

УДК 621.454

А. М. ТЕРЕШИН

Центральный Аэрогидродинамический Институт им. проф. Н. Е. Жуковского, Россия

ОЦЕНКА ОСНОВНЫХ ЛЁТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК (ТЯГА, КАЧЕСТВО, ДАЛЬНОСТЬ) ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ОГНЕВЫХ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

К настоящему времени в авиационной практике накоплен большой опыт по разработке и исследованию сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей различных схем. К примеру, это с лобовым расположением входного устройства и размещённым в корпусе двигателем (Брамос, Индия), с многоканальным входным устройством, объединённым общей камерой смешения двигателя (X-31, РФ), полностью интегрированный двигатель с корпусом летательного аппарата (X-51, NASA). Все внутренние и внешние газодинамические характеристики таких двигателей достаточно хорошо изучены и подробно исследованы для атмосферных летательных аппаратов всевозможных конструкций и назначений. Однако такой важный параметр, как тяга двигателя, заслуживает отдельного внимания. Тем более что определение тяги двигателя в стендовых условиях и в лётном эксперименте существенно различны. В работе представлены результаты теоретических исследований по оценке основных лётно-технических характеристик (тяга, качество, дальность) летательного аппарата по результатам огневых стендовых прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

Ключевые слова: *прямоточный воздушно-реактивный двигатель, тяга двигателя, аэродинамическое сопротивление летательного аппарата, подъёмная сила, угол атаки, «горячие» и «холодные» испытания, формула Л. Бреге.*

Введение

Как известно, непрерывное увеличение скорости полета летательного аппарата (ЛА) приводит к непрерывному повышению температуры и давления воздуха во входном устройстве двигателя. Для обычного газотурбинного двигателя (ГТД) в свою очередь это приводит к снижению прироста давления в турбокомпрессоре.

При определённых значениях скорости, зависящих от параметров рабочего процесса и КПД основных элементов двигателя, турбокомпрессор в условиях дозвуковых и относительно невысоких сверхзвуковых скоростей полёта, начинает вносить сопротивление, приводящее к уменьшению давления за турбиной, и тем самым – к ухудшению эффективности ГТД по сравнению с прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД).

Одновременно с ухудшением удельных параметров ГТД из-за повышения температуры воздуха перед компрессором при увеличении скорости полёта существенно уменьшается приведенный расход воздуха, вследствие чего, начиная с определённых значений чисел Маха полёта M_H , абсолютная тяга ГТД будет уменьшаться. Всё это определяет необходимость отказа турбокомпрессора при скоростях полёта, превышающих значения, соответствующие

$M_H = 3,5 \dots 4$, и применения ПВРД [1].

Сила тяги ПВРД непосредственным образом связана со степенью повышения давления от скоростного напора. Чем выше степень повышения давления вследствие динамического сжатия набегающего воздушного потока при торможении его во входном устройстве σ_B , т.е. чем больше скорость полёта, тем больше абсолютное давление в камере сгорания двигателя и выше эффективность теплоподвода к воздуху. При малых скоростях полёта из-за низкой величины σ_B ПВРД малоэффективен. Но с увеличением скорости полёта сила тяги и тяговая мощность этого двигателя возрастают сильнее, чем у ЛА с ГТД, а максимальные значения тяги и тяговая мощности ПВРД достигаются при существенно больших скоростях полёта. При этом относительная простота конструкции, малая лобовая площадь и отсутствие турбокомпрессорной группы позволяют рассматривать ПВРД в качестве целесообразного типа двигателя ЛА определённых классов даже в области меньших скоростей полета, при которых ГТД имеют существенно лучшие характеристики.

Под характеристиками ПВРД (как, впрочем, и для любого авиационного двигателя) понимают зависимости тяги и удельного расхода топлива от скорости и высоты полёта ЛА. Характеристики, показывающие изменение тяги и удельного расхода топ-

лива по скорости полёта, при условии, что высота полёта не меняется, являются скоростными. Высотные характеристики показывают изменение тяги и удельного расхода топлива по высоте при постоянной скорости полёта [2].

Характер изменения удельной тяги и удельного расхода топлива у ПВРД с изменением режима полёта ЛА в значительной степени зависят от способов регулирования двигателя. В настоящей работе условно принято, что исследуемый ПВРД и в полёте, и на стенде работает с одинаковыми регулировками элементов двигателя: входного устройства, камеры сгорания, реактивного сопла, систем топливоподачи, и с одинаковыми параметрами набегающего потока.

Результаты исследований

Непосредственное определение эффективной тяги двигателя для лётных условий в интегрированной системе летательный аппарат + двигатель (ИСЛАД) при испытаниях на стенде является неопределённой задачей. Неопределённость заключается в условности разделения и выбора контуров (поверхностей), относящихся к двигателю и к фюзеляжу ЛА. На рис. 1 и 2 в качестве примера представлены фотографии известного ЛА X-43 (NASA) и регулярно показываемого на международных выставках ЛА X-31 (РФ), в частности, на МАКС-ах в г. Жуковском [3], показывающие невозможность разделения и выбора контуров (поверхностей), относящихся к двигателю и к фюзеляжу ЛА.



Рис. 1. Экспериментальный ЛА X-43, NASA



Рис. 2. Летательный аппарат с четырёхканальным входным устройством

Также неопределённость проявляется из-за технических сложностей инструментального измерения ряда параметров обтекания ЛА и рабочего процесса в двигателе. По тем же причинам невозможно определить аэродинамические коэффициенты и качество для ЛА без двигателя. Поэтому для проведения сравнительных оценок эффективности различных двигателей и различных мероприятий в составе одного двигателя при испытаниях на стенде представляется целесообразным использовать подход, основанный на измерениях силы от тяги двигателя и аэродинамического сопротивления ИСЛАД в целом.

Рассмотрим ИСЛАД в полете (рис. 3) и на стенде (рис. 4). Рассмотрение ведется в скоростной системе координат (ССК) (ГОСТ 20058-80). Испытания на стенде проводятся по обращенной схеме, т.е. ИСЛАД устанавливается неподвижно на динамометрическую платформу стенда под заданным углом атаки, и полет моделируется разгоном потока воздуха в аэродинамическом сопле стенда с последующим обдувом неподвижной модели ИСЛАД. В этом случае ССК стенда полностью имитирует ССК в полете (с учетом того, что модель на стенде располагается в перевернутом положении).

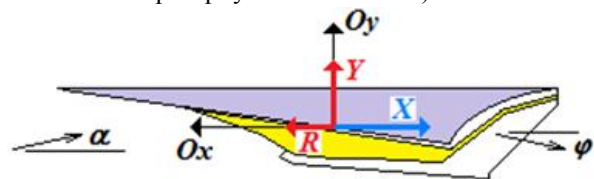


Рис. 3. ИСЛАД в полете

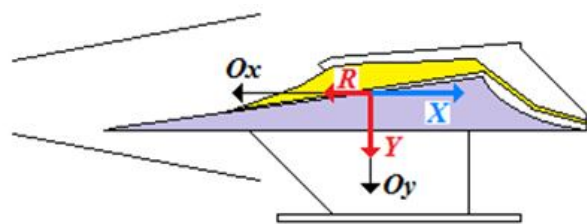


Рис. 4. ИСЛАД на стенде

При испытаниях на стенде модель сначала испытывается с полной имитацией полетных условий (выход огневого подогревателя на режим по температуре и давлению) без подачи горючего в камеру сгорания (КС) двигателя, т.е. проводится «холодная» продувка ИСЛАД, как модели с протоком. После этого проводятся «горячие» испытания с подачей горючего в КС. Таким образом, на стенде измеряются величины:

$X_{\text{хол}}$ – аэродинамическое сопротивление ИСЛАД, как модели с протоком при «холодных» продувках (в проекции на ось Ox);

$R_{\text{гор}}$ – сила тяги ИСЛАД в «горячих» испытани-

ях при подаче горючего в КС (в проекции на ось Oх);

$Y_{\text{хол}}$ – подъемная сила ИСЛАД, как модели с протоком при «холодных» продувках (в проекции на ось Oу);

$Y_{\text{гор}}$ – подъемная сила ИСЛАД в «горячих» испытаниях при подаче горючего в КС (в проекции на ось Oу).

Соответственно, становятся известными (заме- ряются на стенде) величины избыточных усилий $\Delta R = R_{\text{гор}} - X_{\text{хол}}$ и $\Delta Y = Y_{\text{гор}} - Y_{\text{хол}}$.

Далее проводится процедура, совершенно ана- логичная процедуре вывода формулы Л. Бреге:

$$L = B \cdot \ln(m_1 / m_2),$$

где $B = K \cdot V / C_{\text{уд}}$ – коэффициент Л. Бреге (функция скорости и коэффициента подъёмной силы ЛА);

K – аэродинамическое качество;

V – скорость полёта;

$C_{\text{уд}}$ – удельный расход топлива;

m_1 – масса ЛА в начале рассчитываемого участка полёта;

m_2 – масса ЛА в конце рассчитываемого участка полёта.

Запишем в ССК уравнения движения ИСЛАД в полете:

$$\begin{aligned} m \cdot \dot{V}_x &= R_{\text{гор}} = X_{\text{хол}} + \Delta R, \\ m \cdot \dot{V}_y &= Y_{\text{гор}} - mg = Y_{\text{хол}} + \Delta Y - mg. \end{aligned}$$

При полете на крейсерском режиме ИСЛАД имеем $\dot{V}_x = \dot{V}_y = 0$. Тогда:

$$X_{\text{хол}} = \Delta R \text{ и } Y_{\text{хол}} = -\Delta Y + mg.$$

Здесь все величины известны и соответствуют определенному расходу горючего, обеспечивающе- го потребную тягу двигателя для крейсерского по- лета.

Обозначая за качество ИСЛАД величину от- ношения подъёмной аэродинамической силы к силе сопротивления, получаемых экспериментально и/или через расчет (причем в расчете не нужно ис- пользовать модели горения, т.к. величины опреде- ляются по «холодной» продувке модели с прото- ком), с учетом, что величина $X_{\text{хол}}$ отрицательна (см. рис 2), будем иметь:

$$K_{\text{хол}} = \frac{Y_{\text{хол}}}{-X_{\text{хол}}} = \frac{mg - \Delta Y}{\Delta R}.$$

В процессе проведения испытаний в обяза- тельном порядке необходимо производить, причем дос- таточно точно, измерение секундного массового расхода горючего G_r .

Обозначая относительные величины (отнесено к расходу горючего G_r) $\Delta R_y = \Delta R / G_r$ и

$\Delta Y_y = \Delta Y / G_r$, как удельные параметры двигателя (являющиеся известными из эксперимента и/или расчета), получим следующее выражение:

$$m \cdot g = G_r \cdot (K_{\text{хол}} \cdot \Delta R_y + \Delta Y_y).$$

Имея в виду, что производная $\dot{m} = -G_r$, полу- чаем уравнение

$$\frac{\dot{m}}{m} = -\frac{g}{K_{\text{хол}} \cdot \Delta R_y + \Delta Y_y},$$

которое легко интегрируется при всех постоянных справа величинах (и при постоянном расходе горю- чего G_r) по времени от 0 до величины $t_{\text{п}}$, равной длительности полета на крейсерском режиме. В ре- зультате для времени полета ИСЛАД $t_{\text{п}}$ получим выражение:

$$t_{\text{п}} = \frac{K_{\text{хол}} \cdot \Delta R_y + \Delta Y_y}{g} \cdot \ln\left(\frac{m_{\text{н}}}{m_{\text{к}}}\right),$$

где: $m_{\text{н}}$ – начальная масса ИСЛАД;

$m_{\text{к}}$ – конечная масса ИСЛАД на дистанции крей- серского полета.

Для дальности крейсерского полета L получаем формулу, аналогичную формуле Л. Бреге ($V_{\text{п}}$ – ско- рость полёта ЛА):

$$L = V_{\text{п}} \cdot t_{\text{п}} = \frac{K_{\text{хол}} \cdot \Delta R_y + \Delta Y_y}{g} \cdot V_{\text{п}} \cdot \ln\left(\frac{m_{\text{н}}}{m_{\text{к}}}\right).$$

При этом, все величины в правой части извест- ны из эксперимента (расчета) или как исходные данные.

Так как величины ΔR_y и ΔY_y являются харак- теристиками рабочего процесса в КС, и предполага- ется, что внешнее течение около ИСЛАД и на входе во входное устройство не изменяется от того, пода- ется в КС горючее или нет, то можно записать:

$$\Delta R_y = I_{\text{сгор}} \cdot \cos(\alpha + \varphi_{\text{гор}}) - I_{\text{схол}} \cdot \cos(\alpha + \varphi_{\text{хол}}),$$

$$\Delta Y_y = I_{\text{сгор}} \cdot \sin(\alpha + \varphi_{\text{гор}}) - I_{\text{схол}} \cdot \sin(\alpha + \varphi_{\text{хол}}),$$

где α – угол атаки ИСЛАД;

φ – угол отклонения вектора импульса сопла I_c от оси ИСЛАД.

При этом учтено, что при «холодной» продувке без подачи горючего в КС и «горячем» испытании с подачей горючего углы отклонения вектора импу- лса сопла могут различаться.

Выводы

Характер изменения удельной тяги и удельного расхода топлива у ПВРД с изменением режима полёта ЛА в значительной степени зависят от способов регулирования двигателя и от его геометрии. В настоящей работе при условии принятия, что исследуемый ПВРД и в полёте, и на стенде работает с одинаковыми регулировками элементов двигателя (входное устройство, камера сгорания, реактивное сопло, система топливоподачи), и с одинаковыми параметрами набегающего потока возможно проведение основных лётно-технических характеристик летательного аппарата.

Оценка дальности полета интегрированной системы летательный аппарат + двигатель (ИСЛАД)

на крейсерском режиме может быть выполнена по параметрам, полученным в наземном эксперименте, и сравнена с дальностью, получаемой расчетным путём.

Литература

1. Зуев, В. С. Теория прямооточных и ракетно-прямоточных двигателей [Текст] / В. С. Зуев, В. С. Макарон. – М. : Машиностроение, 1971. – 368 с.
2. Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика. [Текст] / Г. Н. Абрамович. – М. : Наука, 1976. – 600 с.
3. Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, наземные [Текст]. – М. : ООО АКС-Конверсалт, 2000. – 120 с.

Поступила в редакцию 5.06.2015, рассмотрена на редколлегии 22.06.2015

Рецензент: д-р техн. наук, гл. науч. сотр. А. К. Трифонов, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ), Жуковский, Россия.

ОЦІНКА ОСНОВНИХ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК (ТЯГА, ЯКІСТЬ, ДАЛЬНІСТЬ) ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ЗА РЕЗУЛЬТАТАМИ ВОГНЕВИХ СТЕНДОВИХ ВИПРОБУВАНЬ ПРЯМОТОЧНИХ ПОВІТРЯНО-РЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ

О. М. Терешин

До теперішнього часу в авіаційній практиці накопичено великий досвід по розробці і дослідженню надзвучових прямооточних повітряно-реактивних двигунів різних схем. Наприклад, це з лобовим розташуванням вхідного пристрою і розміщенням в корпусі двигуном (Брамос, Індія), з багатоканальним вхідним пристроєм, об'єднаним спільною камерою змішання двигуна (Х-31, РФ), повністю інтегрований двигун з корпусом літального апарату (Х-51, NASA). Всі внутрішні і зовнішні газодинамічні характеристики таких двигунів досить добре вивчено і детально досліджено для атмосферних літальних апаратів всіляких конструкцій і призначень. Однак такий важливий параметр, як тяга двигуна, заслуговує окремої уваги. Тим більше, що визначення тяги двигуна в стендових умовах і в льотному експерименті істотно різні. У роботі представлено результати теоретичних досліджень з оцінки основних льотно-технічних характеристик (тяга, якість, дальність) літального апарату за результатами вогневих стендових прямооточного повітряно-реактивного двигуна.

Ключові слова: прямооточний повітряно-реактивний двигун, тяга двигуна, аеродинамічний опір літального апарату, підйомна сила, кут атаки, «гарячі» і «холодні» випробування, формула Л. Бреге.

ESTIMATION OF MAIN VEHICLE PERFORMANCE CHARACTERISTICS (THRUST, LIFT-TO-DRAG RATIO, RANGE) BY USING RESULTS OF RAMJET BRANCH TESTING

A. M. Tereshin

At present time in aviation science there is a huge amount of data in designing and investigation various types of ramjets (or scramjets). For example, there are vehicles with integrated intake in head of vehicle (Bramos, India), multi-duct intake with one combustor chamber (X-31, RF) or fully integrated propulsion with fuselage (X-51, NASA). All internal and external gas dynamic characteristics of such engines are well studied and examined in details for various types of atmospheric vehicles. However, such important characteristic as engine thrust needed to be studied more detailed. Especially, one should keep in mind that definitions of thrust in branch testing and in flight experiment are different. In this work results of theoretic studies in field of estimation of main vehicle performance characteristics (thrust, lift-to-drag ratio, range) by using results of ramjet branch testing are presented.

Keywords: the direct-flow propulsion jet engine, draft of the engine, aerodynamic resistance of the flying device, elevating force, a corner of attack, "hot" and "cold" tests, L. Brege's formula.

Терешин Александр Михайлович – д-р техн. наук, академик Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского, вед. науч. сотр., Центральный Аэрогидродинамический Институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ), Жуковский, Россия.