

Особенности методики проведения и обработки результатов испытаний моделей самолетов с роторными имитаторами маршевых двигателей в аэродинамических трубах малых скоростей

Государственное предприятие "АНТОНОВ"

Рассмотрены особенности методики проведения и обработки результатов испытаний в аэродинамических трубах малых скоростей моделей самолетов с роторными имитаторами маршевых двигателей, работающими на режиме прямой тяги и реверса. Определены поправки к коэффициентам аэродинамических сил и моментов, обусловленные изменением скоростного напора потока в аэродинамической трубе и оборотов турбин имитаторов двигателей при исследовании одной поляры. Определены критерии подобия при исследовании реверсивных устройств на маломасштабных моделях и форма представления результатов испытаний.

Ключевые слова: роторные имитаторы маршевых двигателей, методика исследований в аэродинамических трубах, реверс, критерии подобия, коэффициенты реверсирования потока.

При проведении испытаний моделей самолетов в аэродинамической трубе ГП "Антонов" широко используются имитаторы маршевых двигателей.

Такие испытания требуют соответствующего методического обеспечения.

Разработанные малогабаритные имитаторы маршевых двигателей с воздушно-турбинным приводом, позволяют проводить испытания модели самолета как с приставными, так и с присоединенными имитаторами двигателей.

При испытаниях приставные имитаторы двигателей устанавливаются на пилоны, по которым подается сжатый воздух к воздушным турбинам, и не касаются модели самолета (рис. 1). Сами пилоны при этом устанавливаются на балке системы, отслеживающей углы атаки модели самолета.



Рис. 1. Испытания модели самолета Ан-140 с приставными имитаторами двигателей в аэродинамической трубе АТ-1

Влияние пилонов и отслеживающей системы на аэродинамические характеристики модели определяется по результатам методических испытаний и в виде поправок вводится в результаты испытаний модели самолета с приставными имитаторами двигателей.

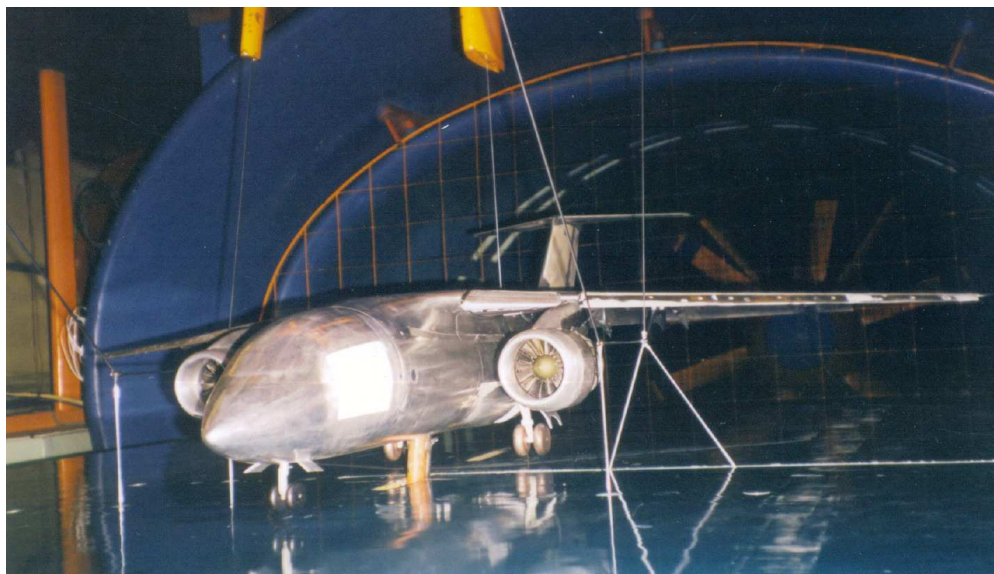


Рис. 2. Испытания механизированной модели самолета АН-148 с присоединенными имитаторами двигателей Д436-148 аэродинамической трубе АТ-1

Присоединенные имитаторы двигателей устанавливаются на модели самолета и жестко с ней связаны (рис. 2). Сжатый воздух высокого давления подводится к модели самолета, которая устанавливается на аэродинамических весах, через стойку-пилон и воздушный шарнир, ось вращения которого совпадает с осью вращения модели при изменении углов атаки. Для учета влияния системы подвода сжатого воздуха на аэродинамические характеристики испытываемой модели самолета проводятся методические испытания модели с системой подвода воздуха под давлением и без неё.

Коэффициенты аэродинамических сил и моментов модели самолета с присоединенными имитаторами двигателей включают составляющие их тяги.

При испытаниях по определению аэродинамических характеристик модели самолета с ИМДВТ основным критерием подобия режима работы двигателя принимается коэффициент тяги C_p , который определяется по формуле:

$$C_p = \frac{P_1 N}{q \cdot S},$$

где P_1 – тяга одного имитатора двигателя ТРД (ТРДД);

q – скоростной напор набегающего потока;

S – площадь крыла модели самолета;

N – количество работающих имитаторов двигателей.

Тяга имитатора двигателя определяется по результатам его испытаний на специальном тарировочном стенде. Коэффициенты тяги определяются для различных оборотов воздушной турбины ИМДВТ и нескольких значений скоростного напора и представляются в виде зависимостей $C_p = f(n, q)$ (рис. 3). Для

заданных значений коэффициента тяги по зависимостям $C_p=f(n,q)$ определяются обороты воздушной турбины и скоростной напор набегающего потока, которые необходимо выдержать при испытаниях модели самолета с ИМДВТ.

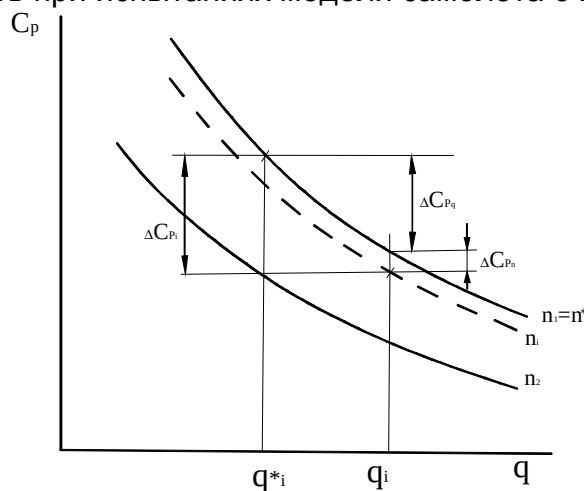


Рис. 3. Зависимость коэффициента тяги имитатора двигателя от частоты вращения ротора и скоростного напора набегающего потока $C_p=f(n,q)$

В результаты испытаний моделей в аэродинамической трубе вводятся поправки на блокинг-эффект и на влияние границ потока, которые зависят от подъемной силы. Кроме этого для моделей с имитаторами двигателей при определении поправок в величину подъемной силы не должна входить составляющая от реактивной тяги. Составляющая подъемной силы тяги ИМДВТ определяется по формуле:

$$\Delta Y_p = P_i \sin(\alpha^\circ + \theta_{pi}^\circ),$$

где P_i – тяга ИМДВТ;

α° – угол атаки л.с. крыла модели;

θ_{pi}° – положение вектора тяги относительно 1КС крыла.

Переходя к безразмерным величинам, имеем:

$$\Delta C_{y_p} = C_{pi} \cdot \sin(\alpha^\circ + \theta_{pi}^\circ).$$

Поправки на влияние границ потока и на блокинг-эффект определяются по величине коэффициента подъемной силы, которая равна:

$$C_y = C_{y_p} - C_{pi} \cdot \sin(\alpha^\circ + \theta_{pi}^\circ).$$

Работающие ИМДВТ практически не влияют на коэффициент поля аэродинамической трубы, что показали методические испытания по замеру поля скоростей на срезе сопла аэродинамической трубы АТ-1.

При испытаниях модели самолета с ИМДВТ практически невозможно выдержать постоянными обороты турбин имитаторов и скоростной напор в рабочей части аэродинамической трубы в процессе эксперимента по углам атаки и скольжения. Вследствие этого возможны некоторые отклонения коэффициента тяги имитатора двигателя от заданного значения. Изменение коэффициента тяги ИМДВТ приводит к изменению коэффициентов аэродинамических сил и моментов

модели самолета. Чтобы получить аэродинамические характеристики модели самолета при заданных значениях коэффициента тяги ИМДВТ, необходимо в результаты испытаний вводить поправки на их изменения.

Определение поправок рассмотрим на примере определения поправки для коэффициента лобового сопротивления модели самолета.

Величина лобового сопротивления модели самолета при измеренных оборотах турбин имитаторов и истинном значении скоростного напора равна:

$$X_{p_q} = X_{nлq} - (P_1 + P_2 + \dots + P_N)_q \cdot \cos(\alpha^\circ + \theta_{pi}^\circ)$$

где $X_{nлq}$ – сопротивление планера модели самолета;

X_{p_q} – суммарное сопротивление модели самолета с ИМДВТ;

$(P_1 + P_2 + \dots + P_N)_q \cdot \cos(\alpha^\circ + \theta_{pi}^\circ)$ – проекция вектора тяги на ось ОХ полусвязанной системы координат.

Величина лобового сопротивления модели самолета при измеренных оборотах турбин имитаторов и расчетном значении скоростного напора равна:

$$X_{p_q}^* = X_{nлq}^* - (P_1 + P_2 + \dots + P_N)_q^* \cdot \cos(\alpha^\circ + \theta_{pi}^\circ)$$

Разделив первое равенство на величину $q_{изм} \cdot S$, а второе – на $q_{расч} \cdot S$ получим:

$$C_{xp_q} = C_{X_{nлq}} - \frac{1}{N} (C_{p1} + C_{p2} + \dots + C_{pN})_q \cdot \cos(\alpha^\circ + \theta_{pi}^\circ);$$

$$C_{xp_q}^* = C_{X_{nлq}}^* - \frac{1}{N} (C_{p1} + C_{p2} + \dots + C_{pN})_q^* \cdot \cos(\alpha^\circ + \theta_{pi}^\circ)$$

При изменении в возможном диапазоне скоростного напора коэффициент сопротивления планера модели не изменяется, а поправка к коэффициенту сопротивления модели самолета с ИМДВТ обусловлена различием в составляющих от тяги имитаторов двигателей ТРД (ТРДД):

$$\Delta C_{xp_q} = C_{xp_q} - C_{xp_q}^* = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta C_{p_{iq}} \cdot \cos(\alpha^\circ + \theta_{pi}^\circ)$$

Аналогично определяется поправка к коэффициенту лобового сопротивления, вызванная отличием измеренных оборотов турбин имитаторов от расчетных:

$$\Delta C_{xp_n} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta C_{p_{in}} \cdot \cos(\alpha^\circ + \theta_{pi}^\circ)$$

Суммарная величина поправки к коэффициенту лобового сопротивления равна:

$$\Delta C_{xp} = \Delta C_{xp_q} + \Delta C_{xp_n} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta C_{p_i} \cdot \cos(\alpha^\circ + \theta_{pi}^\circ)$$

Изменение коэффициента тяги ΔC_{p_i} , вызванное изменением скоростного напора потока в рабочей части аэродинамической трубы и оборотов турбин имитаторов, определяется по характеристикам имитатора $C_p = f(q, n)$ для каждого отсчета (рис. 3).

Поправки к остальным коэффициентам аэродинамических сил и моментов определяются аналогично поправке, определенной для коэффициента лобового сопротивления.

Формулы, по которым рассчитываются поправки к коэффициентам аэродинамических сил и моментов, имеют вид:

$$\begin{aligned}\Delta C_{y_p} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta C_{p_i} \cdot \sin(\alpha^\circ + \theta_{pi}^\circ); \\ \Delta C_{z_p} &= 0; \\ \Delta m_{x_p} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta C_{p_i} \cdot \sin(\alpha^\circ + \theta_{pi}^\circ) \frac{z_{p_i}}{l}; \\ \Delta m_{y_p} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta C_{p_i} \cdot \cos(\alpha^\circ + \theta_{pi}^\circ) \frac{z_{p_i}}{l}; \\ \Delta m_{z_p} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta C_{p_i} \frac{y_{p_i}}{b_A}.\end{aligned}$$

При этом используются схемы рис. 4.

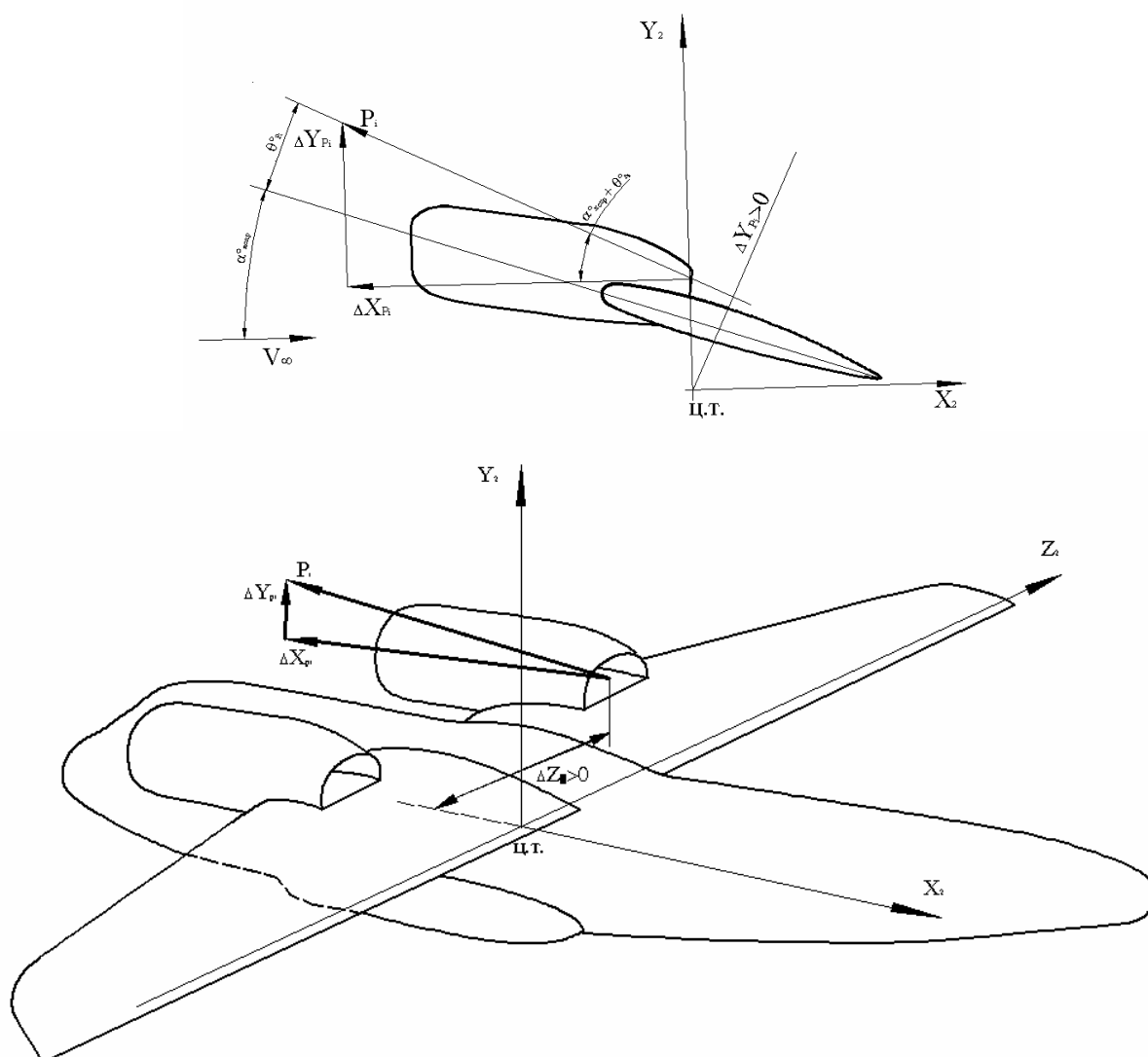


Рис. 4. Схемы аэродинамических сил и моментов при испытаниях модели с имитаторами двигателей ТРД (ТРДД).

Введением поправок на изменения коэффициента тяги ИМДВТ, вызванное изменением скоростного напора потока в рабочей части аэродинамической трубы и оборотов турбин имитаторов, исследуемые аэродинамические характеристики модели приводятся к расчетным значениям коэффициента тяги.

Для сравнения на рис. 5 приведены зависимости C_y , $m_z=f(\alpha)$ и $C_y=f(C_x)$, полученные по результатам испытаний модели самолета с ИМДВТ и обработанные по типовой методике и по методике с введением поправок на изменение коэффициента тяги ИМДВТ за счет изменения скоростного напора потока в рабочей части аэродинамической трубы и оборотов воздушной турбины имитатора.

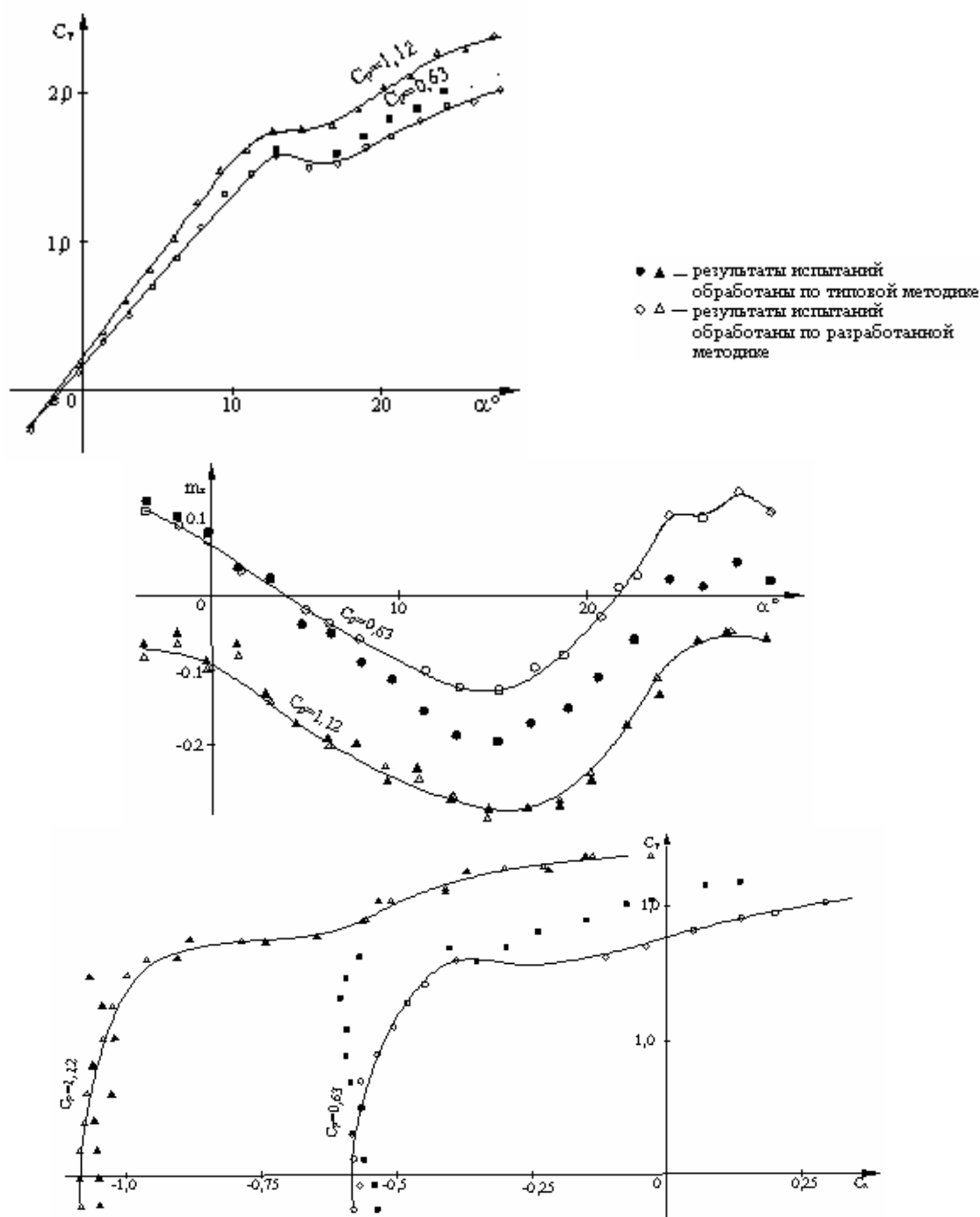


Рис. 5.

Методика исследований реверсивных устройств вентиляторного контура двигателя ТРДД на маломасштабных моделях с использованием роторных имитаторов двигателей

Как видно, после приведения зависимостей C_y , $m_z=f(\alpha)$, $C_y=f(C_x)$ к расчетным значениям коэффициента тяги имитаторов двигателей они становятся логичными – поляра приобретает обычный вид, а приращение коэффициента продольного момента от тяги имитаторов не зависит от угла атаки.

Имитаторы двигателей с воздушной турбиной с достаточной степенью точности моделируют параметры на входе и на выходе натурного двигателя. Это позволяет применить их для исследований реверсивных устройств двигателя на модели самолета в аэродинамической трубе (рис. 6).



Рис. 6. Модель самолета Ан-148 с присоединенными ИМДВТ с решетчатым реверсором

При исследовании реверсивных устройств в аэродинамической трубе на маломасштабной модели для модельных и натуральных условий необходимо обеспечить выполнение следующих равенств:

- равенство скоростей набегающего потока

$$V_{\infty M} = V_{\infty H};$$

- равенство скоростей истечения струй из реверсивного устройства модели и натурны

$$V_{pM} = V_{pH};$$

- моделирование весового расхода воздуха через реверсивное устройство модели и натурны

$$G_{pM} = G_{pH} \cdot \frac{1}{\kappa_\ell^2};$$

- моделирование импульса струи, истекающей из реверсивного устройства модели и натурны

$$I_{pM} = I_{pH} \cdot \frac{1}{\kappa_\ell^2}.$$

Поскольку $I_p = \frac{G_p}{g} \cdot V_p$, а $G_p = \rho_p \cdot V_p \cdot F_p \cdot g$, то два последних условия выполняются при обеспечении равенства

$$(\rho_p \cdot V_p^2)_m = (\rho_p \cdot V_p^2)_n$$

При реверсировании потока вентиляторного контура для модели и натуре можно принять $\rho_m = \rho_n$, что будет соответствовать натурным условиям в стандартной атмосфере, $H=0$. Следовательно, равенство $(\rho_p \cdot V_p^2)_m = (\rho_p \cdot V_p^2)_n$ можно заменить равенством $V_{pm} = V_{pn}$.

При изэнтропическом течении местная скорость потока определяется по формуле:

$$V_p = \sqrt{\frac{2kg}{k-1} \cdot RT_p^* \cdot \left[1 - \left(\frac{P_p}{P_p^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]},$$

где T_p^* – температура торможения реверсируемого потока;

P_p – статическое давление в исследуемой точке потока;

P_p^* – полное давление в исследуемой точке потока;

R – газовая постоянная;

k – отношение удельных теплоемкостей.

При исследовании режимов реверсирования потока вентиляторного контура принимается $T_{pm}^* = T_{pn}^*$ и $P_{pm} = P_{pn}$, то равенство $V_{pm} = V_{pn}$ выполняется при условии $P_{pm}^* = P_{pn}^*$.

Таким образом, для обеспечения условий моделирования работы реверсивного устройства с помощью роторного имитатора двигателя при полном геометрическом подобии выхлопных устройств вентиляторного контура как на режиме прямой тяги, так и реверсирования, а также при подобии атмосферных условий необходимым и достаточным является соблюдение равенства

$P_{pm}^* = P_{pn}^*$. Равенство полных давлений в тракте вентиляторного контура роторного имитатора двигателя и натурального двигателя можно заменить равенством степеней повышения давления на вентиляторе $\pi_{\text{вм}}^* = \pi_{\text{вн}}^*$. Величина степени повышения давления на вентиляторе однозначно определяет режим работы двигателя.

Режимы работы роторного имитатора двигателя изменяются путем изменения оборотов воздушной турбины. Обороты привода имитатора двигателя однозначно определяют степень повышения давления на вентиляторе. Как показывают результаты исследований, при равенстве площадей истечения сопла и реверсивного устройства величина степени повышения давления на вентиляторе практически не зависит от конфигурации сопловой части вентиляторного контура имитатора двигателя.

При исследовании реверсивных устройств определяются его эффективность и область ожидаемой рециркуляции реверсируемого потока.

Роторные имитаторы двигателей для проведения исследований реверсивных устройств препарируются (рис. 7):

- датчиками оборотов привода роторного имитатора двигателя для определения режима работы реверсивного устройства;
- насадками полного давления в тракте вентиляторного контура для определения степени повышения давления на вентиляторе;
- насадками полного давления в критическом сечении воздухозаборника для оценки попадания реверсируемого потока в воздухозаборник имитатора двигателя.

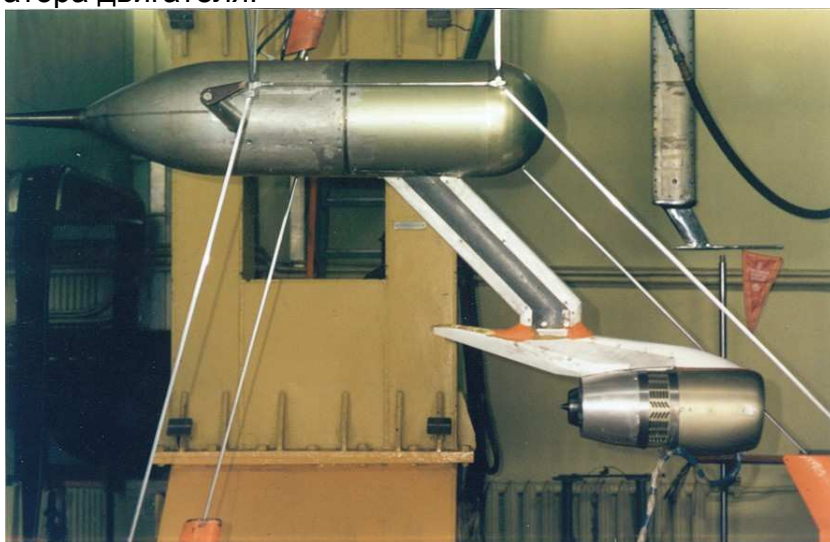


Рис. 7. Изолированный ИМДВТ С решетчатым реверсором на скоростном стенде АТ-1

Эффективность реверсивного устройства определяется по результатам весовых испытаний модели самолета с роторными имитаторами двигателей, работающими на режиме прямой тяги и реверсирования.

Коэффициенты реверсирования потока вентиляторного контура, определяющие эффективность реверсивного устройства, определяются при фиксированных значениях степени повышения давления на вентиляторе по формуле:

$$K_{Rex} = \frac{X_{в \text{ реверс}}}{X_{в \text{ прям.тяги}}},$$

где $X_{в \text{ реверс}}$ – составляющая тяги вентиляторного контура роторного имитатора двигателя с реверсивным устройством по оси "X";

$X_{в \text{ прям.тяги}}$ – составляющая тяги вентиляторного контура роторного имитатора двигателя без реверсивного устройства по оси "X".

Составляющая тяги вентиляторного контура роторного имитатора двигателя с реверсивным устройством и без него по оси "X" на модели самолета определяется по формуле:

$$X_v = \frac{1}{N} [X_{имд} - X_{без \text{ имд}} \cdot \frac{q_{имд}}{q_{без \text{ имд}}} - NR_{турб} \cdot \cos(\alpha^\circ + \varphi^\circ_{мг})],$$

где $X_{имд}$ – сила, замеренная весовым элементом "X" на модели с работающими имитаторами двигателей;

- $X_{\text{без имд}}$ – сила, замеренная весовым элементом "X" на модели без имитаторов двигателей;
- $q_{\text{имд}}$ – скоростной напор потока в рабочей части аэродинамической трубы при испытании модели с имитаторами двигателей;
- $q_{\text{без имд}}$ – скоростной напор потока в рабочей части аэродинамической трубы при испытании модели без имитаторов двигателей;
- N – количество работающих имитаторов двигателей на модели;
- $R_{\text{турб}}$ – импульс турбинного контура имитатора двигателя, который определяется по результатам стендовых испытаний;
- $\varphi_{\text{м.г}}$ – угол установки мотогондолы.

При реверсировании тяги двигателя поток из реверсивного устройства, распространяясь далеко вперед, отражаясь от ВПП и агрегатов самолета, взаимодействуя с реверсивным потоком соседнего двигателя, существенно изменяет условия на входе в воздухозаборник. Это ухудшает характеристики реверсивного устройства двигателя и ограничивает диапазон его работы. Аналогичное явление наблюдается и при проведении исследований реверсивных устройств на маломасштабных моделях с роторными имитаторами двигателей. О попадании реверсируемого потока в воздухозаборники имитаторов двигателей можно судить как по изменению полного давления в критическом сечении воздухозаборника, так и составляющей тяги вентиляторного контура по оси "X".

Полное давление, замеряемое в критическом сечении воздухозаборника, практически не зависит от режима работы имитатора двигателя при отсутствии попадания реверсируемого потока в воздухозаборник и существенно уменьшается при попадании реверсируемого потока в воздухозаборник.

Составляющая тяги вентиляторного контура роторного имитатора двигателя по оси "X" линейно изменяется при изменении режима работы имитатора или скорости набегающего потока, если отсутствует попадание реверсируемого потока в воздухозаборник имитатора. При попадании реверсируемого потока в воздухозаборник имитатора двигателя эта линейность нарушается, и эффективность реверсивного устройства падает (рис. 8).

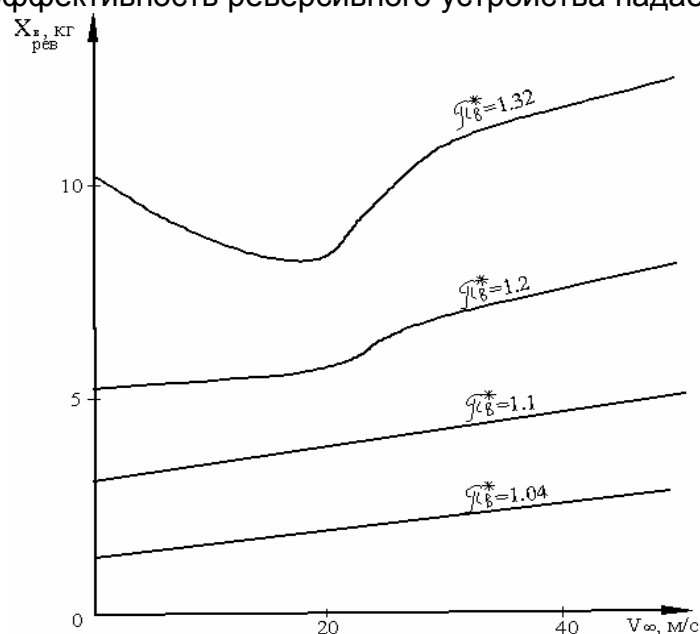


Рис. 8. Зависимость коэффициента реверсирования от скорости набегающего потока

По началу попадания реверсируемого потока в воздухозаборник имитатора двигателя строится область ожидаемой рециркуляции реверсируемого потока (рис. 9), которая ограничивает режимы работы двигателя (π_b^*) и скорость пробега самолета с включенным реверсом.

Коэффициенты реверсирования потока вентиляторного контура имитатора двигателя представляются в виде зависимостей $K_{R_{ex}} = f(V)$ для исследуемых режимов работы (рис. 10) с указанием области ожидаемой рециркуляции реверсируемого потока.

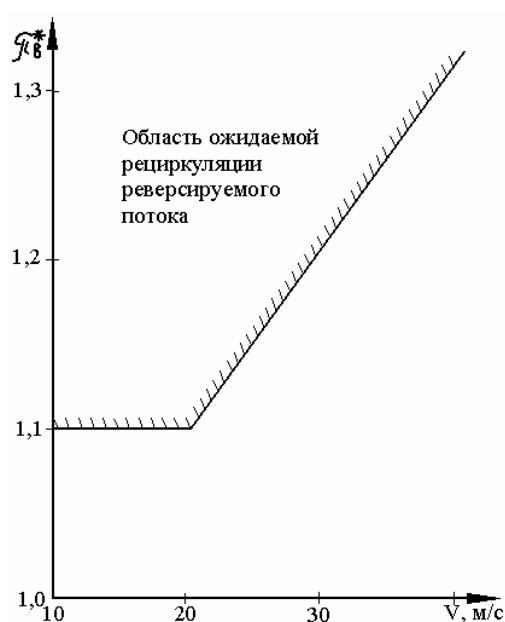


Рис. 9. Зависимость степени повышения давления вентилятора от скорости набегающего потока

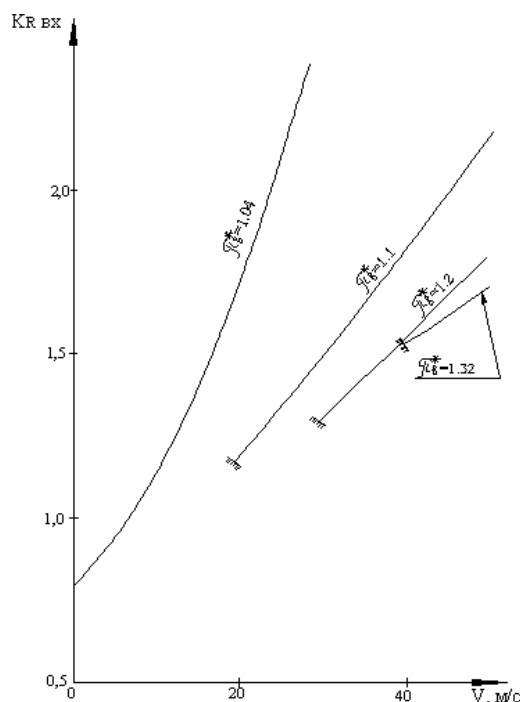


Рис. 10. Зависимость коэффициента реверсирования потока от скорости

Создание имитаторов маршевых двигателей с воздушной турбиной и разработанная методика исследований реверсивных устройств двигателей на маломасштабных моделях самолетов в аэродинамических трубах позволяют:

- существенно сократить трудозатраты и сроки проведения исследований реверсивных устройств;
- определить влияние реверсируемого потока на аэродинамические характеристики и на работу ПВД и ДАУ самолета;
- определить область ожидаемой рециркуляции реверсируемого потока.

Анализ полученных результатов аэродинамических исследований по эффективности различных вариантов реверсивных устройств, взаимодействия струй от двигателей на режиме реверса при прерванном взлёте и на пробеге после посадки с конструкцией самолёта позволяет на этапах проектирования оптимизировать принимаемые конструктивные решения, уточнять аэродинамические и взлетно-посадочные характеристики и разрабатывать рекомендации экипажу по использованию реверса на этапах взлёта и посадки.

По изложенной методике были проведены аэродинамические исследования, результаты которых использовались при выборе конфигурации реверсивных устройств двигателей самолета Ан-124 и определении рекомендаций по применению реверса на посадке, вошедших в РЛЭ самолёта.

Рецензент: д-р физ. - мат. наук, проф. В.С. Проценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

Поступила в редакцию 04.02.10

Особливості методики проведення та обробки результатів випробувань моделей літаків з роторними імітаторами маршових двигунів в аеродинамічних трубах невеликих швидкостей

Розглянуто особливості методики проведення та обробки результатів випробувань в аеродинамічних трубах невеликих швидкостей моделей літаків з роторними імітаторами маршових двигунів, що працюють на режимі прямої тяги та реверсу. Визначено поправки до коефіцієнтів аеродинамічних сил і моментів, що обумовлені змінами швидкісного напору потоку в аеродинамічній трубі та оборотів турбін імітаторів двигунів при дослідженні однієї поларі. Конкретизовано критерії подібності при дослідженні реверсивних пристроїв на маломасштабних моделях, а також форма подання результатів випробувань.

Ключові слова: роторні імітатори маршових двигунів, методика досліджень в аеродинамічних трубах, реверс, критерії подібності, коефіцієнти реверсування потоку.

Peculiarities of methodology of conduction and analysis of test results of plane models with rotor imitators of engines in low speed wind tunnels

The peculiarities of conduction and analysis of test results of plane models with rotor imitators of engines operating on forward and reverse thrust were considered. The corrections to the coefficients of aerodynamic forces and moments conditional on alterations of current impact air pressure in the wind tunnel and revolutions of turbines of engine imitators during the research of one polar line were determined. The similarity criteria used in the research of reverse thrust devices and the form of test results representation were determined.

Keywords: rotor imitators of engines, methodology of research in wind tunnels, reverse thrust, similarity criteria, current reversal coefficients.