

УДК 628.7.036

Определение тяговых характеристик воздушно-реактивного двигателя

В.И. Звегинцев

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

E-mail: zvegin@itam.nsc.ru

Традиционный подход к измерению тяги воздушно-реактивных двигателей (ВРД) был предложен Б.С. Стечкиным в 1929 г. и состоит в определении тяги как разности импульсов газового потока на входе и выходе двигателя. Такой подход содержит как методические, так и терминологические проблемы. На основе критического анализа существующих представлений в статье предлагается новый подход к определению тяги ВРД в виде величины уменьшения исходного сопротивления летательного аппарата (ЛА)+ВРД при работе силовой установки с подачей топлива и выделением энергии. Для полученной таким образом тяги предлагается использовать термин «реальная тяга». Показано, что предлагаемый подход снимает терминологические проблемы и упрощает технику измерения тяговых характеристик ВРД. В работе рассматриваются различные варианты применения предлагаемого подхода к определению «реальной тяги» для разных случаев использования и моделирования ВРД, в том числе и при расчете траекторий полета ЛА с ВРД.

Ключевые слова: воздушно-реактивный двигатель, аэродинамическое сопротивление, «реальная тяга», летные испытания, стендовые испытания, расчет траекторий.

Введение

Воздушно-реактивный двигатель (ВРД) — это тепловой реактивный двигатель, в котором в качестве рабочего тела используется газоздушная смесь забираемого из атмосферы воздуха и продуктов окисления топлива кислородом, который содержится в воздухе. Сила тяги возникает в результате трансформации потенциальной энергии окисления газоздушной смеси в камере сгорания в кинетическую энергию истекающих из сопла рабочих газов. Термодинамический цикл ВРД в общем случае включает процессы сжатия воздуха, забираемого из атмосферы, подвода теплоты (одно- или многократного) и расширения нагретого газа до атмосферного давления [1].

Тяга — это сила, которую создает любой реактивный двигатель. Определение реальных тяговых характеристик воздушно-реактивного двигателя (ВРД) в зависимости от подводимой энергии является важной конечной задачей при разработке двигателя и летательного аппарата (ЛА) в целом. Разработке способа нахождения тяговых характеристик по результатам измерения параметров рабочего процесса ВРД уделяется большое внимание.

Обычная практика определения эксплуатационных характеристик любого летательного аппарата основана на суммировании отдельно определяемых аэродинамических характе-

ристик корпуса (фюзеляжа) и тяговых характеристик силовой установки. Определить тяговые характеристики ракетного двигателя (РД) не представляет особой проблемы: двигатель устанавливается на стенде и его тяга измеряется динамометрическими способами. Однако тяговые характеристики ВРД, особенно тяговые характеристики ПВРД, принципиально зависят от параметров набегающего потока воздуха. Поэтому набегающий поток воздуха обязательно должен присутствовать и учитываться и в расчетах, и в экспериментах. Более того, при высоких скоростях полета ВРД имеет значительную степень интеграции с фюзеляжем ЛА, и довольно сложно отделить поток воздуха, набегающего на двигатель, от потока воздуха, набегающего на фюзеляж ЛА. Поэтому аэродинамические силы, действующие на фюзеляж и силовую установку, имеют сложный взаимосвязанный характер и в этом случае имеет смысл рассматривать аэродинамические характеристики всей компоновки ЛА с работающим ВРД.

Определение тяги ВРД в реальных полетных условиях или при имитации полетных условий на стендах представляет собой проблему прежде всего из-за технических сложностей. Но, кроме того, различные исследователи по-разному подходят к вопросу о том, что понимать под тягой ВРД и что следует измерять при определении тяговых характеристик. В статье предлагается новый подход к определению тяги ВРД, который может снять как методические, так и терминологические проблемы.

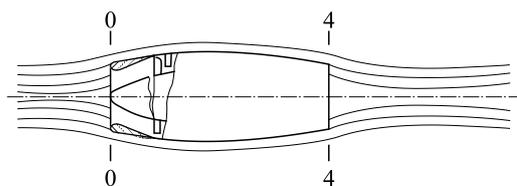
1. Сравнение методов определения тяги ВРД

1.1. Определение тяги ВРД по Б.С. Стечкину

Впервые вопрос о правильном определении тяги воздушно-реактивного двигателя исследовался Б.С. Стечкиным в 1929 году [2–4]. Он предложил разделять набегающий поток воздуха на внешний и внутренний. После этого тяга двигателя определяется как изменение импульса (или количества движения) внутреннего потока. Такой подход используется до сегодняшнего дня.

В работе [4] написано: «... Когда говорят о характеристиках ВРД, то подразумевают зависимость тяги и удельного расхода топлива от режима работы двигателя для стендовых и полетных условий. Для ракетного двигателя снять характеристики на стенде не представляет труда, так как вполне определенно можно замерить его тягу динамометрическими способами. Гораздо хуже обстоит дело, когда речь идет о тяге ВРД. Оказывается, что на тягу двигателя влияют не только внутренние процессы, происходящие в двигателе, но и характер обтекания двигателя потоком внешнего воздуха. Это приводит к тому, что если не принять определенных мер, то один и тот же двигатель на различных стендах будет давать различную тягу. Хуже обстоит дело в полете, где труднее исключить влияние неопределенных побочных факторов на тягу. Поэтому различные исследователи подходят по-разному к вопросу о том, что понимать под тягой двигателя и что следует измерять при измерении тяговых характеристик.

Рассмотрим двигатель, помещенный в воздушном потоке (рис. 1). Что в этом случае понимать под тягой? Помимо воздуха, проходящего через двигатель, часть воздуха обтекает двигатель снаружи. Будем делить весь поток воздуха на внешний и внутренний



потоки и, соответственно, всю обтекаемую поверхность двигателя на внешнюю и внутреннюю поверхности. Провести точную границу между этими

Рис. 1. Определение тяги ВРД [4].

поверхностями очень трудно, поскольку критическая точка на входе потока в диффузор меняет свое положение в зависимости от режима работы двигателя. Поэтому такое деление в высшей степени условно. Кроме того, характер обтекания и скорости потока воздуха в различных местах наружной поверхности двигателя различны для разных моторных установок одного и того же двигателя. Поэтому и возникают различные мнения о том, что же следует понимать под тягой. Некоторые авторы для определенности предлагают ввести понятие о внутренней тяге, т.е. определять такую тягу, которая является результатом взаимодействия внутреннего воздуха с двигателем. Внутреннюю тягу можно определить из теоремы импульсов для одномерного потока по формуле

$$R = G(V_4 - V_0) + F_4(p_4 - p_0).$$

Следовательно, предлагается определять внутреннюю тягу по формуле путем замеров величин G , V_0 , V_4 и p_4 .

1.2. Определение тяги ВРД по Г.Г. Черному

В учебнике Г.Г. Черного [5] также рассматривается разделение набегающего потока на внешний и внутренний. Тяга внутреннего потока определяется по упрощенному уравнению импульсов. Но здесь дополнительно предлагается определять суммарную силу, действующую на летательный аппарат, путем интегрирования сил давления и трения по всем твердым поверхностям. Разность интегралов сил по внутренним поверхностям и по внешним поверхностям называется у Г.Г. Черного «эффективной тягой».

В работе [5] написано: «... Поток воздуха, в который помещен двигатель, разделяется на две части. Та часть потока, которая энергетически взаимодействует с элементами двигателя, т.е. к которой подводится механическая или тепловая энергия, называется внутренним потоком, остальная часть называется внешним потоком (см. рис. 2). Силовое воздействие на двигатель и на летательный аппарат в целом оказывают и внутренний поток, и внешний поток. При этом, особенно при больших скоростях потока, силы, действующие на аппарат со стороны внешнего и внутреннего потоков, неразделимы.

Для каждого из двух потоков — внешнего и внутреннего — рассматривается сила, с которой поток действует на обтекаемые им тела:

$$R = - \int_F (p_n + p_1 n) d\sigma,$$

здесь F — поверхность границ тел, обтекаемых внешним и внутренним потоком, n — нормаль к поверхности.

Проекция силы R для внешнего потока на направление набегающего потока называется внешним сопротивлением R_{ex} , а проекция силы R для внутреннего потока называется внутренней тягой двигателя R_{ix} . Сумма этих проекций дает полную силу, действующую по направлению набегающего потока. Если эта сумма отрицательна, тогда она называется полной или эффективной тягой (или просто тягой) $T_{\text{эф}} = R_{\text{ix}} - R_{\text{ex}}$.

В работе [6] было приведено следующее определение для тяги: «...Тяга — главный вектор системы сил, действующих на летательный аппарат со стороны двигателя в результате его

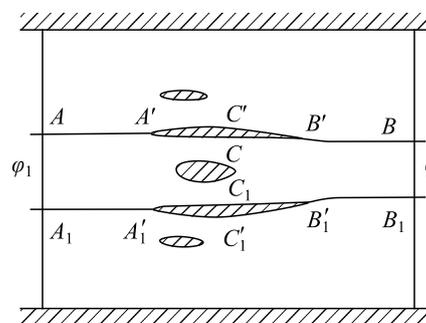


Рис. 2. Определение тяги ВРД [5].

функционирования». А в работе [7] была дана такая формулировка: «...Реактивная тяга — результирующая газодинамических сил давления и трения, приложенных к внутренней и наружной поверхностям двигателя без учета внешнего сопротивления» и «...Эффективная тяга — результирующая газодинамических сил давления и трения, приложенных к внутренней и наружной поверхностям двигателя с учетом внешнего сопротивления». Примеры использования классического определения тяги в виде разности входного и выходного импульсов для внутреннего контура двигателя можно найти в исследованиях [8–11].

Как видно из приведенного краткого обзора, классическое определение тяги ВРД строится на следующих предположениях:

- 1) течение воздуха разделяется на внешний и внутренний потоки;
- 2) предполагается, что при работе двигателя импульс внутреннего потока на входе и сопротивление внешнего потока не меняются;
- 3) сила тяги для внутреннего потока определяется по разнице импульсов на выходе и входе.

На сомнительность предположения 1) указывали еще создатели теории ВРД. Так, у Стечкина Б.С. читаем [4]: «Будем делить весь поток воздуха на внешний и внутренний потоки и, соответственно, всю обтекаемую поверхность двигателя на внешнюю и внутреннюю поверхности. Провести точную границу между этими поверхностями очень трудно, поскольку критическая точка на входе потока в диффузор меняет свое положение в зависимости от режима работы двигателя. Поэтому такое деление в высшей степени условно». У Черного Г.Г. в [5] написано: «... силы, действующие на аппарат со стороны внешнего и внутреннего потоков, особенно при больших скоростях потока, неразделимы».

Проблема разделения сил увеличивается при повышении скорости полета. Хорошо известно, что при высоких скоростях полета ВРД имеет значительную степень интеграции с фюзеляжем ЛА. Поэтому аэродинамические силы, действующие на фюзеляж и силовую установку, имеют сложный взаимосвязанный характер, и в этом случае имеет смысл рассматривать аэродинамические характеристики всей компоновки ЛА с работающим ВРД.

По поводу предположения 2) легко показать, что при изменении режима работы двигателя (например, при изменении расхода топлива) обычно образуется нерасчетная картина втекания в воздухозаборник (см. рис. 3). При этом расход внутреннего потока, как правило, уменьшается по сравнению с максимально возможным значением, и на границе выделенного внутреннего потока на участке АВ возникает дополнительная сила — «сопротивление по жидкой линии тока». Эта сила не относится к импульсу набегающего потока и должна быть отнесена к внешнему сопротивлению. Но эта же сила зависит от режима работы внутреннего контура двигателя, поэтому ее нужно учитывать в силовых характеристиках внутреннего потока. Такие же трудности в разделении сил возникают при работе устройств по сливу пограничного слоя во внутреннем контуре двигателя.

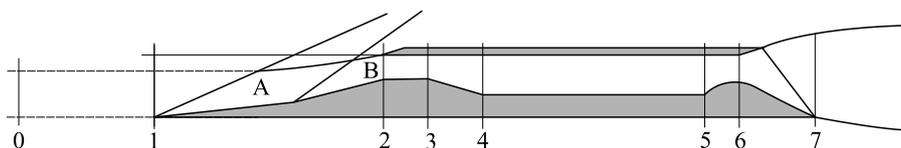


Рис. 3. Схема ВРД.

0–7 — характерные сечения при одномерном расчете тяги ВРД: 0 — захватываемая струя воздуха, 1 — вход в воздухозаборник, 2 — горло воздухозаборника, 3 — начало диффузора, 4 — начало камеры сгорания, 5 — конец камеры сгорания, 6 — критическое сечение сопла, 7 — выход сопла.

Принятые подходы к определению тяги не дают ответа на возникающие проблемы. Даже в этом простейшем случае видно, что импульс внутреннего потока и сопротивление внешнего потока не остаются постоянными в диапазоне рабочих режимов двигателя. Тем более входящий импульс и сопротивление внешнего потока не остаются постоянными при изменении условий полета летательного аппарата: высоты и скорости полета, а также ориентации воздухозаборника относительно набегающего потока.

По поводу предположения 3) следует отметить, что Б.С. Стечкин ввел очень упрощенную одномерную схему для вычисления импульса входящего и выходящего потоков и на этой основе смог предложить решение поставленной задачи — определение тяги внутреннего контура. Но тяга внутреннего контура сравнительно просто определяется из уравнения импульсов только в идеальных условиях: при условии равномерного и одномерного течения совершенного газа в контрольных сечениях на входе и выходе. В действительности в реальных условиях сложно выделить сечения и площади входа и выхода, сложно определить распределение скорости, расхода и давления по сечению выхода и сложно учесть изменение теплофизических свойств выходящего потока.

1.3. Понятие «реальной тяги»

В настоящей работе предлагается рассматривать тягу ВРД как уменьшение сопротивления всей компоновки ЛА + ВРД при работе силовой установки с подачей топлива и выделением энергии. Для выделения вводимого понятия далее в тексте статьи используется термин «реальная тяга» (R_r).

«Реальная тяга» — это величина уменьшения сопротивления тела, движущегося в однородном (равномерном) потоке газа, под воздействием дополнительных (внутренних или внешних) источников энергии.

Формулировка «реальной тяги» как уменьшения сопротивления снимает все перечисленные выше проблемы в классификации действующих сил. При таком определении нет необходимости разделять силы на внешние и внутренние. «Реальная тяга» может создаваться как по внутреннему тракту, так и на внешней поверхности (например, при внешнем горении или при работе донного газогенератора). Образование «реальной тяги» может сопровождаться увеличением внешнего сопротивления (сопротивления по жидкой линии тока) или изменением характеристик потока на входе в воздухозаборник. «Реальная тяга» по определению всегда положительна и направлена против сопротивления. Одна и та же «реальная тяга» может уменьшить сопротивление, может компенсировать его или превышать (тогда величина превышения называется «избыточной» тягой).

Рассмотрим применение термина «реальная тяга» на примере определения тяги ВРД упрощенной схемы, показанной на рис. 4. Упрощения данной схемы ВРД заключаются в следующем:

- внешнее сопротивление (сопротивление фюзеляжа) полагаем равным нулю;
- расход газа на входе и выходе считаем постоянным: $G = \text{const}$;

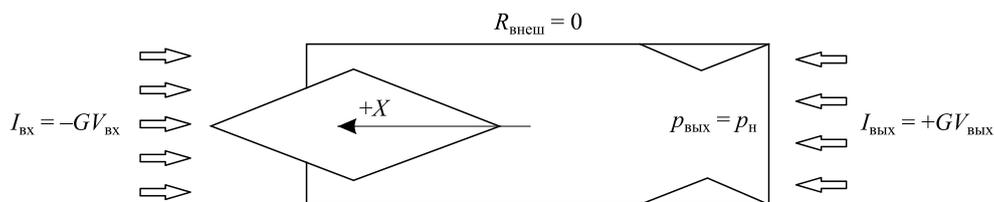


Рис. 4. Упрощенная схема ВРД.

- статическое давление на выходе равняется атмосферному давлению;
- импульс потока на входе остается постоянным при работе двигателя.

В исходной ситуации без горения топлива (см. рис. 5a) отрицательный импульс потока на входе $-GV_{вх}$ превышает положительный импульс потока на выходе $GV_{вых}$, вследствие чего образуется сила сопротивления рассматриваемого двигателя R_x (для принятых допущений — это сила сопротивления внутреннего тракта), равная разности этих импульсов. Именно эту силу покажет силоизмерительное устройство в эксперименте с измерением суммарной силы, действующей на двигатель.

При подаче и горении топлива с небольшим расходом G_T (см. рис. 5b) увеличивается скорость и импульс выходящего потока $GV_{вых \Gamma 1}$ и, соответственно, уменьшается сопротивление двигателя (внутреннего тракта). Именно это уменьшение исходного сопротивления мы и называем «реальной тягой», на создание которой начинает расходоваться энергия подаваемого топлива. При дальнейшем увеличении расхода подаваемого топлива импульс выходящего потока продолжит увеличиваться и в конце концов сравняется с величиной импульса на входе (см. рис. 5c). В этот момент суммарная сила, действующая на весь двигатель, становится равна нулю. Однако «реальная тяга», на создание которой продолжает расходоваться энергия подводимого топлива, не равна нулю и в данный момент равняется силе сопротивления двигателя без горения.

При достаточно большом расходе топлива импульс выходящей струи превосходит импульс потока на входе и появляется избыточная (или эффективная) тяга $R_{гор}$ (см. рис. 5d). Именно эта избыточная тяга, определяемая как разность импульсов, считается правильным значением тяги рассматриваемой схемы ВРД, соответствующей устоявшимся классическим понятиям [6–11]. В действительности эта избыточная сила тяги $R_{гор}$ занижена по сравнению с рассматриваемой в настоящей работе «реальной тягой» R_t на величину исходного сопротивления внутреннего тракта R_x :

$$R_{гор} = R_t - R_x.$$

Из рис. 5 видно, что величина «реальной тяги», на создание которой расходуется энергия подаваемого топлива, легко определяется измерениями суммарной силы, действующей на двигатель при горении и без горения топлива:

$$R_t = R_{гор} - R_x.$$

На рис. 6 представлено сравнение рассматриваемых сил R_t и $R_{гор}$ в зависимости от расхода топлива G_T . Видно, что «реальная тяга» R_t начинает увеличиваться в точке А одновременно с подачей и горением топлива. В это время тяга $R_{гор}$, определяемая по разности импульсов, имеет отрицательное значение и соответствует сопротивлению внутреннего тракта двигателя R_x . По мере увеличения расхода топлива тяга $R_{гор}$ возрастает

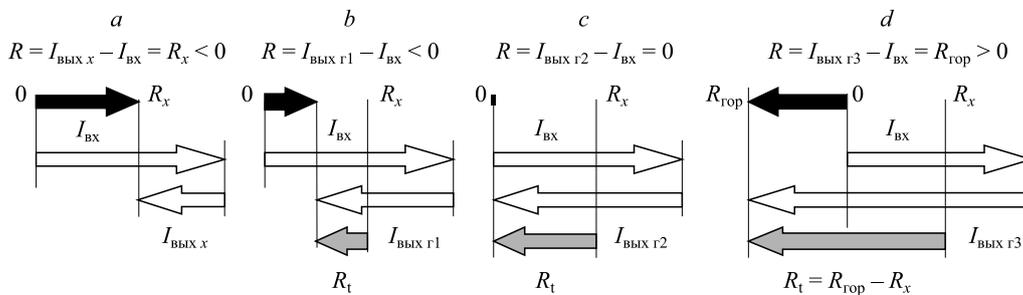
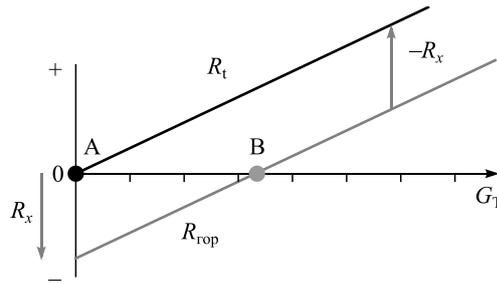


Рис. 5. Распределение импульсов для упрощенной схемы ВРД.

Рис. 6. Изменение сил R_t и $R_{гор}$ в зависимости от расхода топлива.

и достигает нулевого значения в точке В. Но в точке В расход топлива имеет величину, отличную от нуля. При дальнейшем увеличении расхода G_T тяга $R_{гор}$ растет эквидистантно «реальной тяге» R_t . Из рассмотренного примера следует вывод, что «реальная тяга» отличается от тяги, определяемой по разности импульсов, на величину исходного сопротивления внутреннего тракта R_x и соответствует реальному расходу подаваемого топлива.



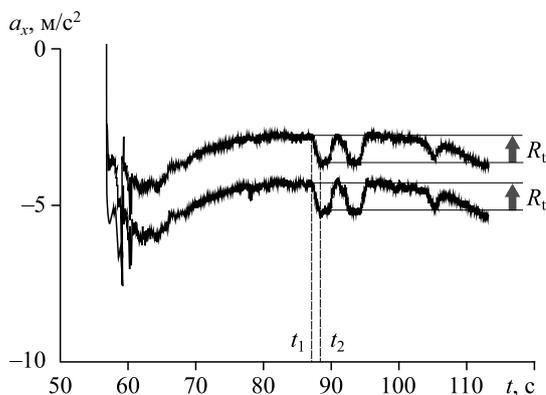
Ниже приводятся примеры использования предлагаемого определения «реальной тяги» в различных ситуациях применения и моделирования ВРД.

2. Измерение тяговых характеристик ВРД при полете ЛА

В полете на летательный аппарат одновременно действуют сила аэродинамического сопротивления, сила тяги двигателя и сила земного тяготения. Все эти составляющие силы сводятся к полной аэродинамической силе, которую можно определить по ускорению ЛА, по приросту скорости или по приросту дальности полета. Изменение полной аэродинамической силы при включении или выключении ВРД дает возможность определить величину «реальной тяги» двигателя для рассматриваемых условий полета.

2.1. Пример 1

В патенте [12] предлагался способ измерения тяги ВРД в полете путем кратковременного выключения (на 1–2 с) подачи топлива и измерения возникающего изменения осевого ускорения всего ЛА. Очевидно, что при этом скорость полета изменяется пренебрежимо мало за короткий промежуток времени и остается практически постоянной, а тяга определяется как увеличение сопротивления всей компоновки ЛА при выключении двигателя. На рис. 7 показан практический пример измерения осевого ускорения двумя акселерометрами с кратковременным выключением силовой установки. Видно, что оба акселерометра показывают одинаковую величину прироста ускорения при включении и выключении двигателя. Величина прироста ускорения, умноженная на массу летательного аппарата, сразу дает величину «реальной тяги» при рассматриваемых условиях полета.



2.2. Пример 2

Типичная диаграмма ускорения ЛА в процессе первого летного испытания экспериментального аппарата Х-51А показана на рис. 8 [13]. В данном случае конструкция ЛА с плоским воздухозаборником ВРД не имеет

Рис. 7. Измерение тяги ВРД в летном эксперименте [12].

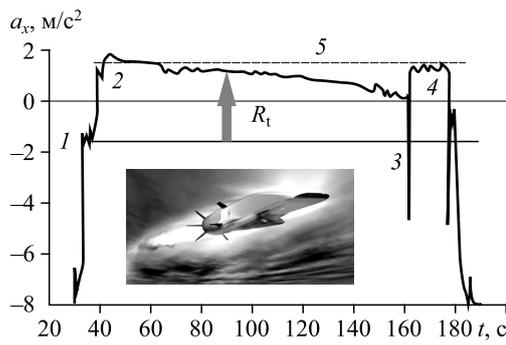


Рис. 8. Диаграмма осевого ускорения ЛА с ВРД в первом полете X-51A [13].

1 — воспламенение этилена, 2 — воспламенение керосина, 3 — незапуск воздухозаборника, 4 — повторный запуск воздухозаборника, 5 — предсказанный уровень ускорения.

осевой симметрии. Масса аппарата равнялась 2500 кг. В полете проводилось измерение осевого ускорения аппарата с помощью акселерометров. Видно, что в момент включения двигателя (точка 1 на рис. 8) ускорение составляет $-1,5 \text{ м/с}^2$, и это соответствует значению аэродинамического сопротивления аппарата $-1,5 \cdot 2500 = -3750 \text{ Н}$. После включения двигателя знак ускорения сменился, и теперь на аппарат действует избыточная сила тяги, составляющая $+1,5 \cdot 2500 = 3750 \text{ Н}$ (точка 2). Разница указанных сил дает «реальную тягу» $R_t = 3750 - (-3750) = 7500 \text{ Н}$. Из приведенного графика следует, что «реальная тяга» в процессе полета уменьшалась.

2.3. Пример 3

В работе [14] приведены результаты испытаний работающей модели ЛА с ВРД в импульсной аэродинамической трубе. В испытаниях использовалась методика свободно перемещающейся модели. Это позволяет провести прямую аналогию с рассмотренными выше испытаниями в свободном полете. В соответствии с принятой методикой модель ЛА массой 5,3 кг подвешивалась в рабочей части трубы на параллелограммной подвеске и могла без ограничений перемещаться по оси набегающего потока на 30–40 мм (см. рис. 9a). В каждом опыте при помощи скоростной киносъемки фиксировалось осевое перемещение модели (см. рис. 9b), по которому вычислялся аэродинамический коэффициент суммарной силы, действующей на модель (см. графики $C_X(t)$ и $C_R(t)$ на рис. 9c). В опытах без подачи топлива модель перемещалась на $\sim 20 \text{ мм}$ вниз по потоку. При этом коэффициент сопротивления модели не менялся по времени и составлял в среднем $C_X = 0,41$. В опытах с подачей и горением водорода H_2 модель под действием силы тяги начинала двигаться против направления набегающего потока вперед и проходила за время эксперимента до 5 мм от своего нейтрального положения. Сила сопротивления модели уменьшалась по времени и превращалась в суммарную избыточную тягу. Значение коэффициента суммарной избыточной тяги доходило до $C_R = 0,3$. Таким образом, величина коэффициента «реальной тяги» модели ВРД в рассматриваемых экспериментах достигала $0,3 - (-0,41) = 0,71$.

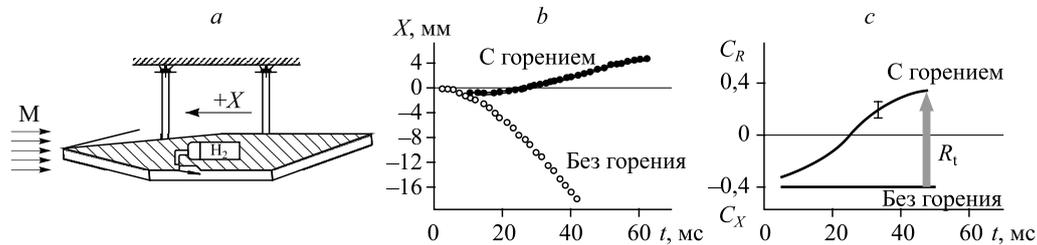


Рис. 9. Измерение аэродинамических сил, действующих на свободно перемещающуюся модель ВРД при испытаниях в импульсной аэродинамической трубе [14].

a — подвеска модели, b — измеряемые траектории перемещения модели, c — вычисляемые аэродинамические коэффициенты суммарной силы.

3. Измерение тяговых характеристик моделей ЛА с ВРД при стендовых испытаниях

Разработке способов нахождения тяговых характеристик в полете по результатам измерения параметров рабочего процесса ВРД уделяется большое внимание. Однако в реальных двигателях количество измеряемых параметров при летных испытаниях обычно ограничено, а сами испытания дороги. Это предопределяет необходимость сочетания результатов стендовых и летных испытаний для определения реальных тяговых характеристик ВРД.

Как известно, тяговые характеристики ВРД и суммарная сила, действующая на ЛА, в значительной мере зависят от параметров набегающего потока. Поэтому при испытаниях модели ЛА с ВРД в наземных установках (см. рис. 10) должны быть воспроизведены высотно-скоростные условия полета. При этом сложность задачи экспериментального моделирования значительно возрастает. В настоящей статье мы не касаемся сложных технических вопросов воспроизведения высотно-скоростных условий полета в наземных установках.

3.1. Пример 4

Рассмотрим методику измерения тяговых характеристик, используемую в ЦИАМ им. П.И. Баранова при стендовых экспериментальных исследованиях модельных воздушно-реактивных двигателей в интеграции с имитатором фюзеляжа высокоскоростного летательного аппарата. Прежде всего, следует обратить внимание на патент [15], где по измерению «реальной тяги» как разности суммарной силы, действующей на испытываемую модель ВРД с горением и без горения, определяется полнота сгорания подаваемого горючего. Более подробно методика определения тяги безроторных ВРД при стендовых и летных испытаниях с измерением суммарных сил, действующих на испытываемую модель, описана в работах [16, 17].

Схема выполнения испытаний модели ЛА с ВРД приведена на рис. 11. Через аэродинамическое сопло 1 модель 3 обдувается высокоэнтальпийным потоком, который через диффузор установки 4 поступает к системе вакуумирования. При этом в ромбе Маха сопла 2 создаются условия практически равномерного течения потока с параметрами, максимально приближенными к натурным. Суммарная сила от аэродинамического сопротивления модели (со стендовым пилоном 5) и тяги двигателя передается на динамометрическую платформу 6. Последняя установлена на упругих лентах сжатия 7, которые

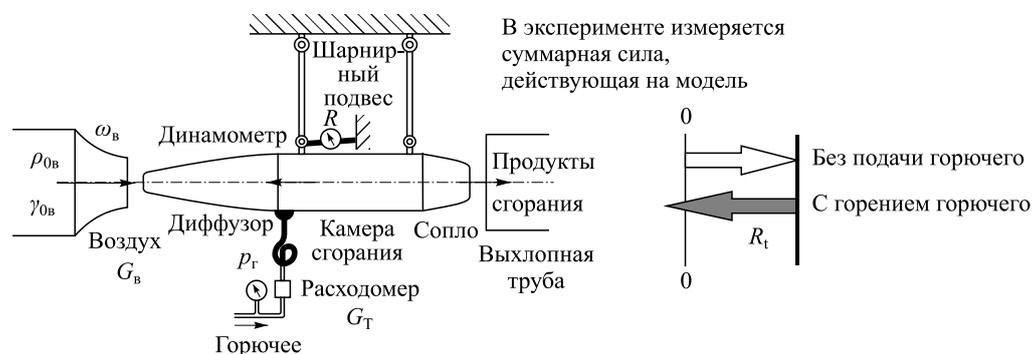


Рис. 10. Измерение тяговых характеристик при стендовых испытаниях моделей ЛА с ВРД с набегающим потоком воздуха.

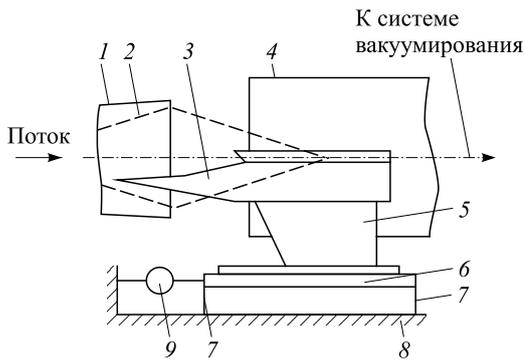


Рис. 11. Схема установки для испытаний ВРД из [16].

Описание см. в тексте.

соединены с неподвижным основанием стенда 8. Предполагается, что положительное направление измеряемой силы противоположно потоку. Значение проекции этой силы в направлении оси стенда регистрирует датчик 9, сигнал которого обрабатывается стендовой автоматизированной информационно-измерительной системой. Также в процессе испытаний осуществляются измерения статического давления газа и температуры стенок по длине проточного тракта двигателя.

В начале и в конце серии испытаний проводят продувки двигателя без подачи горючего, что позволяет определить его продольную составляющую аэродинамического сопротивления в стендовых условиях. Другие эксперименты в серии обычно выполняют с подачей горючего, обеспечивая заданные расходы горючего, соответствующие режимам испытаний. Пример записи продольной силы, полного давления набегающего высокосубзвукового воздушного потока, а также массового расхода горючего приведен на рис. 12. Здесь G_T/G_{Tmax} — отношение массового расхода горючего к его максимальному значению, R/R_{max} — отношение суммарной силы, регистрируемой на стенде, к ее максимальному значению, p/p_{max} — отношение полного давления набегающего потока к его максимальному значению, t — время.

Таким образом, в процессе экспериментальных исследований удастся установить зависимость тяги двигателя от коэффициента избытка воздуха в камере сгорания (КС) $\alpha_{КС}$, а также от других характеристик рабочего процесса в исследуемом диапазоне параметров и режимов работы.

Если посмотреть на схематизированное представление измеряемых сил, показанное на рис. 13а (или на рис. 13б с учетом поправок автора в обозначениях), то можно выделить следующую последовательность действий авторов статьи [16]:

а) без включения двигателя (без горения) измеряется полная сила сопротивления модели (включая сопротивление внутреннего тракта) и элементов ее крепления R^- ;

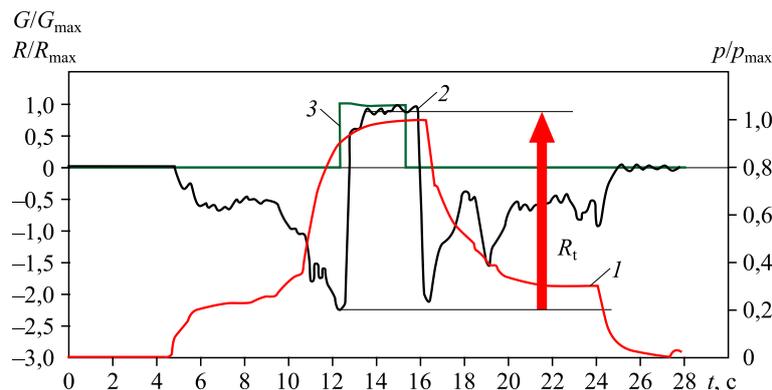


Рис. 12. Пример регистрации параметров рабочего процесса при испытаниях модели ЛА с ВРД [16].

1 — p/p_{max} , 2 — R/R_{max} , 3 — G_T/G_{Tmax} .

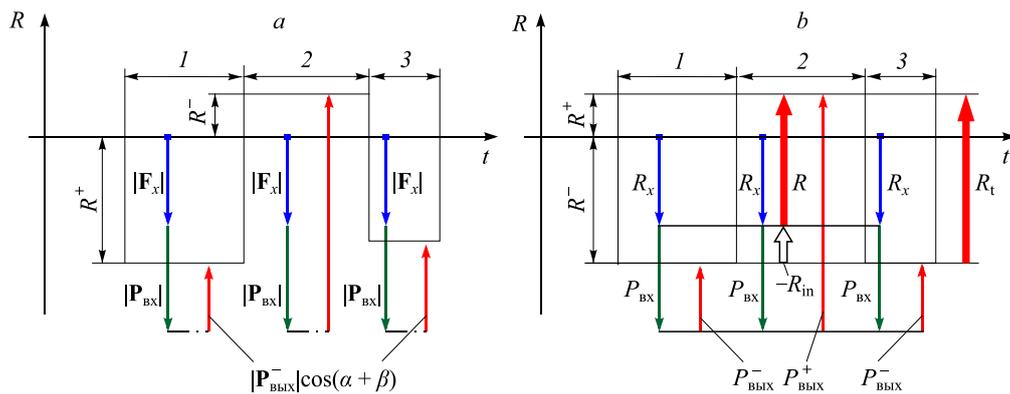


Рис. 13. Схематизированное представление измеряемых сил из [16] (а) и уточненная автором схема (b).

1 — подача топлива отсутствует, 2 — подача топлива включена, 3 — подача топлива выключена.

б) расчетным путем определяется внешнее сопротивление R_x , а также импульс потока на входе $P_{вх}$:

$$P_{вх} = G_B W_B ;$$

в) из сравнения с экспериментальными данными определяется величина импульса холодного потока на выходе:

$$P_{вых}^- = R^- - (R_x + P_{вх});$$

г) после включения двигателя и организации горения опять измеряется суммарная сила сопротивления модели R^+ .

Следует отметить, что измеряемая в эксперименте сила R^+ может иметь как положительное значение (тогда ее называют избыточной или эффективной тягой), так и отрицательное (например, при большом сопротивлении модели или ее крепления). Полученная величина R^+ позволяет определить изменение суммарного сопротивления модели при работе двигателя: $R_t = R^+ + R^-$ (суммирование выполняется с учетом знаков составляющих величин). Это изменение суммарного сопротивления R_t в настоящей статье называется «реальной тягой».

Рассматриваемая до сих пор последовательность действий и полученные результаты авторов [16] в целом согласуются с концепцией автора данной статьи об определении тяги работающего ВРД как величины уменьшения сопротивления компоновки модели ЛА с ВРД при заданных условиях набегающего потока. Однако авторы [16] в дополнение к результатам прямых измерений действующих сил проводят дальнейшее разделение этих сил на составляющие величины импульсов, вводя ряд нижеизложенных допущений.

1. После выполнения п. а) полученная сила сопротивления R^- делится на вычисляемые величины сопротивления по внешнему контуру R_x и импульс потока на входе $P_{вх}$. После этого предполагается, что сопротивление R_x и импульс $P_{вх}$ при подаче и горении топлива не изменяются. Однако известно, что характеристики воздухозаборника (в частности, расход воздуха) могут изменяться из-за теплового дросселирования потока в камере сгорания во время работы двигателя. Соответственно, может изменяться величина импульса на входе $P_{вх}$. Уменьшение расхода воздуха также приводит к появлению «сопротивления по жидкой линии тока», которое увеличивает сопротивление по внешнему

контур R_x . Величина этих изменений в рассматриваемых экспериментах с горением, как правило, не определяется.

2. При постоянных условиях на входе считается, что изменение (уменьшение) суммарного сопротивления вызвано только увеличением импульса потока на выходе $P_{\text{вых}}^+$. Проблемы экспериментального определения импульса неравномерного высокотемпературного потока на выходе из сопла двигателя хорошо известны. Поэтому авторы [16] для определения импульса горячего потока на выходе $P_{\text{вых}}^+$ использовали экспериментальное значение суммарной силы R^+ , действующей на модель:

$$P_{\text{вых}}^+ = R^+ + (R_x + P_{\text{вх}}) = (R^+ + R^-) + P_{\text{вых}}^-.$$

Следует отметить, что избыточная тяга R^+ не несет никакой информации об эффективности использования топлива, но информирует о соотношении тяги и внешнего сопротивления, т.е. о способности системы ЛА с ВРД к ускорению (разгону). При одной и той же тяге можно уменьшить внешнее сопротивление и получить избыточную тягу. Однако при большом внешнем сопротивлении, которое зачастую наблюдается при испытаниях в наземных установках (за счет системы крепления, подвода топлива, некорректного моделирования внешнего обтекания и т.д.), избыточной тяги получить не удастся, хотя тяговые характеристики двигателя определяются правильно.

3. Окончательно тяга двигателя R вычисляется авторами [16] как разность импульсов входящего и выходящего потоков:

$$R = P_{\text{вых}}^+ - P_{\text{вх}}^-.$$

Из рис. 13b видно, что полученная авторами [16] тяга R меньше, чем изменение суммарного сопротивления («реальной тяги» $R_t = R^+ + R^-$) на величину сопротивления внутреннего тракта двигателя $R_{\text{ин}}$ без горения:

$$R_t = R^+ + R^- = R + R_{\text{ин}}.$$

Как показано в разделе 1.3, именно «реальная тяга» R_t и соответствующий ей удельный импульс ($I_{\text{уд}} = R_t/G_T$) характеризуют уменьшение сопротивления испытываемой модели ЛА с ВРД при данном расходе топлива.

Получаемая на заключительном этапе величина тяги R , которая вычисляется как разность входного и выходного импульсов, должна быть скорректирована на сопротивление по внутреннему контуру R_x . Тогда величина тяги совпадет с величиной «реальной тяги» $R_t = R^+ + R^-$, которая не требует деления на составляющие и определяется по двум измерениям суммарной силы, действующей на модель ЛА с ВРД без горения и с горением известного количества топлива.

Аналогичная методика определения тяговых характеристик с разделением измеренной суммарной силы на импульсы выходящего и входящего потоков описана в статье [18] при стендовых испытаниях модели ПВРД с горением керосина.

Проанализировав методики измерения тяговых характеристик [16–18], можно утверждать, что выделение составляющих элементов в суммарной силе, действующей на ЛА с ВРД, выполняется в зависимости от потребностей и возможностей экспериментаторов. Можно представить следующие причины для этих действий:

- отсутствие возможностей измерения суммарной силы;
- внесение поправок в экспериментальные результаты, особенно в экспериментах с частичным моделированием условий полета;

- перенос результатов экспериментов на условия натурального полета;
- получение дополнительной информации в поисках резервов увеличения тяги;
- сравнение с результатами численного моделирования.

Любая из причин выделения составляющих сил (в частности, входного и выходного импульсов) из суммарной силы, действующей на модель, имеет право на существование, но не является обязательным элементом в методике определения тяговой характеристики ВРД. Тем более нельзя утверждать, что принятый в каком-либо конкретном случае вариант разделения сил и внесения поправок обязательно должен лежать в основе экспериментальных исследований тяговых характеристик ВРД.

3.2. Пример 5

Методика определения тяговых характеристик при испытаниях работающей модели ВРД в сверхзвуковой трубе периодического действия Т-313 ИТПМ СО РАН была описана в работе [19]. Схема модели ВРД с обозначением основных узлов и габаритных размеров приведена на рис. 14. Модель состоит из воздухозаборника, камеры сгорания, сопла, узлов подачи и воспламенения горючего, поддерживающих устройств и измерительных систем. По оси камеры сгорания модели расположен газогенератор 10. В качестве твердого топлива 9 использовался полипропилен (nC_3H_6). Продукты разложения полипропилена из газогенератора подаются через продольные отверстия в рециркуляционные зоны за уступами клиновидного центрального тела камеры сгорания модели 11. Здесь происходит их смешение с набегающим потоком воздуха и дожигание по длине камеры сгорания. Модель ВРД устанавливалась в рабочей части трубы на специальном силоизмерительном пилоне 12 через два тензодатчика с пределом измерений от 0 до 2000 Н.

Испытания работающего двигателя с моделированием внешнего обтекания проводились при числах Маха набегающего потока $M = 2,5 \div 4$. Модель ВРД с поликлиновым воздухозаборником устанавливалась в рабочей части трубы (размерами $0,6 \times 0,6$ м) на силоизмерительном пилоне, который был закрыт специальным обтекателем, чтобы избежать воздействия аэродинамических сил на пилон. В каждом эксперименте выполнялось два запуска газогенератора и, соответственно, два включения двигателя. Типичные результаты экспериментов при числе Маха набегающего потока $M = 4,04$ показаны на рис. 15. Видно, что при запуске аэродинамической трубы на модель действует сила

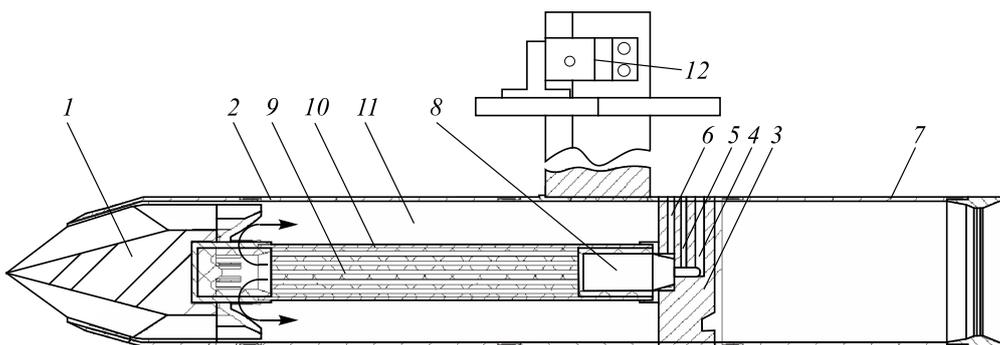


Рис. 14. Схема осесимметричной модели ВРД [19].

- 1 — поликлиновый воздухозаборник, 2 — цилиндрическая обечайка, 3 — пилон,
 4 — трубка подачи водорода для пилотного пламени, 5 — трубка подачи кислорода,
 6 — высоковольтный кабель, 7 — камера дожигания, 8 — воспламенитель, 9 — твердое топливо,
 10 — газогенератор, 11 — камера сгорания, 12 — силоизмерительный пилон.

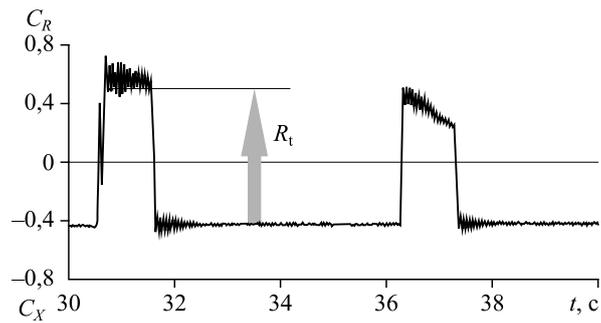


Рис. 15. Измерение тяговых характеристик модели ЛА с ВРД в аэродинамической трубе при $M = 4,04$ [19].

сопротивления с коэффициентом $C_X = -0,42$. При включении двигателя сопротивление модели уменьшается до нуля и далее появляется суммарная избыточная сила тяги с коэффициентом $C_R = 0,51$, направленная против набегающего потока. Разница сил сопротивления модели с работающим и неработающим двигателем рассматривалась как «реальная тяга» $R_t = (C_R - C_X) \rho_v M^2 F_M$. По этой силе тяги определялся реальный удельный импульс, который в данном случае составлял $I_{уд} = R_t / G_T = 17860$ м/с.

Аналогичная методика определения «реальной тяги» по изменению суммарной аэродинамической силы использовалась при испытаниях модели ПВРД с горением керосина в импульсной трубе ИТ-302М [20] и при испытаниях модели с горением твердого топлива в аэродинамической трубе «Транзит-М» [21].

3.3. Пример 6

Предлагаемая методика определения «реальной тяги» ВРД не зависит от типа применяемого топлива и способов его сжигания. Она также использовалась при испытаниях моделей ВРД с непрерывно-детонационным горением водорода в диапазоне чисел Маха набегающего потока воздуха M от 1,5 до 8 [22–27]. В этих экспериментах впервые была продемонстрирована возможность применения непрерывного детонационного горения для создания конструкций ВРД, работающих в широком диапазоне скоростей набегающего потока.

В качестве примера можно рассмотреть запись суммарной аэродинамической силы, действующей на модель ВРД, в аэродинамической трубе ИХФ РАН при числе Маха набегающего потока $M = 2$ (см. рис. 16 [23, 24]). При подаче воздуха ($t = 6$ с) запись силы

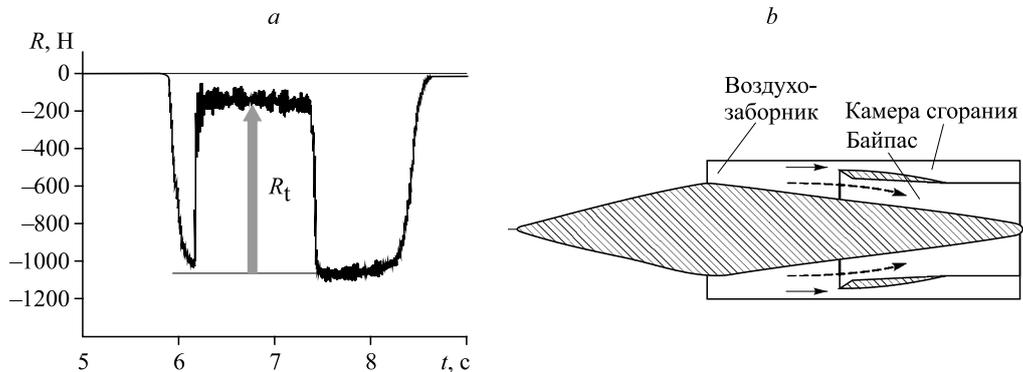


Рис. 16. Результаты измерения суммарной силы при $M = 2$ для работающего (коэффициент избытка воздуха $\alpha = 1,25$) и неработающего детонационного двигателя (а) и его схема (b) [23, 24].

показывает суммарное сопротивление модели и ее крепления, которое достигает 1050 Н. После включения подачи водорода и организации непрерывного детонационного горения водородно-воздушной смеси суммарная сила сопротивления резко уменьшается до –150 Н. В рассматриваемых опытах избыточная (или эффективная) тяга не была получена из-за большого сопротивления системы крепления модели (≈ -245 Н). Уменьшение сопротивления модели представляет собой «реальную тягу» $R_t = 900$ Н, на создание которой расходуется подаваемое топливо ($G_T = 0,042$ кг/с). По этому значению «реальной тяги» можно определить величину удельного импульса $I_{уд} = 900 / 0,042 = 21400$ м/с, который характеризует эффективность использования подаваемого водорода в рассматриваемых условиях.

Аналогичные по форме записи измерения суммарной действующей силы получались в испытаниях модели ВРД с детонационным горением в аэродинамической трубе кратковременного действия ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН [26]. Из приведенного на рис. 17 примера видно, что в этом случае полученная «реальная тяга» превышала исходное сопротивление испытываемой модели без горения, что приводило к образованию небольшой избыточной тяги $R \approx 130$ Н.

Возражения против предлагаемой методики определения «реальной тяги» и против полученных с помощью этой методики экспериментальных результатов при испытаниях моделей ВРД с детонационным горением были опубликованы в работе [28]: «... Интерес к ВРД с вращающимися детонационными волнами во многом «подогревают» сообщения о больших тягах, якобы измеренных в экспериментах на модели двигателя с детонационным горением в импульсных аэродинамических трубах ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН. На самом деле эти «большие тяги» — результат неверной методологии их определения по результатам весовых измерений в «горячих» и «холодных» испытаниях. Приведенные величины неверны, как и противоречащая всему отечественному и мировому опыту методология их «экспериментального получения» ...». В работе [29] в качестве обоснования для возражений были указаны общие проблемы моделирования и получения тяговых характеристик в наземных стендовых условиях: отличие конфигурации модели и реального летательного аппарата, ограниченные размеры создаваемого потока, наличие силоизмерительного пилона. Все эти проблемы стендовых испытаний, во-первых, могут быть решены различными техническими приемами (см. Пример 3), а, во-вторых, получаемые характеристики должны рассматриваться прежде всего как

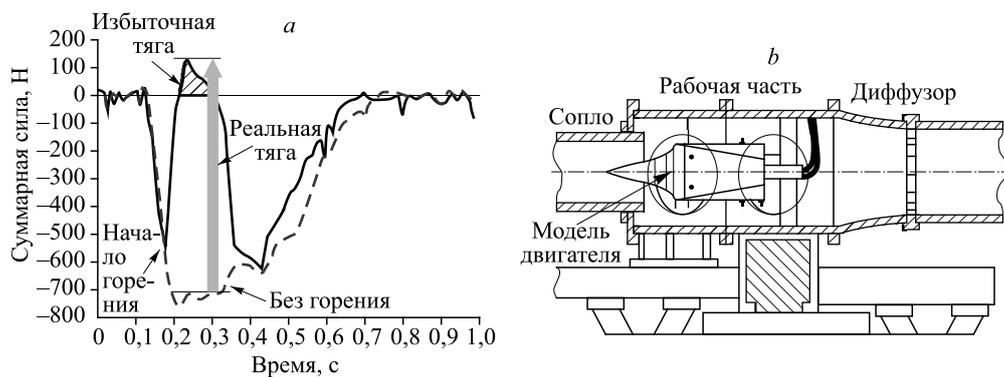


Рис. 17. Результаты измерения суммарной силы при $M = 8$ для работающего ($G_{H_2} = 0,023$ кг/с) и неработающего детонационного двигателя (а) и его размещение в рабочей части аэродинамической трубы (б) [26].

результаты, полученные в конкретных экспериментальных условиях. В любом случае указанные проблемы стендовых испытаний не нарушают предлагаемую концепцию определения «реальной тяги» как разности сопротивления летательного аппарата с горением и без горения топлива.

4. Испытания ВРД на присоединенном трубопроводе

В испытаниях на присоединенном трубопроводе обтекание летательного аппарата и воздухозаборного устройства ВРД набегающим потоком воздуха не моделируется, что позволяет существенно упростить требования к характеристикам испытательного стенда, в частности, уменьшить расход и полное давление создаваемого потока воздуха. Кроме того, при исследовании тяговых характеристик ВРД на присоединенном трубопроводе импульс входящего потока равен нулю и не используется при обработке полученных результатов. Основным способом определения тяговых характеристик является непосредственное измерение силы тяги, действующей на конструкцию испытываемой камеры сгорания. Другим способом определения этих же тяговых характеристик является вычисление импульса струи, истекающей из камеры сгорания, по известным параметрам потока на срезе выходного сопла (давление, температура, состав газа). По закону сохранения импульса оба способа должны давать одинаковые результаты. В работе [30] проводилось прямое сравнение двух указанных выше способов определения тяговых характеристик в условиях одной экспериментальной установки.

4.1. Пример 7

Эксперименты [30] проводились на установке, предназначенной для исследования горения твердого горючего (ТГ) в проточной камере сгорания. Принципиальная схема установки приведена на рис. 18. Установка включает в себя форкамеру огневого подогревателя 3, оснащенную безимпульсным подводом рабочих газов 13 и свечой зажигания 10. Огневой подогреватель обеспечивает расход рабочего газа до 1 кг/с с температурой до 1700 К и давлением до 2 МПа. Массовая доля кислорода в рабочем газе 20–23 % обеспечивается подводом дополнительного кислорода в форкамеру. К форкамере присоединяется дозвуковое сопло 4, предназначенное для выравнивания потока на входе

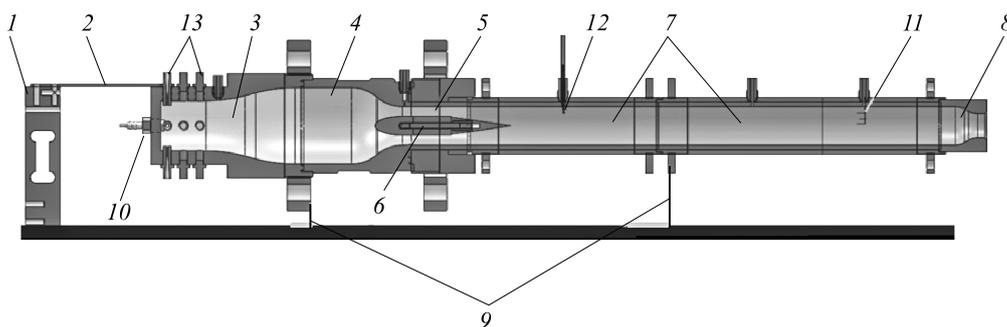


Рис. 18. Принципиальная схема модельной камеры сгорания. [30].

- 1 — датчик силы, 2 — толкатель, 3 — форкамера огневого подогревателя, 4 — дозвуковое сопло,
 5 — вход в испытательную секцию, 6 — образец твердого горючего, 7 — камера дожигания,
 8 — мерное звуковое сопло, 9 — гибкие стойки, 10 — свеча зажигания,
 11 — гребенка приемников полного давления, 12 — измерительный порт,
 13 — безимпульсный подвод воздуха.

в секцию 5, где на пилоне установлен образец твердого горючего 6, выполненный в виде цилиндра диаметром 32 мм и длиной 40 мм. Горение и унос массы ТГ осуществляются по внешней поверхности образца. Дожигание продуктов газификации ТГ происходит в камере дожигания (КД) 7 диаметром 40 мм. КД оснащена измерительными портами 12, предназначенными для измерения температуры в канале или давления на стенке. В выходной секции КД установлена гребенка приемников полного давления 11. Выхлоп продуктов горения осуществляется через профилированное звуковое сопло 8 с диаметром критического сечения 17 мм. Установка опирается на две гибкие стойки 9, при помощи толкателя 2 она соединена с датчиком силы 1 для измерения тяги, создаваемой прямой камерой сгорания.

В процессе эксперимента регистрировались следующие параметры: давление торможения p_0 в форкамере и в потоке КД, статическое давление p на входе в кольцевой канал с образцом ТГ и в критическом сечении выходного звукового сопла, температура потока T вблизи стенки на входе в кольцевой канал с образцом горючего и в КД, расходы G рабочих газов, сила тяги R , создаваемая камерой сгорания. Суммарная погрешность измерения тяги, включая погрешность тарировки, составляла 1 %.

Импульс струи на выходе звукового сопла P [Н] определялся по измерению силы, действующей на испытываемую модель, и вычислялся по параметрам выходящей струи:

$$P = F \cdot \rho W^2 + F(p - p_{\text{атм}}) = F(\gamma \cdot p \cdot M^2 + (p - p_{\text{атм}})),$$

здесь F — площадь критического сечения сопла, p — статическое давление в критическом сечении сопла, $p_{\text{атм}}$ — атмосферное давление, M — число Маха в критическом сечении сопла ($M = 1$), γ — показатель адиабаты потока выходящих газов, определяемый при помощи программы термодинамического расчета для теоретического состава продуктов горения. Суммарная погрешность определения импульса звукового сопла по оценкам составила 4 %.

Типичные результаты измерения импульсов, действующих на конструкцию испытываемой камеры сгорания, показаны на рис. 19. Видно, что после подачи воздуха и включения подогревателя импульс на выходе составляет $P_{\text{хол}} = 130$ Н. В опытах с горением полипропилена импульс на выходе увеличивается до $P_{\text{гор}} = 160$ Н. Разность этих импульсов представляет собой «реальную тягу» $R_t = 30$ Н, полученную за счет горения горючего. Эта «реальная тяга», деленная на расход горючего, дает величину удельного импульса для испытываемой камеры сгорания. Результаты испытаний при горении полипропилена приведены в таблице. Видно, что импульсы выходящей струи, измеряемые при помощи датчика силы и вычисляемые по параметрам выходящего потока, отличаются между собой не более чем на 1,1 %. Отличие в результатах измерения «реальной тяги» увеличивается из-за малой разницы измеряемых величин, но не превышает 6 %.

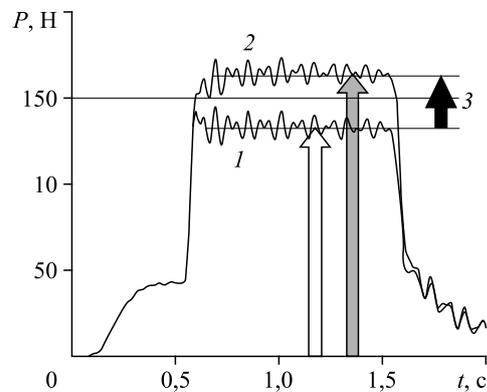


Рис. 19. Измерения импульса на выходе камеры дожигания [30].

1 — импульс без горения $P_{\text{хол}}$, 2 — импульс с горением $P_{\text{гор}}$, 3 — «реальная тяга» R_t .

Определение импульса на выходе камеры дожигания

Способ определения импульса	$P_{\text{хол}}, Н$	$P_{\text{гор}}, Н$	$R_t = P_{\text{гор}} - P_{\text{хол}}, Н$	$I_{\text{уд}}, М/с$
Измерения при помощи датчика силы	133,0	163,7	30,7	12220
Вычисления по параметрам потока в критическом сечении выходного сопла	132,9	161,8	28,9	11510

5. Численное моделирование тяговых характеристик ВРД

Современные численные методы позволяют вычислить «реальную тягу» ВРД как интеграл сил давления и трения по всем обтекаемым твердым поверхностям рассматриваемой конструкции. При численном моделировании обтекания ЛА с ВРД рассчитываются силы давления и трения, действующие на каждый элемент конструкции, после чего можно определить две суммарные силы, действующие на ЛА: без теплоподвода и с теплоподводом. Разность этих суммарных сил (как и в эксперименте) дает «реальную тягу» двигателя и позволяет определять его эффективность в зависимости от величины теплоподвода вплоть до запираания воздухозаборника. Следует отметить, что путем численного моделирования можно рассчитать величины импульсов струи на входе и выходе двигателя, но, как правило, эта разность импульсов не используется при вычислении тяги.

5.1. Пример 8

Для наглядной иллюстрации процесса образования тяги автором в численном эксперименте были рассчитаны величины составляющих сил трения и давления, которые действуют на различные внутренние и внешние участки конструкции одного из вариантов осесимметричного ВРД, схема которого приводилась в работе [31].

На входной и выходной границах расчетной области задавались начальные условия, соответствующие заданным условиям полета (число Маха $M = 2$, статическое давление $p_v = 100$ кПа, температура $T_v = 300$ К). На стенке канала ставились условия прилипания и адиабатичности. Подвод тепла заданной мощности осуществлялся равномерно по длине камеры сгорания. Принималось, что в начале расчета вся расчетная область заполнена потоком с параметрами, соответствующими условиям в набегающем потоке. Расчет выполнялся путем интегрирования системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, описывающих пространственные течения вязкого сжимаемого газа с помощью постпроцессора ANSYS FLUENT. В качестве моделей турбулентности в пристеночной области использовалась $k-\omega$ -модель турбулентности, во внешнем потоке — $k-\varepsilon$ -модель. В процессе расчета контролировались параметры течения и выполнение условия сохранения расхода на входе и выходе внутреннего канала. В качестве основного результата рассматривалась сумма сил давления и трения по всем обтекаемым поверхностям модели в проекции на ось двигателя.

Типичные результаты расчетов показаны на рис. 20. Аэродинамические силы, действующие на все элементы конструкции, рассчитывались для случаев без теплоподвода и с теплоподводом 4,8 МВт (повышение энтальпии $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}} = 3,46$) в камере сгорания. В рассматриваемом случае сила сопротивления полной конфигурации без теплоподвода составляла -1657 Н. С теплоподводом была получена избыточная сила тяги $+243$ Н. «Реальная тяга» $R_t = 243 - (-1657) = 1900$ Н.

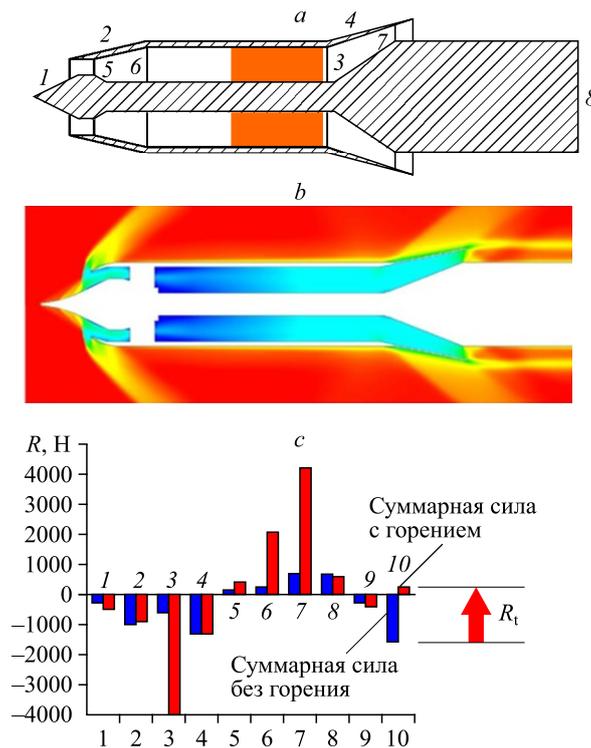


Рис. 20. Схема ВРД (а), распределение чисел Маха (b) и расчет сил, действующих на элементы ВРД при $M = 2$, $H = 0$ (с).

1 — сопротивление ЦТ ВЗУ, 2 — сопротивление обечайки ВЗУ, 3 — сопротивление лобового конуса газогенератора, 4 — сопротивление юбки, 5 — тяга ЦТ ВЗУ, 6 — тяга обечайки ВЗУ, 7 — тяга юбки, 8 — тяга донной области, 9 — трение, 10 — сумма действующих сил.

Результаты расчетов показали, что при наличии теплоподвода менялись характеристики воздухозаборника: коэффициент расхода уменьшался от $\varphi = 0,97$ до $\varphi = 0,92$, а коэффициент восстановления полного давления — от $\sigma = 0,94$ до $\sigma = 0,86$. Это свидетельствует о том, что обычно принимаемое предположение о сохранении импульса потока на входе может не выполняться при наличии теплоподвода в камере сгорания.

6. Использование «реальной тяги» при расчете траектории полета ЛА

Концепция «реальной тяги» силовой установки использовалась автором при расчете траекторий полета различных ЛА с ВРД. При вычислении траектории полета рассматривалось в основном движение летательного аппарата в вертикальной плоскости под нулевым углом атаки без крена и скольжения. Уравнения движения в поле сил тяжести с учетом сил сопротивления атмосферы и силы тяги двигательной установки в проекциях на оси скоростной системы координат имеют вид:

$$m_V \frac{dV}{dt} = R_t - X - m_V \cdot g \cdot \sin \theta,$$

$$m_V \cdot V \cdot \frac{d\theta}{dt} = Y - X - m_V \cdot g \cdot \cos \theta,$$

где m_V — масса аппарата, g — ускорение силы тяжести, V — скорость полета, t — время, R_t — «реальная тяга» двигателя, X, Y — соответственно сила сопротивления и подъемная сила (без подачи и без горения горючего в двигателе), θ — угол наклона траектории полета.

К уравнениям движения добавляются кинематические уравнения, связывающие дальность L и высоту полета H со скоростью V и углом наклона траектории θ :

$$dL/dt = V \cdot \cos \theta,$$

$$dH/dt = V \cdot \sin \theta,$$

а также уравнение, учитывающее изменение массы m_V летательного аппарата вследствие выгорания топлива:

$$m_V = m_{V0} - \int_0^t G_T \cdot dt,$$

где G_T — секундный массовый расход топлива, m_{V0} — начальная масса аппарата. Интегрирование системы уравнений (10)–(14) обычно проводилось численно методом Эйлера с постоянным шагом по времени.

Следует отметить, что в ФИПС зарегистрирована программа [32], разработанная в ИТПМ СО РАН, для расчета сложных трехмерных траекторий полета ЛА с изменяющимися по времени аэродинамическими и тяговыми характеристиками, в которой также используется рассматриваемая в настоящей статье величина «реальной тяги».

6.1. Пример 9

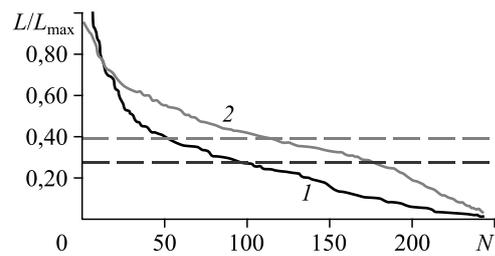
В работе [33] выполнялись параметрические расчеты траекторий полета гипотетического ЛА с воздушно-реактивным двигателем фиксированной геометрии. В каждом расчете рассматривалась траектория полета ЛА заданной массы, стартующего на определенной высоте с заданной скоростью под определенным начальным углом наклона траектории. После расходования запаса топлива ВРД и завершения активного участка разгона ЛА продолжает баллистический полет с формированием пассивной траектории под действием аэродинамических сил и силы тяжести.

Предварительные расчеты тяговых характеристик позволили построить интерполяционные зависимости реального удельного импульса от трех задаваемых параметров: скорости полета M , высоты полета H (или температуры T) и коэффициента избытка воздуха α . С использованием этих зависимостей «реальная тяга» ВРД в любой точке траектории полета определялась для заданного расхода топлива по формуле:

$$R_t = G_T \cdot I_{sp}(M, H, \alpha).$$

Авторами [33] рассматривались траектории для двух вариантов регулирования тяговых характеристик: при $\alpha = \text{const}$ и $G_T = \text{const}$. Вариант $\alpha = \text{const}$ обеспечивает возможность получения оптимальных тяговых характеристик, но требует создания сложной системы регулирования расхода топлива пропорционально меняющемуся расходу воздуха. Система с постоянным расходом топлива $G_T = \text{const}$ технически является более простой, но предполагалось, что она должна ухудшать эффективность использования двигателя в широком диапазоне условий полета. Всего для двух способов регулирования расхода топлива ($\alpha = \text{const}$ и $G_T = \text{const}$) было рассчитано 500 вариантов траекторий. На рис. 21 приведены значения дальности полета (в порядке убывания) для каждого

Рис. 21. Дальности полета для различных вариантов расчета траекторий [33]. Штриховые линии соответствуют средним по выборке значениям дальности.
1 — $\alpha = \text{const}$, 2 — $G_T = \text{const}$.



рассчитанного варианта, сгруппированные по способам регулирования расхода. Результат оказался неожиданным: практически все рассматриваемые траектории имели более высокую дальность полета при постоянном расходе топлива $G_T = \text{const}$.

В работе [34] расчеты траекторий полета ЛА с комбинированной силовой установкой (РДТТ + ВРД) показали, что использование ВРД может увеличить дальность полета ЛА в три раза. При этом ВРД работает короткое время на разгонном участке траектории, а большая дальность достигается за счет полета на большой высоте с малым сопротивлением воздуха.

В работах [35, 36] рассматривался полет летательного аппарата по рикошетирующей траектории, когда ВРД включается на несколько секунд в нижних её точках. Сложные оптимизационные расчеты показали, что дальность рикошетирующего полета ЛА существенно увеличивается по сравнению с прямолинейным полетом.

Заключение

В отличие от ракетных двигателей тяговые характеристики воздушно-реактивных двигателей (ВРД) в значительной мере зависят от параметров набегающего потока. Существующие методы определения тяги ВРД строятся на упрощенном представлении о тяге как разности импульсов потока на входе и выходе внутреннего контура двигателя, которое было предложено Б.С. Стечкиным в 1929 г. Такой подход содержит как методические, так и терминологические проблемы.

В представленной статье рассматривается подход к определению тяги ВРД как величины уменьшения исходного сопротивления всей компоновки ЛА + ВРД при работе силовой установки с подачей и горением топлива. Для выделения данного подхода предлагается уменьшение сопротивления компоновки ЛА + ВРД при горении топлива называть «реальной тягой». Приведены примеры использования предлагаемого определения «реальной тяги» в различных ситуациях применения и моделирования ВРД. В частности, «реальная тяга» легко определяется в летных экспериментах по измерению ускорения летательного аппарата и в стендовых испытаниях по изменению суммарной силы, действующей на испытываемую модель при горении и без горения топлива. Показано, что величина «реальной тяги» может эффективно использоваться при расчетах траекторий движения ЛА с ВРД в атмосфере Земли.

Список сокращений и обозначений

ВРД — воздушно-реактивный двигатель,
ЛА — летательный аппарат,
ТГ — твердое горючее,
КД — камера дожигания,
КС — камера сгорания,
ЦТ — центральное тело,
ВЗУ — воздухозаборное устройство,
R — сила, Н,

X — сила сопротивления, Н,
 γ — показатель адиабаты,
 C_X — коэффициент сопротивления,
 C_R — коэффициент избыточной тяги,
 α — коэффициент избытка воздуха,
T — температура, К,
 $I_{уд}$ — удельный импульс, с,

G — расход, кг/с,
 F — площадь, м²,
 p — давление, Па,
 R_t — реальная тяга, Н,
 P — импульс силы (количество движения), Н,
 a — ускорение, м/с²,
 t — время, с,

I — полная энтальпия газа, Дж,
 H — высота полета, м,
 L — дальность полета, м,
 m — масса, кг,
 θ — угол наклона траектории, град,
 φ — коэффициент расхода,
 σ — коэффициент восстановления
 полного давления.

Индексы

Т — топливо,
 в — воздух

0 — параметры торможения,
 м — модель.

Список литературы

1. **Воздушно-реактивный** двигатель. Большая российская энциклопедия. Режим доступа: bigenc.ru/technology_and_technique/text/4419596.
2. **Стечкин Б.С.** Теория воздушно-реактивного двигателя // Техника воздушного флота. 1929. № 2.
3. **Стечкин Б.С.** Теория воздушно-реактивных двигателей // Вестник воздушного флота. М.: ВИМВС СССР, 1947. № 3. С. 38–45, № 4. С. 41–49, № 5. С. 46–50.
4. **Стечкин Б.С.** Избранные труды: теория тепловых двигателей. Раздел 1. Теория реактивных двигателей и лопаточных машин. М.: Физматлит, 2001. 432 с.
5. **Черный Г.Г.** Газовая динамика: Учебник для университетов и вузов. М.: Наука, 1988. 424 с.
6. **Динамика** летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. ГОСТ 20058-80. 51 с.
7. **Двигатели** авиационные газотурбинные. Термины и определения. ГОСТ 223851-79. 100 с.
8. **Гуныко Ю.П.** Об оценке эффективности полета воздушно-реактивных летательных аппаратов по результирующим тягово-аэродинамическим характеристикам // Тр. Юбилейной междунар. научно-технической конф., посвященной 75-летию со дня основания СибНИА (20–21 сент. 2016 г.). Новосибирск, 2018. С. 156–175.
9. **Реактивные** двигатели / Под ред. О.Е. Ланкастера. М.: Воениздат, 1962. 667 с.
10. **Thrust and drag: its prediction and verification** / Ed. E.E. Covert // Progress in Astronautics and Aeronautics. Vol. 98. Published by American Institute of Astronautics & Aeronautics, 1985. 346 p.
11. **Зуев В.С., Макарон В.С.** Теория прямооточных и ракетно-прямоточных двигателей. М.: Машиностроение, 1971. 368 с.
12. **Пат. 2242736 РФ, МПК^{с1} G01M 15/00.** Способ измерения тяги в полете гиперзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) непилируемой гиперзвуковой летающей лаборатории (ГЛЛ) / Семенов В.Л., Строкин М.В., Релин В.Л.; патентообладатель Центральный ин-т авиационного моторостроения им. П.И. Баранова. № 2003105299/06; заявл. 26.02.2003; опубл. 20.15.2003, Бюл. № 35.
13. **Mutzman R., Murphy S.** X-51 development: a chief engineer's perspective // 17-th AIAA Intern. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conf., San Francisco, 2011. Режим доступа: https://www.aiaa.org/uploadedFiles/About-AIAA/Press_Room/Key_Speeches-Reports-and-Presentations/RMutzman_and_JMurphy_Development_2011.pdf.
14. **Звегинцев В.И.** Экспериментальное исследование тягово-аэродинамических характеристик работающего ПВРД в импульсной аэродинамической трубе // Сибирский физико-технический журнал. 1993. Вып. 2. С. 37–40.
15. **Пат. 2495270 РФ, МПК^{с1} F02K 7/08, G01M 15/00.** Способ определения полноты сгорания топливной смеси в камере сгорания сверхзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя / Александров В.Ю., Климовский К.К., Прохоров А.Н.; патентообладатель Центральный ин-т авиационного моторостроения им. П.И. Баранова. № 2012120949/06; заявл. 23.05.2012; опубл. 10.10.2013, Бюл. 28.
16. **Семенов В.Л., Александров В.Ю., Прохоров А.Н., Арефьев К.Ю., Кручков С.В.** Методические аспекты определения тяги безроторных воздушно-реактивных двигателей при стендовых и летных испытаниях // Изв. ВУЗов. Машиностроение. 2019. № 11. С. 86–97.
17. **Пат. 2610329 РФ, МПК^{с1} G01M 15/14, G01M 9/06, G01L 5/16.** Способ испытания высокоскоростного летательного аппарата / Александров В.Ю., Мосеев Д.С.; патентообладатель Центральный ин-т авиационного моторостроения им. П.И. Баранова. № 2015145494; заявл. 23.10.2015; опубл. 09.02.2017, Бюл. 4.
18. **Tan J., Pan Y., Liang J., Wang Z.** A free-jet experimental study on the performance of a cavity-type ramjet // J. of Mechanical Sci. and Technology. 2011. Vol. 25, No. 11. P. 2951–2957.
19. **Внучков Д.А., Звегинцев В.И., Наливайченко Д.Г., Смоляга В.И., Степанов А.В.** Испытания ПВРД твердого топлива с измерением тяговых характеристик в аэродинамических установках // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25, № 4. С. 629–635.

20. Bai H.C., Le J.L., Zhang Z.C., Goldfeld M.A., Nestoulia R.V., Starov A.V. Methodical aspects of investigation of kerosene ignition and combustion in scramjet model // Proc. of XI ICMAR, part II, Novosibirsk, Russia, 2002. P. 101–105.
21. Внучков Д.А., Звегинцев В.И., Наливайченко Д.Г. Испытания ПВРД с горением твердого топлива и измерением тяговых характеристик в аэродинамической трубе // Сб. тезисов докладов 13-ой междунар. конф. «Авиация и космонавтика — 2014». Москва, 17–21 ноября 2014. С. 215–216.
22. Ivanov V.S., Frolov S.M., Zangiev A.E., Zvegintsev V.I., Shamshin I.O. Ramjet with continuous-detonation combustion of hydrogen: formation of a conceptual design based on multidimensional numerical simulations and test fires // Combustion and Explosion. 2020. Vol. 13, No. 1. P. 66–83.
23. Ivanov V.S., Frolov S.M., Zangiev A.E., Zvegintsev V.I., Shamshin I.O. Hydrogen fueled detonation ramjet: conceptual design and test fires at Mach 1.5 and 2.0 // Aerospace Sci. and Technology. 2020. Vol. 109. P. 106459–106459-12.
24. Ivanov V.S., Frolov S.M., Zangiev A.E., Zvegintsev V.I., Shamshin I.O. Updated conceptual design of hydrogen/ethylene fueled detonation ramjet: test fires at Mach 1.5, 2.0, and 2.5 // Aerospace Sci. and Technology. 2022. Vol. 126, No. 17. P. 107602-1–107602-16.
25. Фролов С.М., Звегинцев В.И., Иванов В.С., Аксенов В.С., Шамшин И.О., Внучков Д.А., Наливайченко Д.Г., Берлин А.А., Фомин В.М. Непрерывно-детонационное горение водорода: результаты испытаний в аэродинамической трубе // Физика горения и взрыва. 2018. Т. 54, № 3. С. 116–123.
26. Frolov S.M., Zvegintsev V.I., Ivanov V.S., Aksenov V.S., Shamshin I.O., Vnuchkov D.A., Nalivaichenko D.G., Berlin A.A., Fomin V.M. Wind tunnel tests of a hydrogen-fueled detonation ramjet model at approach air stream Mach numbers from 4 to 8 // Intern. J. of Hydrogen Energy. 2017. Vol. 42. P. 25401–25413.
27. Frolov S.M., Zvegintsev V.I., Ivanov V.S., Aksenov V.S., Shamshin I.O., Vnuchkov D.A., Nalivaichenko D.G., Berlin A.A., Fomin V.M., Shipluk A.N., Yakovlev N.N. Hydrogen-fueled detonation ramjet model: Wind tunnel tests at approach air stream Mach number 5.7 and stagnation temperature 1500 K // Intern. J. of Hydrogen Energy. 2018. Vol. 43. P. 7515–7524.
28. Егорян А.Д., Крайко А.Н. Сравнение воздушно-реактивных двигателей с медленным и детонационным горением // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2020. № 2. С. 123–137.
29. Крайко А.Н. Об определении тяги прямоточных реактивных двигателей при стендовых испытаниях и в расчетах // Мат. XXXII Научно-технической конф. по аэродинамике. 28–29 октября 2021 г., Моск. обл., г. Ногинск, Парк-отель "Яхонты". ЦАГИ, 2021. 103 с. С. 71–72.
30. Лукашевич С.В., Шиплюк А.Н. Сравнение двух способов определения тяговых характеристик модельных ВРД // Горение и взрыв. 2022. № 3. С. 46–50.
31. Воронцов А.В., Смоляга В.И., Абрамов М.А., Мирошниченко С.А. Параметрическое исследование тяговых характеристик прямоточного двигателя // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. Вып. 8. 17 с.
32. Кисловский В.А., Певзнер А.С., Звегинцев В.И. Программа «Динамика управляемого полета». Свидетельство о гос. регистрации программы для ЭВМ, № 2020663385, ФИПС, 27 окт. 2020, бюл. № 11.
33. Внучков Д.А., Звегинцев В.И. Сравнительный анализ траекторий полета ЛА с ПВРД при различных способах регулирования расхода топлива // Научно-технический журнал «Системы ВТО. Создание, применение и перспективы». 2021. Вып. 2. С. 57–80.
34. Фомин В.М., Звегинцев В.И., Мажуль И.И., Шумский В.В. Анализ эффективности использования комбинированной силовой установки для разгона малоразмерных ракет, стартующих с поверхности Земли // Прикл. механика и техн. физика. 2010. Т. 51, № 6. С. 21–30.
35. Фомин В.М., Аульченко С.М., Звегинцев В.И. Полет гиперзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем по рикошетирующей траектории // Прикл. механика и техн. физика. 2010. Т. 51, № 4. С. 85–94.
36. Фомин В.М., Аульченко С.М., Звегинцев В.И., Устинов Л.А. Анализ траекторий полета летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем // Прикл. механика и техн. физика. Т. 54, № 6. 2014. С. 35–42.

*Статья поступила в редакцию 6 апреля 2022 г.,
после доработки — 31 июня 2022 г.,
принята к публикации 2 сентября 2022 г.*