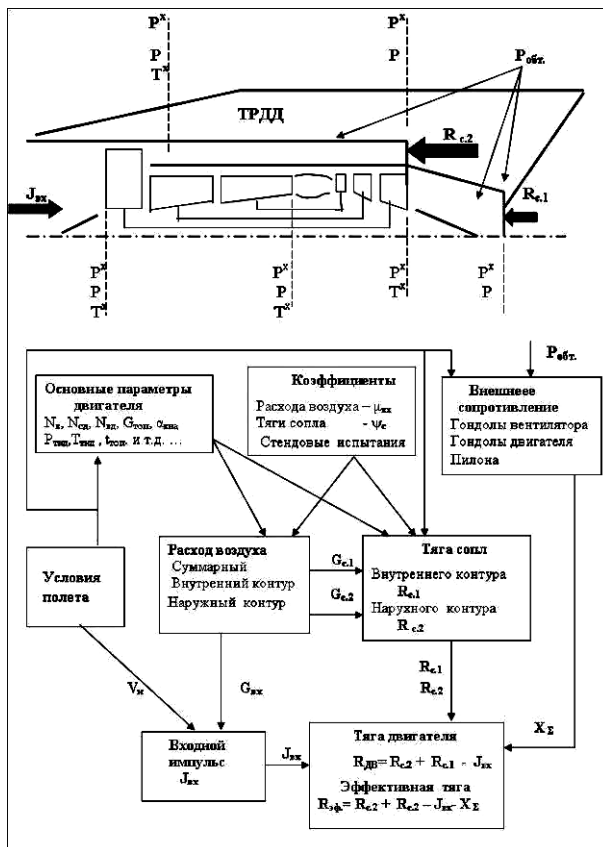


Рис. 5. Типовая схема препарирования ТРДД и основные этапы определения тяги двигателя

Суммарный расход воздуха через двигатель может определяться по параметрам на входе и как сумма расходов воздуха через наружный  $G_{e2}$  и внутренний  $G_{e1}$  контуры, которые в свою очередь могут

быть определены соответственно по параметрам в наружном контуре за вентилятором и за КВД или по параметрам на срезе сопла внутреннего контура.

Оценка различных способов определения расходов воздуха показывает, что наиболее оптимальным способом, с точки зрения обеспечения минимальной алгоритмической и инструментальной погрешности является определение  $G_{e\Sigma}$  по параметрам на входе в двигатель с использованием коэффициента расхода  $\mu_{вх}$ , полученного при стендовых испытаниях, т.е.

$$G_{e\Sigma} = f(\mu_{вх}, P_{вх}^*, P_{вх.p.}, T_{вх}^*, F_{вх}), \quad (4)$$

где  $F_{вх}$  – площадь поперечного сечения в месте измерения полей полных и статических давлений на входе в двигатель;  $T_{вх}^*$  – полная температура воздуха на входе;  $q(\lambda_{вх})$  – газодинамическая функция приведенной плотности потока массы, которая определяется по средним значениям полного  $P_{вх}^*$  и статического  $P_{вх.p.}$  давлений на входе в двигатель для  $K=1,4$ .

С целью получения осредненных значений газодинамических параметров, их измерение производится групповыми приемниками.

Тяга сопла ГТД является функцией следующих параметров

$$R_c = f(\psi_c, G_T, V_c, P_c, F_c), \quad (5)$$

где  $G_T$  – расход газа через сопло,

$$G_T = G_{e\Sigma} - \delta G_{отб} + G_{e\Sigma} - \delta G_{утеч}; \quad (6)$$

$\delta G_{отб}$  – расход отбираемого воздуха от двигателя;  $\delta G_{утеч}$  – утечки воздуха через элементы конструкции;  $G_T$  – расход топлива;  $P_n$  – давление окружающей среды;  $F_c$  – площадь среза сопла;  $P_c$  – статическое давление на срезе сопла;  $V_c$  – скорость потока газа на срезе сопла, находится из выражения

$$V_c = f(\lambda_c, T_c^*, R_T, k_T), \quad (7)$$

где  $T_c^*$  – полная температура газа на срезе сопла, определяется по измеренным полным температурам потоков за вентилятором и турбиной вентилятора;

$k_T$  – изоэнтропический показатель,  $k_T = f(T_c^*)$ ;

$\lambda_c$  – приведенная скорость потока газа на срезе сопла, определяется по полному и статическому давлениям на срезе сопла.

При определении тяги ТРДД с отдельными контурами, суммарная тяга сопел находится из выражения (3), а значения тяги сопла наружного контура ( $R_{c2}$ ) и тяги сопла внутреннего контура ( $R_{c1}$ ) вычисляются с использованием зависимостей:

$$R_{c2} = f(G_{e2}, V_{c2}, F_{c2}, P_{c2}, P_u); \quad (8)$$

$$R_{c1} = f(G_{e1}, V_{c1}, F_{c1}, P_{c1}, P_u), \quad (9)$$

где  $G_{e2}$  – расход воздуха через наружный контур,

$$G_{e2} = G_{e\Sigma} - G_{e1};$$

$G_{e1}$  – расход воздуха через внутренний контур, обычно определяется по параметрам за компрессором высокого давления с учетом отборов воздуха от двигателя и использовании пропускной способностью первого соплового аппарата турбины;

$V_{c2}$  и  $V_{c1}$  – скорости потоков на срезах сопел наружного и внутреннего контуров.

С целью получения осредненных значений газодинамических параметров ( $P^*$ ,  $P$ ,  $T^*$ ), их измерение производится групповыми приемниками, которые устанавливаются в газоздушном тракте двигателя.

В практике летных испытаний ГТД в самолетной компоновке необходимо определять эффективную тягу силовой установки в целом ( $R_{эф}$ ), которая представляет собой разницу между тягой двигателя и сопротивлением ( $X_\Sigma$ ) от сил давления ( $X_p$ ) и трения ( $X_{mp}$ ), связанных с обтеканием внешним потоком и потоком из наружного контура элементов силовой установки (обечайка вентилятора, капот газогенератора, часть пилона):

$$R_{эф} = R_{c2} + R_{c1} - X_\Sigma - J_{ax}; \quad (10)$$

$$X_\Sigma = X_p + X_{mp}. \quad (11)$$

Сопротивление сил давления определяется по измеряемому статическому давлению на внешних поверхностях элементов силовой установки

Сопротивление сил трения на этих поверхностях вычисляется по формуле аэродинамики с помощью коэффициента поверхностного трения, отнесенного к площади обтекаемой поверхности.

Коэффициент поверхностного трения вычисля-

ется с поправкой на сжимаемость, при этом число Рейнольдса вычисляется по параметрам обтекающего потока с учетом геометрических характеристик обтекаемых элементов силовой установки.

Общий газодинамический метод является основным методом определения тяги ГТД в практике летных исследований ГТД на летающих лабораториях и в самолетной компоновке.

При определении тяги ТРДД с отдельными соплами этот метод является единственным, так как обтекание мотогондолы в полете существенно влияет на расходные характеристики сопел внутреннего и наружного контуров, поэтому использованию в полете коэффициента тяги сопла  $\psi_c$ , полученного при земных стендовых испытаниях не возможно.

### 1.2. Упрощенные газодинамические методы.

Используются в основном для определения тяги ГТД в самолетной компоновке при определении летно-технических характеристик самолета. Эти методы не требуют организации измерений параметров на входе и выходе двигателя.

Они основываются на измерении штатных параметров двигателя и при необходимости дополнительных измерений в сечениях за турбиной низкого давления, смесителем, на входе в сопло, использовании дроссельных характеристик, высотно-скоростных характеристик, математической модели двигателя и другая априорная информация о характеристиках основных узлов двигателя, полученных при летных испытаниях данного типа протестированного двигателя на летающей лаборатории.

## 2. Аэродинамический метод

Метод основан на измерении продольной перегрузки и массы самолета при разгонах и торможениях на заданной высоте с постоянным числом  $M$  полета.

Из уравнения движения самолета в горизонтальном полете на режимах разгона и торможения следует, что тяга двигателя на повышенном режиме его работы равна тяге двигателя на пониженном режи-

ме плюс разница величин произведения массы самолета и разница величин лобового сопротивления самолета. На данных режимах полета должны соблюдаться идентичные условия как по параметрам полета, конфигурации самолета, так и по приведенному расходу воздуха через двигатель, что позволяет избавиться от необходимости определения лобового сопротивления самолета.

Этот метод не является самостоятельным, т.к. для определения тяги на режимах торможения обычно используется газодинамический метод, который м.б. применен на нефорсированном режиме работы двигателя. Данный метод является эффективным при определении тяги на однодвигательном самолете.

### 3. Динамометрический метод

**3.1. Определение тяги с помощью измерения усилий в узлах подвески двигателя.** Заключается в измерении силы, передаваемой на планер самолета в узлах крепления двигателя. Эта сила представляет собой разность между импульсами во входном и выходном сечениях двигателя с учетом сил давления, действующих на наружную поверхность двигателя, то есть определяется эффективная тяга силовой установки. Сложным вопросом, во многом определяющим хорошие результаты измерений, является градуировка тензоподвески в компоновке двигателя на летающей лаборатории. Непосредственное измерение тяги ГТД в полете дает ряд преимуществ, поскольку на результаты измерения не влияют условия течения на входе в двигатель и в реактивном сопле. Этот метод применим только для определения относительного изменения тяги, а не её абсолютного значения.

Все вышеперечисленные методы требуют специального препарирования двигателя, которое не может быть реализовано на штатной силовой установке, находящейся в эксплуатации. Поэтому для определения тяги ГТД в самолетной компоновке в усло-

виях эксплуатации предлагается использовать косвенные методы.

**3.2. Измерение тяги силовой установки на динамометрическом стенде.** Динамометрический стенд тяги (ДСТ) предназначен для определения тяги газотурбинных двигателей в компоновке высокоманевренного самолета в земных условиях.

Использование ДСТ позволяет производить:

- оценку влияния входных и выходных устройств силовой установки на самолете на тяговые характеристики двигателя и определение потерь тяги двигателя, связанных с установкой двигателя на самолет;
- оценку соответствия фактической тяги силовой установки самолета в земных условиях расчетному значению;
- оценку эффективной тяги силовой установки самолета в стартовых условиях;
- оценку составляющих тяги при испытаниях силовых установок самолета с вектором тяги;
- оценку мероприятий по изменению отдельных узлов двигателя проводимых, в процессе создания его создания и доводки.

#### *Технические характеристики*

Конструкция стенда позволяет проводить испытания на самолетах весом до 70 тонн, с шириной колеи до 10,8 м и базой шасси до 14,5 м (рис. 6 – 9).

Стенд состоит из трех динамометрических платформ, которые устанавливаются на силовых рельсах. Каждая динамометрическая платформа представляет собой свободно висящую на четырех стальных лентах площадку, удерживаемую от поперечных перемещений и вращения вокруг вертикальной оси четырьмя горизонтальными лентами.

Самолет своими шасси устанавливается на динамометрические платформы. Усилие, возникающее при работе двигателей, передается на упор динамометрической платформы и регистрируется измерительной аппаратурой.

На стенде можно измерять тягу двигательной установки не более 20 000 кгс. с точностью  $\pm 1,0\%$ .

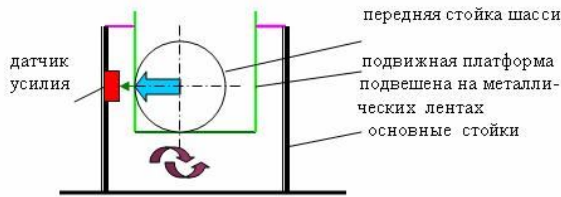


Рис. 6. Принципиальная схема измерения усилия на ДСТ



Рис. 7. Общий вид динамометрического стенда тяги ЛИИ



Рис. 8. Самолет Су-27 на динамометрическом стенде тяги

#### 4. Метод определения тяги с помощью зондов на срезе сопла

Основан на использовании штатных параметров, которые м.б. измерены в условиях эксплуатации ГТД и измерении усилия на аэродинамическом профиле (зонд), помещенном на срезе сопла, которое, по режиму работы двигателя изменяется адекватно его основным термогазодинамическим параметрам.

ФГУП «ЛИИ им. М.М.Громова» совместно с ЗАО «НМЦ НОРМА» разработали и изготовили экспериментальный образец системы измерения тяги (СИТ) для двигателя ПС-90А и провели её метрологические исследования на тягоизмерительном стенде ОАО «Авиадвигатель», [3].

Данный метод заключается:

- в измерении усилия  $P$  (воздействия газового потока на зонд), а также в использовании известных значений параметров (площади реактивного сопла  $F_c$ , площади, омываемой газовым потоком части зонда  $F_3$  и коэффициента аэродинамического сопротивления зонда  $Cx_3$ )

- в определении кинетического давления газового потока на срезе реактивного сопла

$$\rho_c \cdot V_c^2 = 0,5 \cdot \frac{P}{F_3 Cx_3}; \quad (12)$$

- в определении динамической составляющей тяги сопла  $R_c = \rho_c V_c^2 F_c$ , которая в наземных условиях ( $H = 0$ ) при расчетном режиме работы сопла ( $P_c = P_n$ ) определяет тягу двигателя  $R_d = R_c$ .

Принцип работы СИТ основан на измерении импульса сопла с помощью аэродинамических характеристик зонда, установленного на срезе сопла ГТД.

Запишем выражение тяги в земных условиях:

$$\begin{aligned} R_{\text{об}} = R_c &= \frac{G_{\Gamma}}{g} V_c + F_c (p_c - p_n) = \\ &= \frac{\gamma_c V_c F_c}{g} V_c + F_c (p_c - p_n) = \rho_c V_c^2 F_c + F_c (p_c - p_n) \end{aligned}$$

отсюда

$$\frac{R_{\text{об}}}{F_c} - (p_c - p_n) = \rho_c V_c^2. \quad (13)$$

Известно, что на любое тело (зонд в виде струны), помещенное в газовый поток, действует аэродинамическая сила  $X$ , которую можно вычислить с использованием формулы аэродинамики для продольной силы, т.е.

$$X = c_x q_c S = c_x \frac{\rho_c V_c^2}{2} S, \quad (14)$$

где  $c_x$  – коэффициент аэродинамического сопротивления зонда;  $q_c$  – скоростной напор;  $\rho_c$  – плотность газа на срезе сопла;  $S$  – площадь продольной части зонда, на которую действует поток,  $S = d_c d_{\text{cmp}}$ ;  $d_c$  – диаметр среза сопла;  $d_{\text{cmp}}$  – диаметр струны или ширина поперечного сечения жесткого зонда.

Установим связь между тягой двигателя  $R_{\text{дв}}$  и аэродинамической силой  $X$  (далее будем обозначать

как  $P_{зон}$ ) путем подстановки значения  $\rho_c V^2 c_x$ :

$$R_{дв} = \frac{2F_c P_{зон}}{c_x S} + F_c (p_c - p_n). \quad (15)$$

Т.о., зная коэффициент аэродинамического сопротивления зонда (струны)  $c_x$  и измеряя  $P_{зон}$ , действующее на зонд, можно определить тягу двигателя  $R_{дв}$  в самолетной компоновке в земных условиях.

В случае полного расширения газа на срезе сопла ( $P_c = P_n$ ) тяга двигателя находится из выражения:

$$R_{дв} = \frac{2F_c P_{зон}}{c_x S}. \quad (16)$$

Выражение справедливо для определения тяги двигателя при реальном расширении газа на срезе сопла двигателя (при  $p_c \neq p_n$ ).

Применение этого метода дает возможность оперативно контролировать тягу ГТД в процессе эксплуатации, что является весьма актуальной задачей при переходе на эксплуатацию ГТД по техническому состоянию, т.к. после завершения работ, связанных с продлением ресурса ГТД в условиях аэродрома тяга ГТД не определяется и не нормируется.

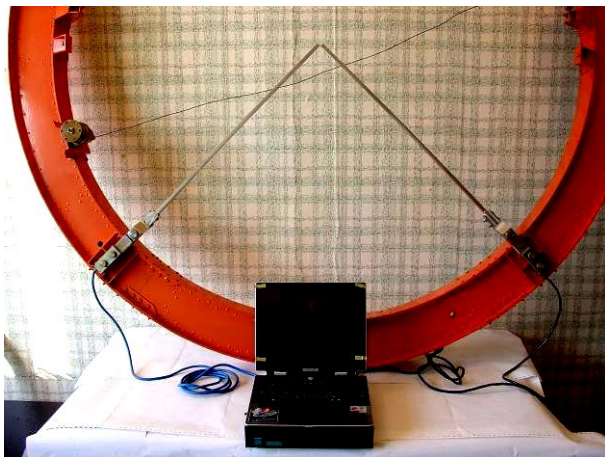


Рис. 9. Общий вид системы измерения тяги СИТ

**Технические характеристики**

- количество каналов измерения усилий жесткими зондами с силоизмерительными датчиками типа 1190 – 2 шт.;
- количество каналов измерения усилий гибкими зондами с силоизмерительными датчиками типа P250H – 2 шт.;

- диапазон измерения усилия датчиком 1190 – 60 кгс;
- диапазон измерения усилия датчиком P250H – 0÷30 кгс;
- приведенная погрешность каналов измерения – 0,2%.

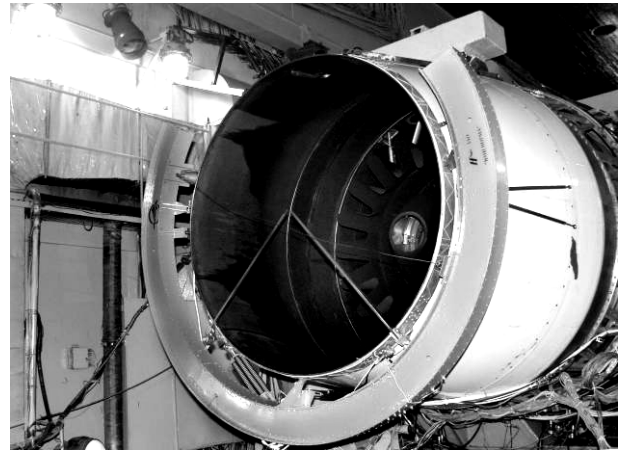


Рис. 10. Установка экспериментального образца системы СИТ на сопловой насадок двигателя ПС-90А

**Литература**

1. Кулаков А.Д., Леут А.П. Особенности определения тяговых характеристик ТРДД с большой степенью двухконтурности и отдельными соплами в полетных условиях // Тр. ЛИИ. – 1984. – № 465. – С. 1-14.
2. Кулаков А.Д. О внешнем сопротивлении ступенчатой гондолы ТРДД большой степени двухконтурности // Научн.-техн. сб. ЛИИ. – 1982. – № 153. – С. 3-10.
3. Метрологические исследования систем измерения тяги с помощью жестких и гибких зондов на срезе сопла ГТД / А.Д. Кулаков, В.Г. Подколзин, И.М. Полуниин, В.В. Попов // Вестник двигателестроения: Научн.-техн. журн. – 2006. – № 3(13). – С. 130-134.

Поступила в редакцию 29.05.2007

**Рецензент:** д-р техн. наук, с.н.с. В.И. Мельник, ФГУП «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова», Россия.