

УДК 621.452.226.018.2

## СРАВНЕНИЕ СПОСОБОВ ИМИТАЦИИ УСЛОВИЙ ПОЛЕТА НА СТЕНДАХ С ОГНЕВЫМ ПОДОГРЕВОМ

В. Ю. Александров, Д. С. Мосеев

Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова, 111116 Москва  
aleksandrov@ciam.ru

Приведены результаты сравнительного анализа способов имитации воздушного потока, соответствующего заданным условиям полета, при входе в высокоскоростной воздушно-реактивный двигатель на испытательных стендах с огневом подогревом рабочего тела. Установлены условия адекватности сравниваемых способов нагрева по полученным значениям тяги двигателя.

Ключевые слова: стенд, подогрев, критерий подобия, продукты сгорания.

Одной из глобальных проблем, решение которой востребовано во всех странах с развитой аэрокосмической промышленностью, является создание гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). Решение этой проблемы неразрывно и в первую очередь связано с успешной разработкой и созданием высокоскоростного воздушно-реактивного двигателя (ВРД), способного работать в условиях натекания высокоэнтропийного потока воздуха и обеспечить заданные эксплуатационные характеристики ГЛА. Понятно, что создание такого двигателя возможно лишь в результате проведения широкомасштабных систематических экспериментальных исследований моделей и прототипов двигателей с достаточной глубиной понимания происходящих в двигателе процессов, а также в результате исследования отдельных элементов и узлов двигателя. Для этого необходимы многофункциональные испытательные стенды, предназначенные для имитации полетных условий ГЛА. Мировая практика использования стендов постоянно развивается, техническая литература насыщается описанием существующих стендов, растет число запатентованных схем.

При проектировании испытательного стенда одним из наиболее важных является вопрос выбора способа нагрева рабочего тела (воздушного потока), так как с этим связаны и совершенство стенда, и достоверность результатов испытаний двигателей, и возможность переносить полученные при испытаниях результаты на условия атмосферного полета.

Известно несколько основных способов нагрева рабочего потока воздуха в испытатель-

ном тракте до заданной температуры: непосредственный нагрев потока в специальном устройстве, например в кауперном или рекуперативном теплообменнике; электродуговой нагрев; огневой нагрев. В первом случае сохраняются все основные физические и химические свойства воздуха такими, какими они должны быть в полетных условиях. Во втором способе обычно создается синтетический воздух путем электродугового нагрева азота и подмешивания к нему кислорода. При этом полученное рабочее тело слегка засорено продуктами эрозии электродов и оксидами азота  $\text{NO}_x$ . В третьем способе рабочее тело нагревается в результате прямого сжигания в воздухе горючих веществ (огневой подогрев) и добавления кислорода в нужном соотношении для его восстановления до объемного или массового содержания в атмосферном воздухе. В этом случае свойства газозвушной смеси заметно отличаются от свойств чистого воздуха, что может существенно сказаться на эксплуатационных характеристиках испытываемых моделей высокоскоростных ВРД, например на тяге двигателя.

Последний способ, несомненно, является наиболее энергетически рациональным из рассмотренных, однако его использованию должен предшествовать сравнительный анализ с целью выяснить, насколько сильно влияет на работу двигателя наличие загрязняющих примесей.

Следует отметить, что о влиянии загрязнения воздушного потока на параметры и тяговые характеристики двигателя и необходимости его учета упоминалось во многих работах, однако сколько-нибудь подробно в доступной отечественной и зарубежной литературе этот

вопрос не рассматривался. Данная работа призвана частично восполнить этот пробел.

При воспроизведении параметров атмосферного полета на наземных стендах с огневом подогревом рабочего тела в силу наличия в нем загрязняющих веществ (продуктов сгорания) получающийся газ, имитирующий подогретый воздух, отличается от воздуха своими теплофизическими и химическими параметрами.

Основополагающие вопросы теории подобия и моделирования течений газа с химическими реакциями рассмотрены в работах [1–3]. На основе этих исследований сделан вывод [4], что требование равенства всех определяющих критериев подобия приводит к невозможности полного моделирования условий гиперзвукового полета на стендах с огневом подогревом рабочего тела. Например, из-за изменения теплофизических параметров рабочего тела вследствие загрязнения его продуктами сгорания нельзя воспроизвести показатель адиабаты  $\gamma$ . А это, в свою очередь, при равенстве критерия подобия по сжимаемости (числа Маха полета  $M_{\text{п}}$ ) искажает волновую картину обтекания ГЛА и изменяет параметры входного устройства. Аналогичная ситуация складывается при попытке воспроизвести одновременно числа Рейнольдса  $Re$  и Прандтля  $Pr$ , числа Дамкёлера  $Da_{\text{м}1}$  и  $Da_{\text{м}2}$  и т. п. Поэтому в практике стендовых экспериментальных исследований процессов течения около фюзеляжа ГЛА и в тракте высокоскоростного ВРД используется неполное (частичное, приближенное) моделирование условий гиперзвукового полета. При неполном моделировании экспериментальные исследования стараются проводить так, чтобы часть определяющих критериев подобия вырождались (или находилась в области автомодельности), а в качестве основных критериев сохранялись только существенные для целей проводимых исследований. В этом случае, однако, остается свобода выбора характерных параметров процесса. Например, для первого критерия Дамкёлера в качестве характерного времени реакции можно брать время при различной характерной температуре — торможения (в пограничных слоях на входе в камеру сгорания двигателя) либо статической (основной поток и сопло). При этом, в силу некоторого отличия химического состава воздуха от состава рабочего тела стенда, время и, следовательно, критерии будут

несколько различаться. Аналогично, для второго критерия Дамкёлера в качестве характерной можно взять как статическую энтальпию набегающего потока, так и энтальпию торможения. Опять же, критерии будут несколько различаться, но на качественную картину процесса это не окажет существенного влияния. Тем не менее для правильного учета всех особенностей воспроизведения условий гиперзвукового полета при экспериментальном исследовании процессов в высокоскоростных ВРД необходимо выработать общий подход к выбору характерных параметров процессов. Этот общий подход, очевидно, должен учитывать цель экспериментального исследования.

Рассмотрим предлагаемый подход на примере исследования крупно- или полномасштабных (вырождение критерия Рейнольдса) моделей высокоскоростных ВРД, интегрированных с фюзеляжем ГЛА, с целью определения тяги двигателя и его удельного импульса. Выпишем характерные параметры, определяющие рабочие режимы системы стенд — двигатель, которые необходимы для проведения вариантных расчетов остальных параметров и в конечном итоге тяговых показателей двигателя:

- 1) число Маха полета  $M_{\text{п}}$ ;
- 2) статическое давление набегающего потока  $P$  [Па];
- 3) полное давление набегающего потока  $P^*$  [Па];
- 4) статическая температура набегающего потока  $T$  [К];
- 5) полная температура набегающего потока  $T^*$  [К];
- 6) физическая энтальпия набегающего по-

тока  $H_{\text{ф}}(T) = \int_{T_0}^T c_p(T) dT$  [Дж/кг], где  $c_p$  — теплоемкость газа при постоянном давлении, в качестве начальной температуры взято  $T_0 = 298$  К [5];

7) полная физическая энтальпия набегающего потока  $H_{\text{ф}}^*(T) = H_{\text{ф}}(T) + V^2/2$  [Дж/кг], где  $V$  — скорость газа;

8) скоростной напор набегающего потока  $q = \rho V^2/2$  [Па], где  $\rho$  — плотность газа;

9) массовый расход через входное устройство  $G$  [кг/с].

Большая часть характерных параметров не может быть одновременно выдержана ввиду их несовместимости, что обусловлено различием

ем показателей адиабаты  $\gamma$  воздуха и газовой смеси.

Анализ различных комбинаций одновременно воспроизводимых характерных параметров 1–9 показывает, что для описания состояния движущегося газа требуется три параметра: два термодинамических и один характеризующий скорость потока. Например, к двум статическим параметрам необходимо добавить либо один параметр торможения, либо скорость потока, либо число Маха. Были исключены заведомо неприемлемые варианты моделирования, в частности, случаи, где существенно изменяется структура обтекания носовой части летательного аппарата. Такое изменение обтекания неизбежно приводит к сильному изменению параметров потока на входе в двигатель и, соответственно, основных характеристик двигателя. Картина обтекания изменяется, например, если вместо безразмерной скорости  $M_{\text{п}}$  сохранять другую безразмерную скорость — приведенную скорость потока  $\lambda$ .

При числах Маха в диапазоне  $M_{\text{п}} = 5 \div 7$  параметр  $\gamma$  слабо влияет на волновую картину обтекания ГЛА и практически не влияет на захватываемый входным устройством расход воздуха (рис. 1). В данной работе расчет проводился для чисел Маха полета  $M_{\text{п}} = 6$  и чисел Маха на срезе стендового сопла  $M_{\text{мод}} = M_{\text{п}} = 6$ .

В результате осталось семь комбинаций характерных параметров, которые точно воспроизводятся на стенде.

Вариант 1: полетное число Маха  $M_{\text{п}}$ , полная температура  $T^*$  и скоростной напор  $q$ .

Вариант 2: полетное число Маха  $M_{\text{п}}$ , полная температура  $T^*$  и массовый расход  $G$ .

Вариант 3: полетное число Маха  $M_{\text{п}}$ , полная температура  $T^*$  и полное давление  $P^*$ .

Вариант 4: полетное число Маха  $M_{\text{п}}$ , скоростной напор  $q$  и полная физическая энтальпия

$H_{\text{ф}}^*$ .

Вариант 5: полетное число Маха  $M_{\text{п}}$ , массовый расход  $G$  и полная физическая энтальпия  $H_{\text{ф}}^*$ .

Вариант 6: полетное число Маха  $M_{\text{п}}$ , полное давление  $P^*$  и полная физическая энтальпия  $H_{\text{ф}}^*$ .

Вариант 7: полетное число Маха  $M_{\text{п}}$ , массовый расход  $G$  и физическая энтальпия  $H_{\text{ф}}$ .

Были также проверены комбинации, где не воспроизводится точно полетное число Маха ( $M_{\text{мод}} \neq M_{\text{п}}$ ). Но в случаях, когда сохранялись одновременно значения полной и статической температуры и какой-нибудь третий параметр, например расход  $G$ , получалось неприемлемо низкое число  $M_{\text{п}}$ , при котором сильно нарушалась структура течения перед входным устройством, и вариант оказывался непригодным. В других случаях обнаружены совпадающие комбинации. Например, при сохранении статической энтальпии, полной физической энтальпии и расхода число  $M_{\text{мод}} = 5.972$  приближалось к натурному  $M_{\text{п}} = 6.0$ , а все остальные параметры практически соответствовали параметрам варианта 5. При этом рассчитанная относительная разница значений тяги была меньше 0.001, что существенно меньше погрешности измерения. После того как были исключены неприемлемые варианты и совпадающие комбинации, во всех оставшихся вариантах сохранялось полетное число Маха  $M_{\text{п}}$ .

Все расчеты с использованием этих комбинаций параметров проведены в нульмерной (интегральной) постановке задачи для трех характерных сечений проточного тракта двигателя, отмеченных на рис. 2 (выходного сечения сопла, критического сечения сопла, поперечной площади струи набегающего потока на входе во входное устройство). В качестве топлива взят керосин РТ. Расчет огневого нагрева потока воздуха на стенде выполнен для смеси воздух + метан + кислород. Методика расчета термодинамических свойств продуктов сгорания соответствовала описанной в [6]. Все тер-

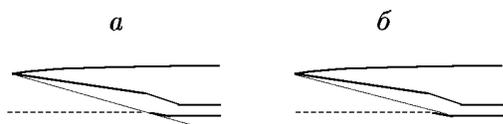


Рис. 1. Изменение картины обтекания носовой части ГЛА при  $M_{\text{мод}} = M_{\text{п}}$  с измененным теплофизическим параметром  $\gamma$ :

*а* — ударная волна на входе во входное устройство при полете в атмосфере, *б* — то же самое на стенде

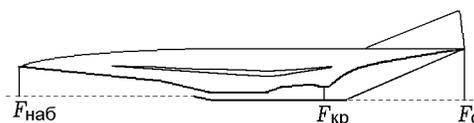


Рис. 2. Схема проточного тракта двигателя с характерными сечениями

Таблица 1  
Относительная разность параметров воздуха и газозвушной смеси  
перед входным устройством

Параметры потока	Вариант расчета						
	1	2	3	4	5	6	7
Число Маха $M_n$	*	*	*	*	*	*	*
Полная температура $T^*$	*	*	*	-0.051	-0.051	-0.051	-0.045
Статическая температура $T$	0.072	0.072	0.072	≤0.01	≤0.01	≤0.01	0.011
Полная энтальпия $H_\Phi^*$	0.081	0.081	0.081	*	*	*	≤0.01
Энтальпия $H_\Phi$	0.209	0.209	0.209	0.030	0.030	0.030	*
Полное давление $P^*$	0.246	0.289	*	0.190	0.191	*	0.203
Скоростной напор $q$	*	0.035	-0.197	*	≤0.01	-0.159	≤ 0.01
Статическое давление $P$	0.012	0.047	-0.187	≤0.01	0.011	-0.150	0.016
Расход газа $G$	-0.034	*	-0.224	≤0.01	*	-0.161	*
Скорость потока $V$	0.023	0.023	0.023	≤0.01	≤0.01	≤0.01	≤0.01
Плотность газа $\rho$	-0.065	-0.033	-0.250	≤0.01	≤0.01	-0.161	≤0.01
Импульс потока $I$	≤0.01	0.034	-0.197	≤ 0.01	≤ 0.01	-0.159	≤ 0.01

Примечание. \* — параметры, которые воспроизводятся точно.

Таблица 2  
Относительная разность параметров воздуха и газозвушной смеси  
в критическом сечении камеры сгорания

Параметры потока	Вариант расчета						
	1	2	3	4	5	6	7
Число Маха $M$	*	*	*	*	*	*	*
Полная температура $T^*$	-0.037	-0.037	-0.043	-0.044	-0.044	-0.048	-0.043
Статическая температура $T$	-0.032	-0.031	-0.037	-0.040	-0.040	-0.048	-0.038
Полная энтальпия $H_\Phi^*$	0.029	0.029	0.029	≤0.01	≤0.01	≤0.01	≤0.01
Энтальпия $H_\Phi$	0.036	0.036	0.036	≤0.01	≤0.01	≤0.01	≤0.01
Полное давление $P^*$	-0.043	≤0.01	≤0.01	≤0.01	≤0.01	-0.175	-0.015
Статическое давление $P$	-0.039	≤0.01	≤0.01	≤0.01	≤0.01	-0.172	-0.012
Скоростной напор $q$	-0.050	-0.016	-0.239	-0.022	-0.021	-0.180	-0.021
Расход (газ + топливо) $G$	-0.034	*	-0.224	≤0.01	*	-0.016	*
Скорость потока $V$	-0.016	-0.016	-0.019	-0.021	-0.021	-0.023	-0.021
Плотность газа $\rho$	-0.017	0.016	-0.209	0.021	0.022	-0.141	0.021

Примечание. \* — параметры, которые воспроизводятся точно.

динамические параметры считались равновесными.

Коэффициент избытка окислителя при сгорании метана в огневом подогревателе стен-

да менялся в разных вариантах испытаний в диапазоне  $2.69 \div 2.83$ . Массовые доли основных продуктов сгорания в рабочем газе  $\nu_{CO_2} = 0.090 \div 0.094$  и  $\nu_{H_2O} = 0.073 \div 0.077$ . Для всех

Таблица 3

Относительная разность параметров воздуха и газовой смеси  
в выходном сечении сопла (равновесное расширение)

Параметры потока	Вариант расчета						
	1	2	3	4	5	6	7
Число Маха $M$	$\leq 0.01$	$\leq 0.01$	$\leq 0.01$	$\leq 0.01$	$\leq 0.01$	$\leq 0.01$	$\leq 0.01$
Полная температура $T^*$	-0.037	-0.037	-0.043	-0.044	-0.044	-0.048	-0.043
Статическая температура $T$	0.020	0.020	0.023	-0.012	-0.012	$\leq 0.01$	$\leq 0.01$
Полная энтальпия $H_\Phi^*$	0.029	0.029	0.029	$\leq 0.01$	$\leq 0.01$	$\leq 0.01$	$\leq 0.01$
Энтальпия $H_\Phi$	0.091	0.091	0.095	0.042	0.042	0.045	0.048
Полное давление $P^*$	-0.043	$\leq 0.01$	-0.234	-0.017	-0.016	-0.175	-0.015
Статическое давление $P$	$\leq 0.01$	0.039	-0.190	0.012	0.012	-0.147	0.016
Скоростной напор $q$	-0.044	$\leq 0.01$	-0.233	-0.018	-0.016	-0.175	-0.016
Расход (газ + топливо) $G$	-0.034	*	-0.224	$\leq 0.01$	*	-0.016	*
Скорость потока $V$	$\leq 0.01$	$\leq 0.01$	-0.012	-0.016	-0.016	-0.018	-0.016
Плотность газа $\rho$	-0.024	$\leq 0.01$	-0.215	0.016	0.017	-0.145	0.016
Импульс потока $I$	-0.039	$\leq 0.01$	-0.229	-0.015	-0.014	-0.173	-0.013

Примечание. \* — параметры, которые воспроизводятся точно.

вариантов коэффициент избытка окислителя в камере сгорания испытываемого двигателя принимался равным  $\alpha = 0.9$ .

Результаты расчетов приведены в табл. 1–3 в виде относительных разностей параметров воздуха и рабочего тела (газовоздушной смеси), которые вычислялись по формуле

$$\delta = (X_{см} - X_B)/X_B,$$

где  $X_{см}$  — параметр газовой смеси (рабочего тела),  $X_B$  — параметр чистого воздуха. Случаи, когда модуль относительной разности не превышал 1 %, т. е.  $|\delta| \leq 0.01$ , указаны в таблицах.

В качестве целевого параметра для сравнения вариантов выбрана внутренняя тяга двигателя и рассчитанный по ней удельный импульс тяги. Внутреннюю тягу двигателя рассчитывали как разность импульсов потока на выходе из сопла и на входе во входное устройство:

$$R_{вн} = [G_c V_c + P_c F_c] - [G_B V_{наб} + P_{наб} F_{наб}],$$

где  $G_c$ ,  $V_c$ ,  $P_c$  — расход, скорость и давление потока в выходном сечении сопла;  $F_c$  — площадь выходного сечения сопла;  $G_B$ ,  $V_{наб}$ ,

$P_{наб}$  — параметры набегающего потока воздуха перед входным устройством;  $F_{наб}$  — поперечная площадь струи набегающего потока перед входным устройством (см. рис. 2). Относительную внутреннюю тягу для  $i$ -го варианта находили по формуле  $R_{отн(i)} = R_{вн(i)}/R_B$ , где  $R_B$  — тяга двигателя на чистом воздухе.

Удельный импульс вычисляли как  $I_{уд} = R_{вн}/G_T$ , где  $G_T$  — массовый расход топлива, а относительный удельный импульс для  $i$ -го варианта — по формуле  $I_{отн(i)} = I_{уд(i)}/I_B$ , где  $I_B$  — удельный импульс двигателя на чистом воздухе.

Известно, что при разгоне потока до заданного числа Маха для загрязненного и для чистого воздуха требуются сопла разной геометрии. Поскольку теплофизические свойства рабочего тела стенда в разных вариантах моделирования различны, то в идеальном случае для каждого варианта необходимо свое разгонное сопло.

Заслуживает отдельного изучения вопрос о том, существенно ли будут изменяться параметры моделируемого потока в случае, если разные варианты моделировать с помощью одного сопла, насколько такое моделирование достоверно и каким минимальным количеством

Таблица 4

Относительные внутренняя тяга, удельный импульс ВРД и массовый расход

Параметр	Вариант расчета						
	1	2	3	4	5	6	7
Внутренняя тяга $R_{отн}$	0.862	0.892	0.689	0.949	0.949	0.794	0.942
Удельный импульс $I_{отн}$	0.892	0.892	0.885	0.949	0.949	0.945	0.942
Расход $G_{отн}$	0.966	1.0	0.776	0.999	1.0	0.839	1.0

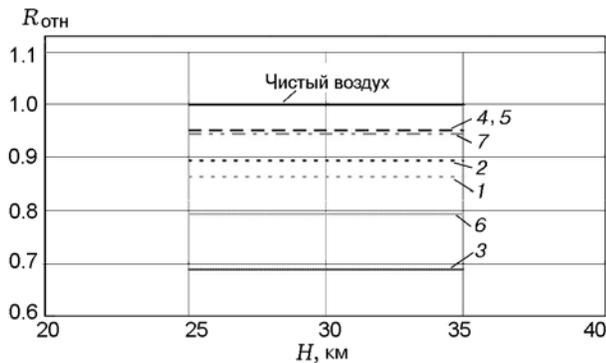


Рис. 3. Относительная внутренняя тяга на разной высоте полета:

номера линий соответствуют вариантам расчета в табл. 4

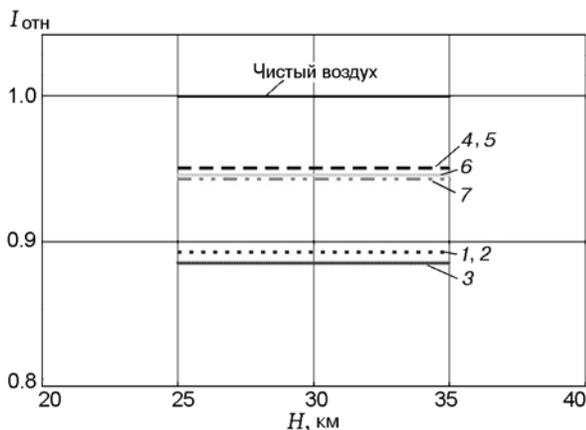


Рис. 4. Относительный удельный импульс на разной высоте полета:

номера линий соответствуют вариантам расчета в табл. 4

разгонных сопел можно обойтись.

Полученные значения относительной тяги и относительного удельного импульса для всех вариантов представлены в табл. 4 и на рис. 3, 4 в зависимости от высоты полета  $H$ .

Следует отметить, что в зарубежной печати есть работы, в которых говорится о влия-

нии огневого подогрева на параметры потока и о связанном с этим несоответствии характеристик двигателей, работающих на чистом и на загрязненном воздухе [7–13]. В США и Японии выполнены сравнительные экспериментальные исследования. Сравнение характеристик оказалось возможным благодаря тому, что в этих странах имеются стенды, рабочим телом которых является чистый воздух с параметрами, соответствующими полетным условиям ( $M_{п} = 6$ ). Характеристики двигателя, полученные на чистом воздухе, затем сравнивались с характеристиками того же двигателя, работающего на воздухе с примесями продуктов сгорания от огневого подогревателя. Но все известные работы по данной теме, как расчетные, так и экспериментальные, как правило, ограничиваются одним или двумя вариантами. Авторам не встречались работы, в которых были бы изучены все возможные комбинации моделирования высокоскоростного потока.

Полученные результаты позволяют сделать ряд выводов.

1. Во всех семи вариантах воспроизведения характерных параметров на стендах с огневым подогревом рабочего тела стендовая тяга и удельный импульс оказались меньше их натуральных значений.

2. Для испытания входных устройств на стендах с огневым подогревом рабочего тела наиболее близки к натурным условиям варианты 4 (точно воспроизводятся число Маха, полная физическая энтальпия и скоростной напор) и 5 (точно воспроизводятся число Маха, полная физическая энтальпия и расход).

3. На стендах с огневым подогревом рабочего тела невозможно одновременно воспроизвести полную и статическую температуры потока. Это связано с тем, что при высокой температуре теплоемкость загрязненного воздуха существенно выше, чем у чистого воздуха. По этой же причине для стендовой смеси темпера-

тура потока в критическом сечении всегда ниже, чем для чистого воздуха, при одинаковом подводе тепла. Во всех вариантах рассматриваемого режима эта разница  $\approx 4\%$ .

4. Для реализации термодинамических процессов в камере сгорания и сопле наиболее близко моделируют условия полета варианты 2 (точно воспроизводятся число Маха, полная температура и расход), 4 (точно воспроизводятся число Маха, полная физическая энтальпия и скоростной напор) и 5 (точно воспроизводятся число Маха, полная физическая энтальпия и расход).

5. Тяга двигателя, наиболее близкая к полетной, получена в вариантах 4 (точно моделируются число Маха, полная физическая энтальпия и скоростной напор) и 5 (точно моделируются число Маха, полная физическая энтальпия и расход).

6. Относительный удельный импульс двигателя в рамках проведенных исследований не зависит от давления среды и, следовательно, от высоты полета.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Карман Т. Основные уравнения аэротермохимии // Вопросы горения ракетных топлив. — М.: Изд-во иностр. лит., 1969.
2. Дьяконов Г. К. Вопросы теории подобия в области физико-химических процессов. — М.: Изд-во АН СССР, 1956.
3. Алексеев Б. В., Гришин А. М. Физическая газодинамика реагирующих сред. — М.: Высш. шк., 1985.
4. Александров В. Ю., Прохоров А. Н. и др. Наземные исследования гиперзвуковых двигателей и их элементов // ЦИАМ. Научный вклад в создание авиационных двигателей. — М.: Машиностроение, 2000.
5. Термодинамические свойства индивидуальных веществ: справ. изд. в 4 т. / под ред. В. П. Глушко. — М.: Наука, 1978.
6. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: справочник в 5 т. / под ред. В. П. Глушко. — М.: АН СССР, ВИНТИ, 1971.
7. Edelman R. B., Spadaccini L. J. Theoretical effects of vitiated air contamination on ground testing of hypersonic airbreathing engines // J. Spacecraft and Rockets. — 1969. — V. 6, N 12.
8. Wayne R. G., Clayton R. R., Puster R. L., Rock K. E., Diskin G. S. The NASA langley scramjet test complex // AIAA Paper 96-3243.
9. Mitani T., Hirava T., et al. Comparison of scramjet engine performance in mach 6 vitiated and storage-heated air // J. Propulsion and Power. — 1997. — V. 13, N 5.
10. Tirres C., Bradly M., et al. A flow quality analysis for future hypersonic test // AIAA Paper 2002-2706.
11. Pellet G. L., Bruno C., Chinitz W. Review of air vitiation effects on scramjet ignition and flameholding combustion processes // AIAA Paper 2002-3880.
12. McDaniel J. C., Krauss R. H., et al. Test gas vitiation effects in a dual-mode combustor // AIAA Paper 2003-6960.
13. Tomioka S., Hiraiva T., et al. Vitiation effects on scramjet engine performance in mach flight conditions // J. Propulsion and Power. — 2007. — V. 23, N 4.

*Поступила в редакцию 13/II 2013 г.,  
в окончательном варианте — 20/V 2013 г.*