

УДК 533.6.011.5,533.6.72

## РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРЕДИНЖЕКЦИИ ТОПЛИВА ВО ВХОДНОМ УСТРОЙСТВЕ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ВРД

В. А. Виноградов, А. Ю. Макаров, И. В. Потехина, В. А. Степанов

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

Проведено расчетное исследование воздействия предварительной инжекции (прединжекции) газа (подогретого воздуха, метана и этилена) перед входом высокоскоростного воздухозаборника пространственной конфигурации в условиях обтекания его сверхзвуковым потоком с числами Маха  $M_\infty = 2 \div 4$ , температурой торможения  $T^* = 300$  К и расходами инжектируемого газа, соответствующими  $0 \div 6$  % расхода воздуха через воздухозаборник. Газ инжектировался через отверстия, расположенные за торцами пилонов, установленных перед входом воздухозаборника. Расчет выполнен с использованием программного пакета ESI-FASTRAN, позволяющего рассчитывать пространственные вязкие трехмерные турбулентные течения газа в процессе установления по времени с использованием осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса. Экспериментальное исследование прединжекции проведено на маломасштабной и крупномасштабной моделях входных устройств при  $M_\infty = 3 \div 4$  и 6, подтверждено ее положительное влияние на устойчивое (без срывов) торможение набегающего потока при массоподводе и на инициирование воспламенения и стабильное горение в камере сгорания.

Ключевые слова: высокоскоростной воздухозаборник, инжекция топлива, интенсификация смешения.

DOI 10.15372/FGV20170505

### ВВЕДЕНИЕ

Смешение топлива с воздухом до зоны стабилизации горения в значительной степени определяет эффективность рабочего процесса и тяговые характеристики высокоскоростных воздушно-реактивных двигателей (ВРД). Эта проблема важна для двигателей, работающих на водороде, и тем более актуальна при использовании газообразных и жидких углеводородных топлив из-за роста влияния химической кинетики на горение и время испарения в случае жидких топлив.

К настоящему времени изучены различные способы инжекции топлива [1–4], каждый из которых по-разному улучшает качество смешения в исследованных модельных камерах сгорания (КС). Основной принцип интенсификации смешения в коротких КС сводится к образованию вихревых структур или зон рециркуляции в потоке [5]. Однако это может повысить потери импульса и полного давления в топливовоздушной смеси. Увеличение длины КС для улучшения смешения также ведет к росту потерь на трение, к дополнительным тре-

бованиям к охлаждению конструкции и увеличению ее массы.

В типичных схемах смесеобразования в сверхзвуковых КС используются нормальный или под углом к поверхности подвод топлива, спутный подвод топлива в донной области пилонна или с уступа на стенке либо их комбинации [6].

Однако подвод со стенки требует большого давления подачи для обеспечения требуемой дальности, а подвод с пилонна сопровождается дополнительными потерями полного давления и конструктивной сложностью внутренних каналов и системы охлаждения конструкции пилонна. Некоторые схемы, интенсифицирующие смешение, предполагают трансформацию части продольного импульса потока в поперечный с образованием вихревых структур. Примером является стреловидный клин-инжектор с подачей топлива в его донной части, устанавливаемый на стенке, обтекаемой потоком с образованием вихрей, интенсифицирующих смешение, и слабых скачков уплотнения. В то же время при традиционной (нормальной) подаче топлива из отверстия на стенке образуются ударные волны и вихри, приво-

дящие к большим потерям полного давления. Подвод топлива под углом к стенке несколько уменьшает эти потери. При спутной подаче эффективность смещения меньше, так как длина смещения возрастает в 2–3 раза по сравнению с нормальной подачей.

В случае применения жидкого углеводородного топлива, например керосина, требуется еще большая длина смещения. В малогабаритных гиперзвуковых летательных аппаратах (ЛА) при скорости полета  $M_\infty < 8$  применение жидких топлив обещает технологические, экономические и эксплуатационные преимущества по сравнению с ЛА, использующими водород. Однако многостадийные физико-химические процессы при сжигании жидких топлив, вкупе с малым временем пребывания топлива в тракте двигателя, увеличивают требования к скорости смещения. Если выбранное топливо использовать при сверхкритических параметрах, то дополнительно будет значительно уменьшено время, требуемое для распыла и испарения топлива. Более того, если одновременно будут реализованы процессы химического разложения топлива, то это приведет к образованию активных радикалов и, соответственно, к увеличению скорости химических реакций и уменьшению длины зоны выгорания.

Одним из путей частичного преодоления проблем смещения и уменьшения потерь импульса потока при нормальном или под углом к потоку подводе топлива является инжекция части (а в пределе и всего) топлива (прединжекция) до входа в КС, т. е. в канале воздухозаборника (ВЗ) или с носовой части ЛА с последующим захватом его воздухозаборником.

Более того, прединжекция топлива может вызвать дополнительное торможение потока за счет массоподвода, что в основном обеспечивается поверхностями торможения воздухозаборника, и привести к подогреву топлива энергией воздуха. В то же время прединжекция топлива может улучшить вторичное дробление капель жидкого топлива при взаимодействии с ударными волнами в ВЗ.

Одной из проблем при таком способе топливоподачи является предотвращение распространения горения и повышения давления вверх по потоку во всей области рабочих режимов двигателя, чтобы исключить срыв течения во входном устройстве при взаимодействии с системой скачков уплотнения в ВЗ. Се-

рьезной проблемой является и предотвращение самовоспламенения образовавшейся топливной смеси до входа в ВЗ, т. е. по возможности надо исключить попадание топлива в пограничный слой, температура которого близка к температуре торможения.

В исследованиях, проведенных первоначально в ЦИАМ [7–9], а затем совместно со специалистами университета штата Флорида, США [10–12], получены положительные результаты по прединжекции газообразного и жидкого топлив в воздухозаборниках различных типов и модельных камерах сгорания на присоединенном воздухопроводе. Подробный анализ результатов, полученных авторами настоящей работы, и обзор опубликованных данных в период до 2007 г. представлены в работе [13].

Авторы работ [14–16], основываясь на результатах исследований ЦИАМ, рассмотрели как в расчетном, так и в экспериментальном аспекте тот же принцип и ту же схему прединжекции при подаче газообразного [14, 15] и жидкого [16] топлив в следе за треугольным пилоном в канале изолятора КС. Достоинство этих работ заключается в том, что эффективность смещения была подтверждена результатами измерения концентрации топлива в поле течения методом лазерно-индуцированной флуоресценции (PLIF) в испытаниях на присоединенном воздухопроводе при  $M = 2$  и  $2.5$  [14].

Экспериментальное исследование подачи топлива в пространственном входном устройстве при  $M_\infty = 8$  и анализ возможных тяговых преимуществ по сравнению с традиционной схемой подачи топлива в КС представлены в работах [17, 18]. Несмотря на подачу через отверстия под углом к нижней поверхности входного устройства, прединжекция топлива не вызвала отрыва пограничного слоя и тем более самовоспламенения и горения в канале входного устройства до сечения горла.

Схема предполагаемой прединжекции топлива через отверстия на поверхности ЛА, или ВЗ, или пилонов, установленных на обтекаемых поверхностях, показана на рис. 1 [7, 8]. Наряду с ней, рассматривалась схема прединжекции газа из устройств с инжектором, размещенным перед входным устройством или лобовым ВЗ [19] (рис. 2).

Таким образом, при инжекции топлива во входном устройстве или выше по потоку реализуется более сложная и в то же время более гиб-

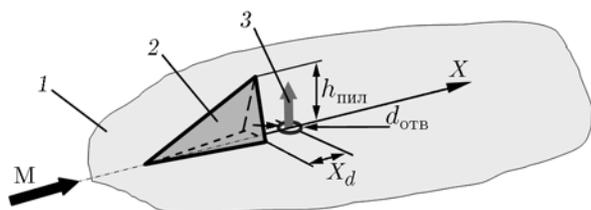


Рис. 1. Схема инжекции газа за донным торцом пилона, обтекаемого сверхзвуковым потоком [7]:

1 — стенка, 2 — пилон, 3 — газовая струя

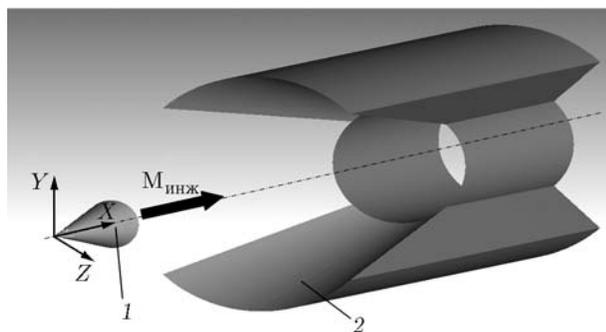


Рис. 2. Схема прединжекции газа перед ВЗ [18]:

1 — инжектор, 2 — воздухозаборник

кая система: входное устройство — изолятор — КС, в которой происходит взаимодействие и смешение топливных струй и воздушного потока. Несмотря на более сложный характер такой системы, ее оптимизация позволяет улучшить смешение, сократить длину изолятора и КС и их массу, уменьшить требования к системе охлаждения и реализовать более гибкую систему регулирования процесса, так как топливо может быть перераспределено между поясом прединжекции и поясами основной подачи топлива непосредственно в КС. Кроме того, возможна подача жидкого и газообразного топлива через различные пояса форсунок.

Принцип прединжекции топлива может быть применен и в пульсирующем детонационном двигателе, поскольку для реализации его преимуществ по сравнению с традиционной схемой процесса на входе в КС требуется гомогенная смесь. Однако до сих пор не предложено эффективных способов получения однородной смеси, особенно в случае, когда на выходе из ВЗ поток неравномерный, а периодический режим подачи топлива осуществляется с помощью клапанов. В случае бесклапан-

ной схемы распределения топлива целью конструктора является такое распределение топлива, которое обеспечило бы оптимальную работу системы. В основном, однако, не удается обеспечить простыми мерами требуемую полноту смешения для генерации эффективной тяги.

## 1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Настоящая работа является продолжением цикла исследований, обоснование и результаты которых представлены в [7] и обзоре [13]. Цель работы:

- получение локальных параметров потока и интегральных характеристик процесса торможения в ВЗ пространственной конфигурации с массоподводом;

- разработка системы инжекции газообразного топлива минимального внешнего сопротивления до входа в ВЗ с последующим его смешением в канале ВЗ при минимальном негативном влиянии на эффективность торможения потока в ВЗ и расходах инжектированного газа, соответствующих коэффициентам избытка топлива  $\phi = 0 \div 0.5$ ;

- расчет эффективности смешения метана и этилена, подаваемых до входа в ВЗ, с потоком подогретого воздуха;

- определение характеристик ВЗ в режимах с массоподводом и без него, а также в режимах с частичным дросселированием течения на основе полученных расчетных и экспериментальных данных по обтеканию ВЗ при  $M = 3 \div 3.5$ .

Рассматривается исходное входное устройство модельного прямоточного ВРД, интегрированное с фюзеляжем высокоскоростного ЛА, включающее в себя восемь изолированных каналов (рис. 3,а). Каждый канал представляет собой отдельный автозапускаемый пространственный ВЗ, обеспечивающий эффективное торможение потока до необходимых параметров.

Размещение входного устройства в носовой части ЛА и его геометрия рассчитывались из условия автозапуска ВЗ в рабочем диапазоне чисел Маха  $M_\infty = 4 \div 6$ . Расчеты также показали, что в диапазоне  $M_\infty = 4 \div 7$  реализуется запуск и эффективное течение с торможением в двигательном модуле, включающем в себя восемь ВЗ. Ширина каждого модуля ВЗ выбрана равной 43 мм. Степень внутреннего геометрического поджатия канала ВЗ в диапазоне  $F_T/F_{06} = 0.65 \div 0.7$  обеспечивает его авто-

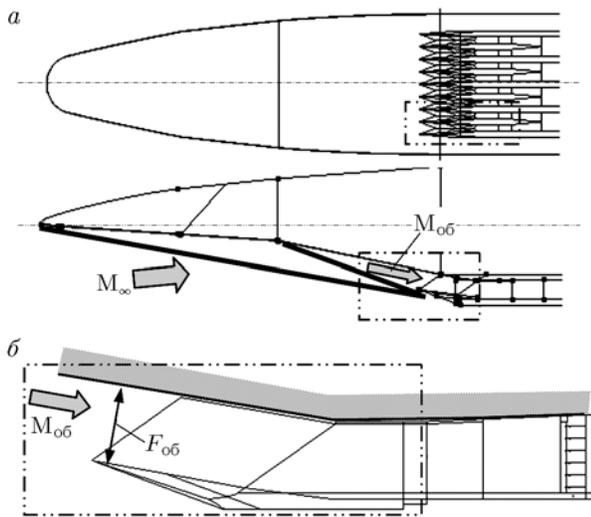


Рис. 3. Схема экспериментального маломасштабного ВЗ, полученного вырезкой из восьмиканального входного устройства (отмечен штрихпунктирной линией):

*a* — вид снизу и сбоку на носовую часть гиперзвукового ЛА и входное устройство, *б* — вид сбоку на маломасштабный двухканальный ВЗ

запуск начиная с  $M_\infty \geq 3.5$ . (Здесь  $F_T$  — площадь горла входного устройства,  $F_{об}$  — площадь канала в сечении передней кромки обечайки.)

Число модулей ВЗ было сокращено в экспериментах до двух, чтобы увеличить размер модели в рамках требований по загрузке рабочей части аэродинамической трубы. Поэтому модельный ВЗ устанавливался на пластину, моделирующую носовую часть ЛА и обтекаемую набегающим потоком с числом Маха  $M_{вх} = M_{об}$  под нулевым углом атаки. Перед одним из ВЗ находились два стреловидных пилона треугольного сечения. Инжектируемый воздух подавался через отверстия на пластине, расположенной за донной частью пилонов.

## 2. РАСЧЕТ ПРЕДИНЖЕКЦИИ ТОПЛИВА В ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ

### 2.1. Метод расчета

Расчетные исследования обтекания как изолированного ВЗ, так и снабженного системой прединжекции газа выполнялись с помощью интегрирования системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса, описывающих пространственные течения вязкого

сжимаемого газа с постоянными теплоемкостями в декартовой системе координат, при использовании пакета FASTRAN [20].

В численной схеме 2-го порядка аппроксимации использовалась технология распада разрыва для вычисления параметров потока на боковых гранях ячеек, которая позволяет получить сходимость решения при наличии сильных градиентов параметров течения. Для описания характеристик турбулентности в разных областях течения использовалась двухпараметрическая  $\kappa$ - $\varepsilon$ -модель турбулентности, предложенная в работе [21].

Для вязкого течения на стенках задавались условия прилипания (вектор скорости на стенке  $q_w = 0$ ). Параметры на стенке определялись с использованием «закона стенки» для турбулентных течений. На левой границе расчетной области (вход в канал) задавались давление, температура, вектор абсолютной скорости (ее модуль и направление), энергия турбулентности  $\kappa$  и скорость диссипации  $\varepsilon$ . В качестве начальных условий для всех областей течения воздуха задавались параметры невозмущенного потока. На входе в канал подачи топлива задавались параметры топлива с требуемым расходом и давлением подачи. На выходе из расчетной области задавалось граничное условие в виде значения статического давления, изменением которого моделировались различные возникающие в канале двигателя режимы с дросселированием течения. Задача решалась на регулярной сетке из прямоугольных ячеек общим количеством до  $\approx 10^7$ , адаптированной для расчета вязких пристеночных слоев с более высоким разрешением пограничного слоя и с достаточной густотой сетки вблизи пилон и отверстия. Вся расчетная область разбивалась на подобласти в зависимости от особенностей течения.

Систему осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса решали в процессе установления по времени параметров течения во всех областях при заданных граничных и начальных условиях. Интегрирование по времени выполнялось по неявной схеме, и на каждом шаге решение находилось с помощью метода установления параметров течения.

Коэффициент полного давления  $\sigma$  определялся как отношение осредненного по площади полного давления в произвольном сечении к полному давлению на входе в канал. Коэффициент полноты смешения определялся по со-

отношению  $\eta = 1 - \sqrt{\Sigma(C_i - C_{cp})^2 / C_{cp}}$ , где  $C_i$  и  $C_{cp}$  — соответственно локальная и средняя по расходу массовая концентрация топлива,  $C_{cp} = \Sigma C_i dG / \Sigma dG$ . Коэффициент избытка топлива вычислялся по соотношению  $\phi = L_0(G_T / G_{возд})$ , где  $L_0$  — стехиометрический коэффициент для рассматриваемой топливовоздушной смеси,  $G_T$ ,  $G_{возд}$  — расходы топлива и воздуха. В нашем случае для газообразного углеводородного топлива  $L_0 = 15$ .

## 2.2. Инжекция топлива в изолированном канале

Предварительно рассматривались модельные задачи о смешении низконапорной струи воздуха, подаваемой через отверстие диаметром  $d$  в следе за торцом стреловидного пилона (или нескольких пилонов), установленного в каналах постоянного и переменного сечения (с поджатием), со сверхзвуковой скоростью воздуха на входе  $M_{вх} = 2 \div 4$ .

Модельные варианты размещения пилонов (рис. 4) рассматривались и для реальных схем прединжекции топлива. Степень загромождения канала единичным пилоном  $F_{пил} / F_{канал}$  составляла 2.5 %, что позволяет прогнозировать минимальные волновые потери, а при установке нескольких пилонов (рис. 5, б, в) — их малое взаимовлияние друг на друга и слабое дросселирование течения в канале. В последнем случае загромождение может быть уменьшено установкой пилонов со смещением их по длине относительно друг друга. Применение этих принципов успешно продемонстрировано в работах [6–8].

В результате расчетов инжекции в канале

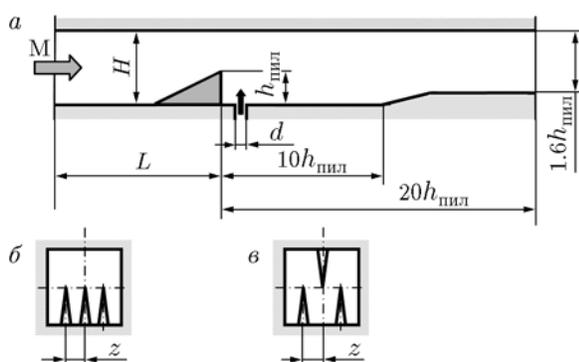


Рис. 4. Схема канала с тремя пилонами:

$a$  — канал,  $б, в$  — положения пилонов;  $h_{пил} = 30$  мм,  $d = 2$  мм,  $H = 2h_{пил} = 60$  мм,  $z = 18$  мм,  $L = 100$  мм

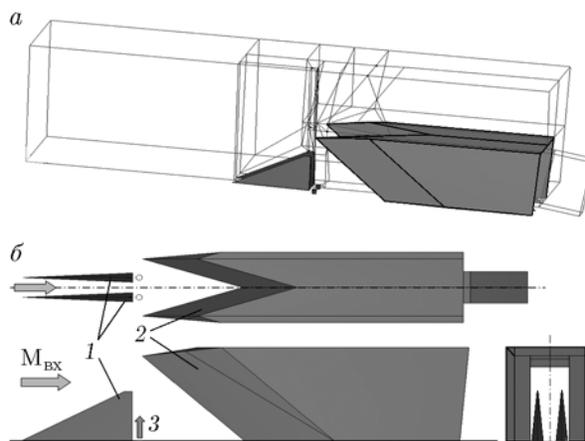


Рис. 5. Схема расчетной области (а) и математическая модель воздухозаборника с двумя установленными перед ним пилонами и инжекторами (б):

1 — пилоны, 2 — клинья сжатия, 3 — газовая струя

получено:

- 1) инжекция газа за тонким стреловидным пилоном с  $F_{пил} / F_{канал} = 0.025$  обеспечивает дальнобойность струи (высоту его верхней границы), равную или превышающую высоту пилон на  $5 \div 10$  %;
- 2) потери полного давления, обусловленные сопротивлением пилон и возникающей системой скачков уплотнения, возрастают по длине канала и при повышении скорости потока с  $M = 2$  до 4 на длине  $X/d \approx 200$  соответствуют значениям коэффициента полного давления  $\sigma = 0.75 \div 0.55$ ;
- 3) массоподвод, соответствующий значениям  $\phi = 0.05 \div 0.1$  (в предположении замены воздуха газообразным углеводородным топливом с  $L_0 = 15$ ), увеличивает потери полного давления в канале на  $3 \div 5$  % по сравнению со случаем без массоподвода;
- 4) полнота смешения в выходном сечении канала на расстояниях  $X/d \approx 200$  достигает значений  $\eta = 0.65 \div 0.9$ ; с ростом числа Маха с 2 до 4 полнота смешения уменьшается в 1.5–2 раза.

## 2.3. Инжекция топлива перед входом воздухозаборника

Основной задачей было исследование смешения газа, инжектированного до входа в ВЗ, и подтверждение преимуществ, обеспечиваемых такой схемой подачи топлива. Поэтому были

Таблица 1

Влияние прединжекции метана на характеристики воздухозаборника

$p_T$ , кПа	$G_\infty$ , кг/с	$G_T$ , кг/с	$\sigma$	$\sigma_{G_T}/\sigma_{G_T=0}$	$\eta$	$\phi$	$\varphi$	$G_{T,удал}$ , кг/с	$G_{T,удал}/G_T$
$M_\infty = 3.4$									
0	0.207	0	0.5305	1	0	0	0.937	0	0
100	0.207	0.0015	0.5105	0.9623	0.9810	0.111	0.934	$6.8 \cdot 10^{-10}$	$4.45 \cdot 10^{-7}$
200	0.207	0.0031	0.4296	0.8098	0.9663	0.222	0.910	$4.1 \cdot 10^{-9}$	$1.3 \cdot 10^{-6}$
300	0.207	0.0046	0.3768	0.7103	0.9493	0.334	0.934	$7.8 \cdot 10^{-8}$	$1.7 \cdot 10^{-5}$
$M_\infty = 3.0$									
0	0.302	0	0.5812	1	—	—	0.941	0	0
100	0.302	0.0015	0.5931	1.0204	0.9874	0.076	0.925	$6.1 \cdot 10^{-15}$	$3.99 \cdot 10^{-12}$
200	0.302	0.0030	0.5605	0.9644	0.9789	0.152	0.905	$3.1 \cdot 10^{-13}$	$1.0 \cdot 10^{-10}$
300	0.302	0.0046	0.5252	0.9036	0.9685	0.229	0.885	$1.9 \cdot 10^{-10}$	$4.03 \cdot 10^{-10}$

проведены расчеты прединжекции газообразных компонентов (метана и этилена) за двумя пилонами, установленными перед трехмерным ВЗ, с расходами, соответствующими значениям  $\phi = 0 \div 0.5$  (рис. 5). Упрощенная схема расчетной области для течения в ВЗ, показанном на рис. 3,б, представлена на рис. 5,а. Геометрия расчетной области и параметры воздушного потока и вдуваемой струи топлива соответствовали экспериментальной модели и условиям испытания в аэродинамической трубе УВ-16 ЦИАМ.

Результаты расчетов представлены в табл. 1.

Анализ полученных распределений параметров потока в поле течения в ВЗ: чисел Маха, концентрации топлива (рис. 6–8), коэффициента полного давления  $\sigma$  (рис. 9), при  $M = M_{вх} = 3$  и 3.4 и переменном давлении подачи метана  $p_T$  показал:

- 1) течение в рассматриваемой области при расположении пилонов до входа в ВЗ и массоподводе за ними существенно-пространственное;
- 2) скорость потока в значительной части течения сверхзвуковая с дозвуковыми областями в зоне подачи инжектируемого газа, т. е. в донной области за пилонами; струя топлива «преломляется» на скачках уплотнения, инициированных поверхностями торможения ВЗ, в соответствии с вектором локальной скорости;
- 3) линии тока инжектированной струи топлива, идущие из отверстия, сосредоточены в основном в середине канала, что дополнительно

свидетельствует в пользу возможности инжектирования топлива перед ВЗ, что позволит улучшить смешение и безопасность процесса (предотвращение самовоспламенения), так как в ядре потока статические температуры значительно ниже значений вблизи стенки;

4) распределения чисел Маха и концентрация метана во входном сечении ВЗ  $X = 0.327$  м и в выходном сечении (горло)  $X = 0.489$  м, а также по длине канала свидетельствуют об интенсивном перемешивании подаваемого топлива в тракте ВЗ;

5) выбранное расположение пилонов предопределило захват воздухозаборником практически всего инжектированного перед ним топлива; относительный расход топлива, перепускаемого наружу ( $G_{T,удал}$ ) в случае изолированного ВЗ, составляет  $G_{T,удал}/G_T = (0.05 \div 1) \cdot 10^{-5}$ . В случае же входного устройства, включающего в себя несколько рассмотренных ВЗ, потери топлива будут только в периферийных ВЗ;

6) согласно данным расчета полнота смешения в выходном сечении ВЗ при  $M = 3$  достигает значений  $\eta = 0.97 \div 0.99$ , а при  $M = 3.4$  — соответственно  $\eta = 0.95 \div 0.98$ ;

7) при обтекании пилонa и подводе массы изменяется течение перед входом ВЗ и с ростом расхода подводимого топлива ( $\phi$ ) коэффициент расхода ВЗ ( $\varphi$ ) уменьшается. Кроме того, увеличиваются потери полного давления, вызванные смешением;

8) подведенное топливо практически всё располагается в ядре потока, а его концентрация

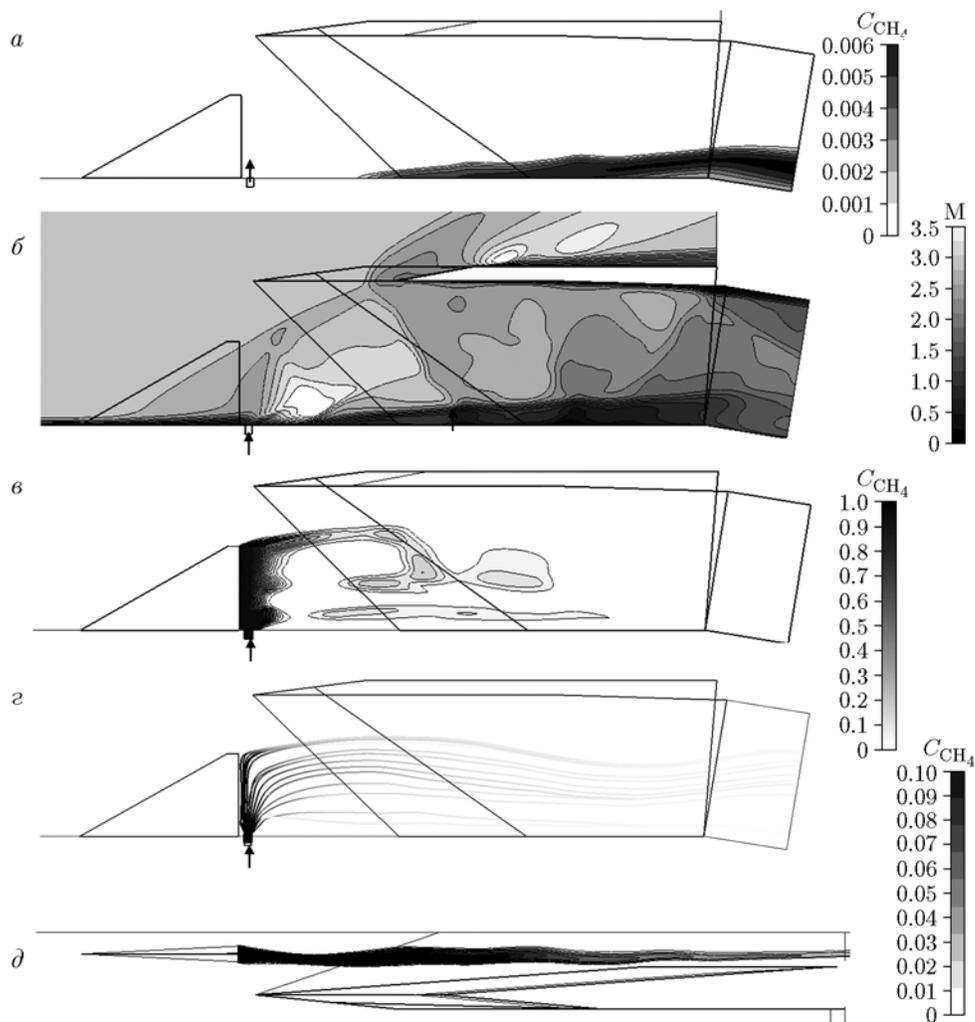


Рис. 6. Распределения параметров течения по длине воздухозаборника с инъекцией метана при  $M_\infty = 3$ ,  $T_\infty^* = 300$  К,  $p_\tau^* = 300$  кПа,  $T_\tau^* = 500$  К,  $\phi = 0.076$ :

*a* — концентрация  $\text{CH}_4$  в плоскости симметрии ВЗ, *б* — числа Маха в плоскости симметрии ВЗ, *в* — концентрация  $\text{CH}_4$  в плоскости симметрии пилона, *г* — линии тока (концентрация  $\text{CH}_4$ ) в плоскости симметрии пилона, *д* — концентрация метана в плоскости  $XOZ$  ( $y/H_{\text{ВЗ}} = 0.25$ )

вблизи стенок не превышает значений  $C_{\text{CH}_4} = (1 \div 4) \cdot 10^{-7}$ ;

9) с ростом расхода инжектируемого метана скорость потока в сечении выхода уменьшается, но остается сверхзвуковой для большей части сечения. В верхней части сечения в потоке образуются большие дозвуковые зоны, вызванные массоподводом и торможением потока при смешении.

Для определения влияния типа топлива прединжекции на характеристики ВЗ, интегрированного с носовой частью ЛА (см. рис. 3, *a*), были выполнены расчеты для метана и этилена с расходами, соответствующими  $\phi =$

$0 \div 0.5$ , при скорости обтекания ЛА  $M_\infty = 6$  и угле атаки  $\alpha = 4^\circ$ . Результаты представлены в табл. 2. Отметим некоторые из них:

- 1) установка пилонов перед ВЗ для прединжекции топлива (без подачи газа) вызвала увеличение потерь полного давления в ВЗ на  $\approx 10\%$ , тогда как уменьшение коэффициента расхода ВЗ ( $\varphi$ ) не превысило  $1\%$ ;
- 2) суммарные потери полного давления в ВЗ, вызванные торможением и смешением, при прединжекции метана возрастают на  $34 \div 40\%$ , при прединжекции этилена — на  $18 \div 24\%$ ;
- 3) прединжекция топлива из-за перестройки течения перед входом ВЗ вызывает уменьше-

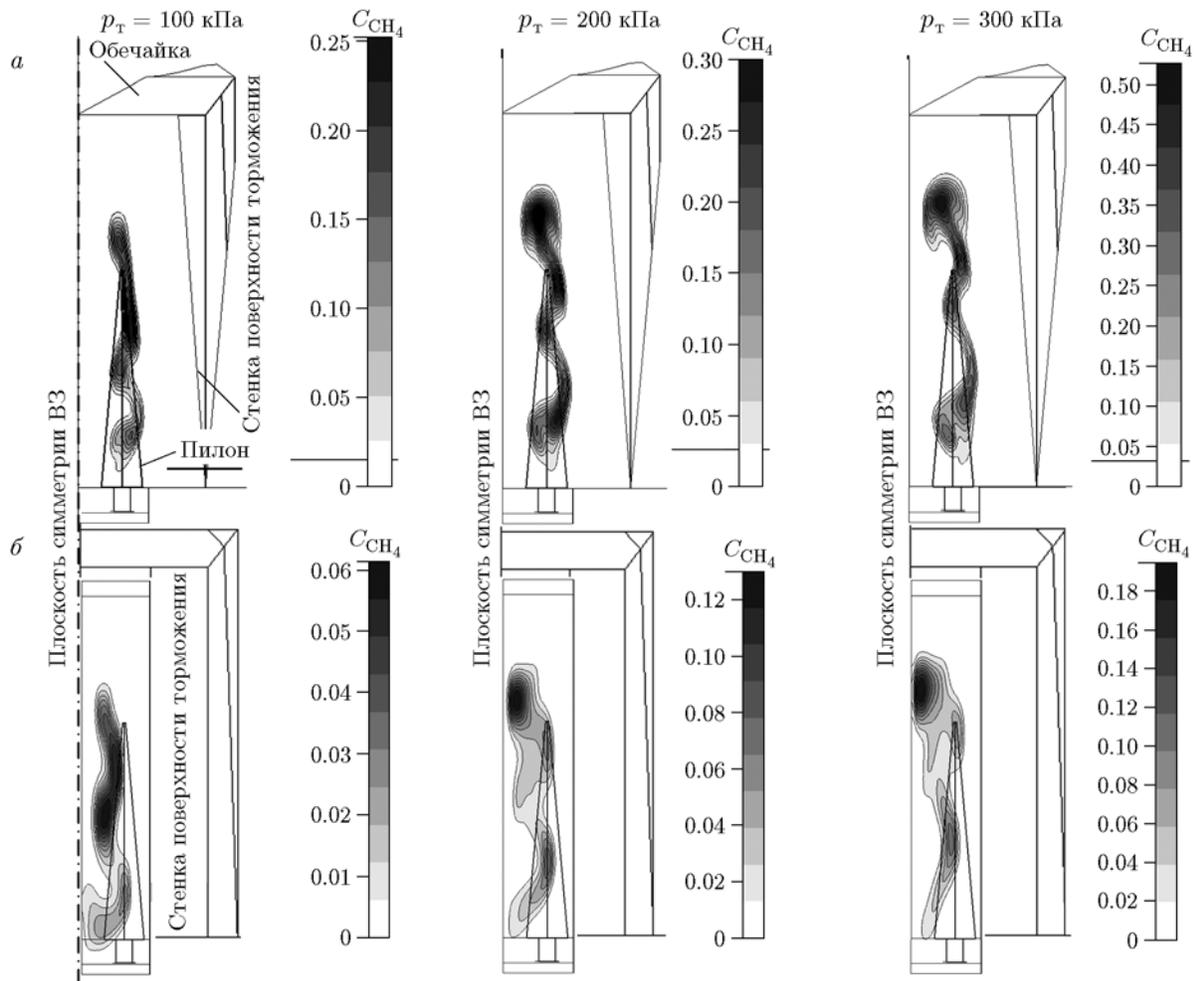


Рис. 7. Распределение концентрации метана в поперечных сечениях канала воздухозаборника при  $M_\infty = 3$  и различных давлениях его подачи:

*a* —  $X = 0.327$  м (сечение входа ВЗ), *б* —  $X = 0.489$  м (сечение горла)

ние расхода захватываемого воздухозаборником воздуха на  $8 \div 10$  % по сравнению с исходным случаем;

4) полнота смешения воздуха как с метаном, так и с этиленом в сечении горла ВЗ достигает значений  $\eta = 0.9 \div 0.955$  при расходах топлива, соответствующих  $\phi = 0.3 \div 0.5$ ; при использовании этилена значения  $\eta$  на  $4 \div 5$  % больше, чем для метана.

Полученные данные по смешению метана позволяют оценить риск самовоспламенения топливной смеси в канале ВЗ. В результате расчета инъекции метана при  $\phi = 0.5$  в ВЗ при параметрах потока, соответствующих предполагаемым испытаниям при  $M_\infty = 6$  и  $T_\infty^* = 1700$  К, получены следующие параметры метановоздушной смеси в выходном сечении ВЗ: скорость  $u = 1300 \div 1800$  м/с, темпе-

ратура  $T = 900 \div 1000$  К, массовая концентрация метана в ядре потока  $C_{\text{CH}_4} = 0.025 \div 0.03$ . Сравнимая время пребывания осредненного объема газа в тракте ВЗ  $\tau_0 = L_{\text{ВЗ}}/u = (0.2 \div 0.3) \cdot 10^{-3}$  с с временем задержки воспламенения метановоздушной смеси  $\tau_{\text{инд}} = (1 \div 10) \cdot 10^{-1}$  с [22], можно сделать вывод о невозможности самовоспламенения метановоздушной смеси в тракте ВЗ на длине  $L_{\text{ВЗ}} \approx 0.5$  м от места инъекции до сечения горла ВЗ. Даже если в качестве топлива взять этилен ( $\tau_{\text{инд}} = (2 \div 10) \cdot 10^{-3}$  с), вероятность воспламенения смеси этилена с воздухом в ядре потока ( $\tau_{\text{инд}}/\tau_0 < 1$ ) также будет мала из-за низкой статической температуры смеси.

В расчетах с выбранными геометрическими размерами отверстий инжектора и толщи-

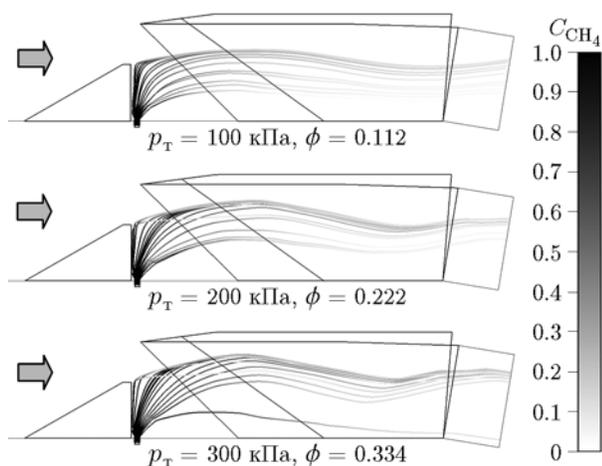


Рис. 8. Сравнение глубин проникновения струи метана (линии тока — концентрация  $\text{CH}_4$ ) в воздушный поток при  $M_\infty = 3.4$  и различных давлениях подачи метана

ной пилон при  $\phi = 0 \div 0.5$  рост  $\phi$  до значений  $0.7 \div 0.9$  резко увеличивает потери полного давления на смешение и потери расхода топлива из-за нерасчетности истечения топлива из отверстия инжектора. Возможная оптимизация геометрических размеров пилон, инжектора и параметров топливоподачи обеспечит лучшее согласование эффективности смешения и ха-

рактеристик воздухозаборника, но это предмет будущих исследований.

### 3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРЕДИНЖЕКЦИИ ГАЗА ПЕРЕД ВОЗДУХОЗАБОРНИКОМ

Экспериментальное исследование мало-масштабной модели ВЗ проводилось в сверхзвуковой аэродинамической трубе УВ-16 ЦИАМ непрерывного действия при  $M_\infty = 2.5 \div 4$ , давлении и температуре в ресивере трубы  $p_\infty^* = 0.9 \div 2.5$  атм и  $T_\infty^* \approx 280$  К и числах Рейнольдса  $Re = (3.9 \div 4.4) \cdot 10^6$ , определенных по параметрам набегающего потока и размеру  $0.1$  м. Пластина с исследуемым входным устройством, включающим в себя два ВЗ, крепилась к дискам с оптическими окнами (рис. 10, 11). Для имитации потока, набегающего на воздухозаборники при их размещении в носовой части ЛА, использовался генератор пристеночной неравномерности. Генератор представлен на рис. 10 участком 2 на перфорированной поверхности пластины перед пилонами и ВЗ, через который нормально к поверхности подавался воздух повышенного давления. Канал одного из ВЗ присоединен к стендовому дроссельно-расходомерному устройству для определения дроссельных

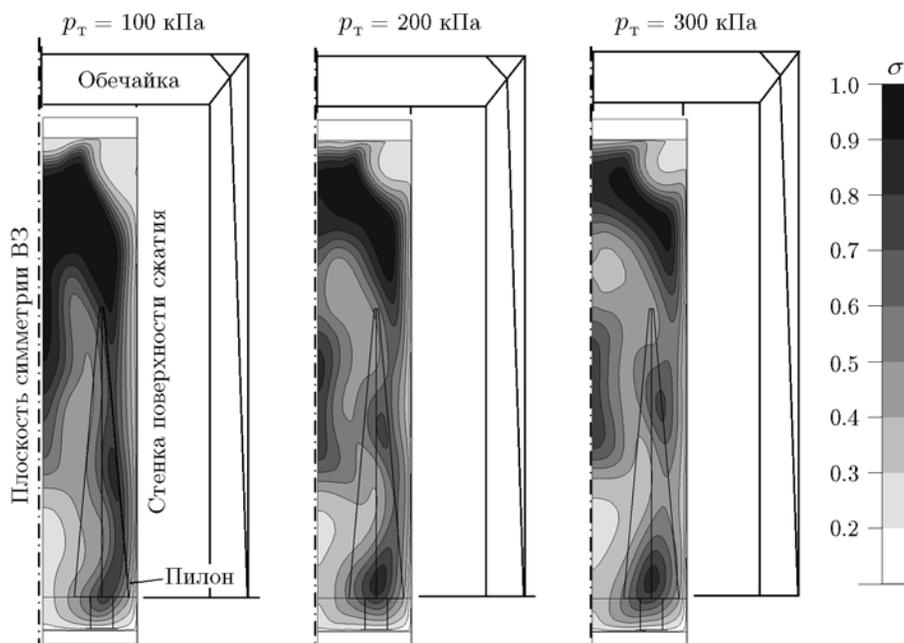


Рис. 9. Сравнение коэффициентов полного давления  $\sigma$  в сечении выхода воздухозаборника ( $X = 0.489$  м) при  $M_\infty = 3$  и различных давлениях подачи метана

Таблица 2

Влияние типа топлива на характеристики воздухозаборника при  $M_\infty = 6$ 

Тип ВЗ	$G_\infty$ , кг/с	$p_T$ , кПа	$M_T$	$p_T$ , кПа	$G_T$ , кг/с	$\sigma$	$\frac{\sigma_{G_T}}{\sigma_{\text{без пил}}}$	$\frac{\sigma_{G_T}}{\sigma_{G_T=0}}$	$\eta$	$\phi$	$\varphi$	$\frac{\varphi_{G_T}}{\varphi_{G_T=0}}$
Без пилонов	0.229	45.03	2.72	—	—	0.553	1	—	—	—	0.895	—
С пилонами	0.226	48.79	2.302	0	0	0.504	0.911	1	—	0	0.882	1
Прединжекция метана												
С пилонами	0.226	48.534	2.324	210	0.0043	0.337	0.6087	0.6681	0.938	0.3	0.794	0.9
С пилонами	0.226	48.264	2.34	270	0.0055	0.332	0.6007	0.6594	0.923	0.39	0.790	0.896
С пилонами	0.226	48.117	2.35	350	0.0071	0.327	0.5913	0.6491	0.900	0.5	0.787	0.892
Прединжекция этилена												
С пилонами	0.226	40.814	2.69	165	0.0043	0.415	0.7503	0.8235	0.955	0.3	0.812	0.921
С пилонами	0.226	41.611	2.65	275	0.0071	0.387	0.6998	0.7681	0.937	0.5	0.806	0.914

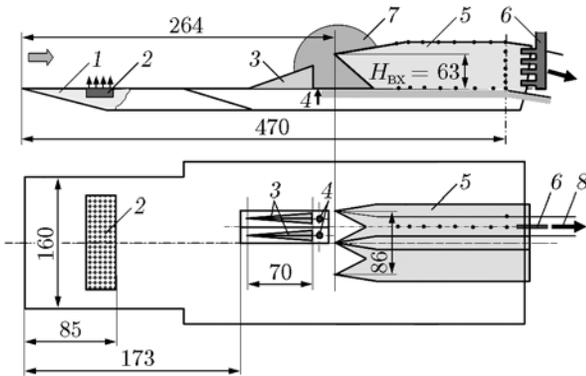


Рис. 10. Схема и основные размеры модели воздухозаборника с пилонами для прединжекции:

точки соответствуют приемникам статического давления в канале ВЗ, размеры даны в миллиметрах; 1 — пластина, 2 — генератор неравномерности в набегающем потоке, 3 — пилоны, 4 — сопла для подачи газа, 5 — двухканальный ВЗ, 6 — гребенка насадков Пито, 7 — оптические окна, 8 — к стендовому дроссельно-расходомерному устройству

характеристик. Воздухозаборники выполнены в масштабе 1:1 с моделированием всех геометрических особенностей конфигурации внутреннего канала реального ВЗ (см. рис. 10, 11).

В выходном сечении ВЗ устанавливалась или гребенка насадков Пито (8 шт.), или гребенка хромель-копелевых термопар (10 шт.) с диаметром провода 0.3 мм и возможностью поперечного перемещения.

Размеры ВЗ: высота —  $H_{\text{вх}} = 63$  мм, ши-

рина —  $B_{\text{вх}} = 43$  мм, относительная площадь горла —  $F_T/H_{\text{вх}} = 0.555$ . Фотография модели, установленной в рабочей части трубы, дана на рис. 11, а.

В соответствии с программой проводились испытания ВЗ с гладкой пластиной, с генератором неравномерности потока, с пилонами для прединжекции подогретого воздуха с подачей газа и без подачи.

В качестве инжектируемого газа использовался воздух с температурой  $T^* = 300$  К и  $400 \div 500$  К, что соответствовало значениям  $\phi = 0.1 \div 0.5$  (в предположении газообразных углеводородов со стехиометрическим коэффициентом  $L_0 = 15$ ).

По результатам испытаний ВЗ без топливных пилонов с генератором неравномерности потока сделаны следующие выводы:

- 1) запуск ВЗ реализуется при  $M_\infty = 3.2 \div 3.3$ , в то время как срыв течения в ВЗ из-за гистерезиса процессов срыва — запуска наблюдается при  $M_\infty = 2.9$ ;
- 2) при моделировании неравномерности потока, возникающей при обтекании носовой части ЛА, путем вдува нормально к поверхности с давлением  $0 \div 0.85$  атм через перфорированную стенку на пластине получена устойчивая работа ВЗ при толщине слоя неравномерного потока  $\delta \leq (0.12 \div 0.3)H_{\text{вх}}$ ;
- 3) с ростом  $M_\infty$  потери полного давления в ВЗ увеличиваются, получены следующие экспериментальные значения:  $\sigma = 0.92$  при  $M_\infty = 3.25$ ;  $\sigma = 0.86$  при  $M_\infty = 3.4$ ;  $\sigma = 0.71$  при  $M_\infty = 3.6$ ;  $\sigma = 0.61$  при  $M_\infty = 3.8$ ;

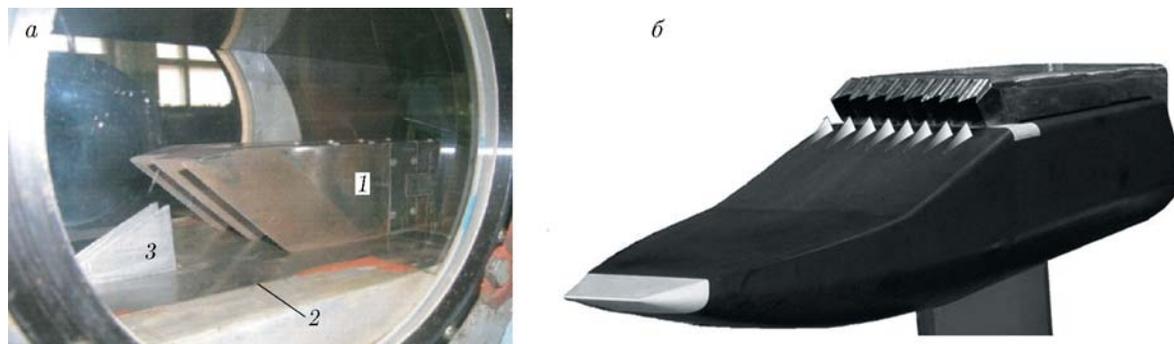


Рис. 11. Фотографии экспериментальных моделей:

*a* — модель ВЗ с пилонами в аэродинамической трубе УВ-16 ЦИАМ, *б* — макет крупномасштабной модели гиперзвукового ЛА

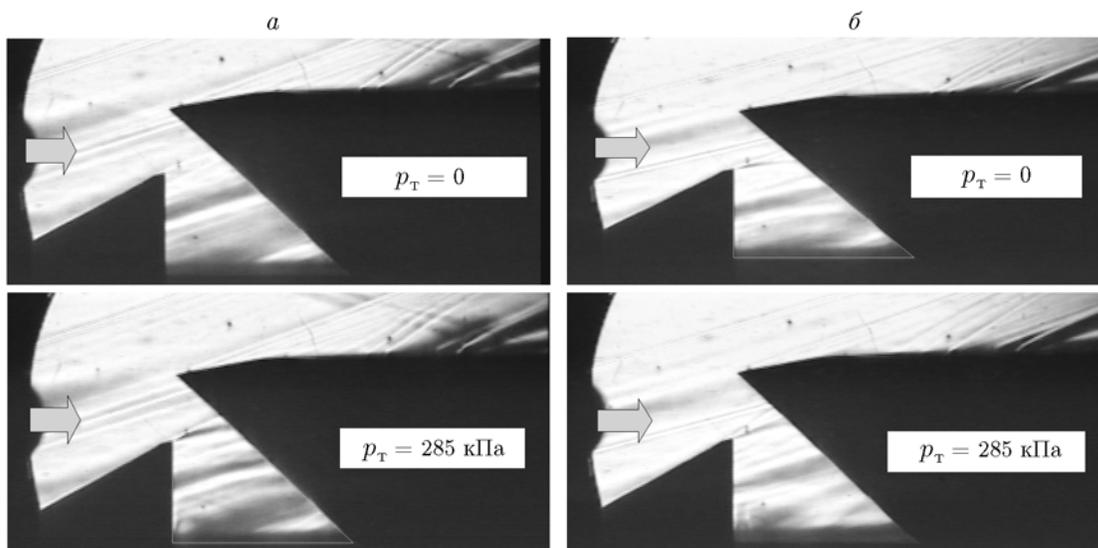


Рис. 12. Шлирен-фотографии обтекания воздухозаборника со скоростью  $M_\infty = 3.4$  (*a*) и  $3.9$  (*б*) с прединжекцией газа при различном давлении его подачи

4) эффективность торможения ВЗ при моделировании неравномерности потока уменьшается и при максимально возможных моделируемых значениях неравномерности (уровнях давления вдува) расход захватываемого воздуха снижается на  $20 \div 25 \%$ , а уменьшение коэффициента полного давления  $\sigma$  при  $M_\infty = 3.8$  достигает  $15 \%$ ; при возникновении отрыва потока на входе ВЗ ( $M_\infty = 3.2 \div 3.4$ ) это уменьшение достигает  $20 \div 30 \%$ .

Примеры обтекания ВЗ при  $M_\infty = 3.4$  и  $3.9$  и различных давлениях воздуха, инжектированного за пилонами, показаны на рис. 12.

Дополнительное подтверждение эффективности прединжекции топлива до входа во

внутренний канал ВЗ получено в испытаниях крупномасштабной экспериментальной модели силовой установки (рис. 13) при  $M_\infty = 6$  и  $T_\infty^* = 1700 \text{ К}$ . На последней ступени клина торможения во входном устройстве устанавливались пилоны, а за ними организовывалась инжекция дополнительного топлива (прединжекция) подобно тому, как показано на рис. 5. В качестве основного топлива использовался газообразный водород или жидкий керосин, подаваемые в КС нормально со стенок и торцов топливных пилонов, установленных в канале изолятора, с расходом, соответствующим  $\phi = 1.05 \div 1.65$  [23]. Топливом для прединжекции служил газообразный водород. Для ини-

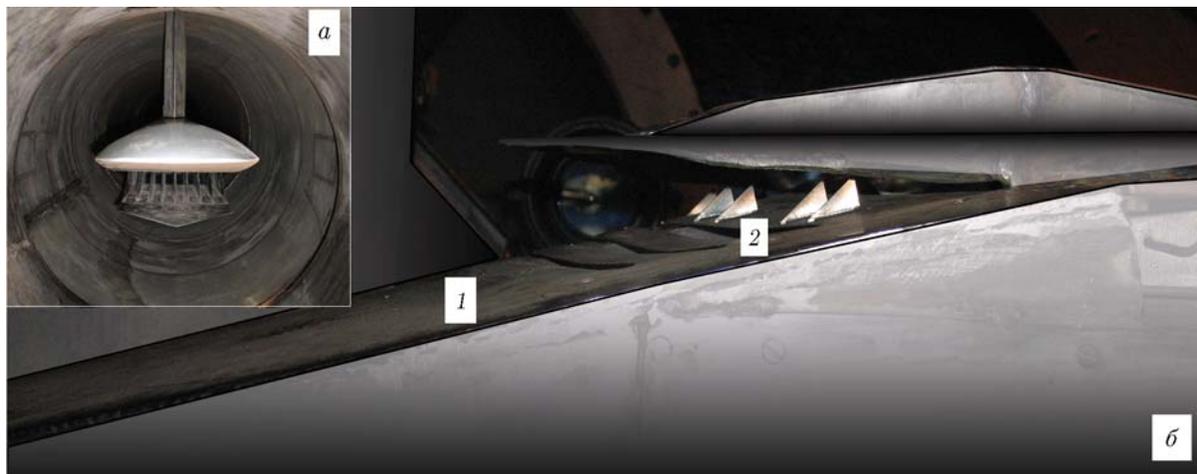


Рис. 13. Фотографии крупномасштабной экспериментальной модели силовой установки гиперзвукового летательного аппарата после испытаний при  $M_\infty = 6$  [23] с горением топлива (водород или керосин) и прединжекцией водорода за пилонами, установленными в носовой части аппарата:

*a* — вид спереди, *б* — вид в изометрии; 1 — носовая часть, 2 — пилоны

цирования горения основного водорода применялось кратковременное дросселирование течения в КС. Но с ростом избытка топлива наблюдались срывы течения в ВЗ из-за чрезмерного повышения давления в КС, вызываемого воспламенением топлива при дросселировании. В случае прединжекции с расходами, соответствующими  $\phi_{H_2} = 0.03 \div 0.07$ , дросселирование не требовалось и после начала горения в КС подача топлива через пояс прединжекции (через  $0.5 \div 1$  с) прекращалась. Дальнейшее горение продолжалось без срывов течения в ВЗ.

При использовании в качестве основного топлива жидкого керосина с расходами, соответствующими  $\phi_{C_n H_m} \approx 0.8 \div 1.0$ , горение не инициировалось даже при предварительном кратковременном дросселировании течения. В случае прединжекции водорода в пределах  $\phi_{H_2} = 0.02 \div 0.05$  наблюдались воспламенение и стабильное горение основного топлива без предварительного дросселирования течения в КС. После прекращения подачи водорода через пояс прединжекции горение в КС стабилизировалось и, как правило, продолжалось без срыва течения в ВЗ при исследованных значениях  $\phi_{C_n H_m}$ .

Основываясь на результатах расчета, полученных в § 2, можно предположить, что вследствие прединжекции водорода (подачи до входа ВЗ) реализуется струя подготовленной водородовоздушной смеси, которая при попада-

нии в КС воспламеняется и поджигает в ней смесь основного топлива.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведено расчетное и экспериментальное исследование предварительной инжекции (прединжекции) газа перед входом высокоскоростного воздухозаборника пространственной конфигурации в условиях обтекания его сверхзвуковым потоком с параметрами  $M_\infty = 2 \div 4$ ,  $T_\infty^* = 300$  К при расходах газа, соответствующих  $22 \div 33$  % от требуемого расхода топлива при  $\phi = 1$ .

1. Расчетное исследование прединжекции воздуха, метана и этилена через отверстия, расположенные за торцами пилонов, установленных перед входом воздухозаборника, выполнено с использованием программного кода FASTRAN, позволяющего рассчитывать пространственные вязкие турбулентные течения газа в процессе установления по времени с помощью интегрирования осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса. Полученные значения полноты смешения при прединжекции газа с расходом, соответствующим коэффициентам избытка топлива  $\phi = 0 \div 0.35$  в сечении горла воздухозаборника, составляют  $\eta = 0.9 \div 0.95$ , потери полного давления возрастают на  $20 \div 40$  %.

2. Экспериментально исследован двухканальный блок входного устройства, установ-

ленный на пластине-имитаторе, с моделированием параметров потока, реализующихся в носовой части и на поверхности торможения высокоскоростного летательного аппарата. Прединжекция газа с расходом, соответствующим коэффициентам избытка топлива  $\phi = 0 \div 0.35$ , осуществлялась за двумя стреловидными пилонами, установленными перед одним из воздухозаборников. Рассмотренный пространственный воздухозаборник с двумя стреловидными пилонами запускается при числах Маха  $M_\infty = 3.5 \div 3.9$  и сохраняет состояние запуска при массоподводе воздуха.

3. Проведенные испытания воздухозаборника с массоподводом и измерения локальных и интегральных характеристик системы прединжекции топлива показывают перспективность ее практического применения в высокоскоростных силовых установках.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Schetz J.** Injection and mixing in turbulent flow // Prog. Astronaut. Aeronaut. — 1980. — V. 68.
2. **Seiner J. M., Dash S. M., Kenzakovich D. C.** Historical survey on enhanced mixing in scramjet engines // AIAA Paper 99-4869. — Nov. 1999.
3. **Gallimore S., Jabobsen L., O'Brien W., Schetz J.** Operational sensitivities of an integrated scramjet ignition/fuel injection system // J. Propul. Power. — 2003. — V. 19, N 2. — P. 183–189.
4. **Parent B., Sislian J.** Effect of geometrical parameters on the mixing performance of cantilevered ramp injectors // AIAA Journal. — 2003. — V. 41, N 3. — P. 448–456.
5. **Gutmark E. J., Schadow K. S., Yu K. H.** Mixing enhancement in supersonic free shear layer flows // J. Annu. Rev. Fluid Mech. — 1995. — V. 27. — P. 375–417.
6. **Vinogradov V. A.** Review of russian hydrocarbon fueled scramjet technology // Workshop on Russian Hypersonic Technologies, APL-JHU. — Nov. 1997.
7. **Vinogradov V. A., Prudnikov A. G.** Injection of liquid into the strut shadow at supersonic velocities // SAE Paper 931455. — Apr. 1993.
8. **Guoskov O. V., Kopchenov V. I., Lomkov K. E., Vinogradov V. A., Waltrup P. J.** Numerical researches of gaseous fuel pre-injection in hypersonic 3-D inlet // J. Propul. Power. — 2001. — V. 17, N 6. — P. 1162–1169.
9. **Vinogradov V. A., Shikhman Yu. M., Albegov R. V., Vedeshkin G. K.** Experimental research of pre-injected methane combustion in high speed airflow // AIAA Paper 2003-6940. — 2003.
10. **Livingston T., Segal C., Schindler M., Vinogradov V. A.** Penetration and spreading of liquid jets in an external-internal compression inlet // AIAA Journal. — 2000. — V. 38, N 6. — P. 989–994.
11. **Owens M., Mullargili S., Segal C., Vinogradov V. A.** Effect of kerosene pre-injection on combustion flameholding in a mach 1.6 airflow // J. Propul. Power. — 2001. — V. 17, N 3. — P. 605–611.
12. **Vinogradov V. A., Shikhman Yu. M., Corin S.** Fuel pre-injection in a dual mode scramjet: an overview // AIAA Paper 1030-2006. — 2006.
13. **Vinogradov V. A., Shikhman Yu. M., Segal C.** A review of fuel pre-injection in supersonic, chemically reacting flows // Appl. Mech. Rev. — 2007. — V. 60, N 4. — P. 139–148.
14. **Freeborn A. B., King P., Gruber M. R.** Swept-leading edge pylon effects on a scramjet pylon-cavity flameholder flowfield // J. Propul. Power. — 2009. — V. 25, N 3. — P. 571–582.
15. **Aguilera C., Pang B., Ghosh A., Winkelmann A., Gupta A. K., Yu K. H.** Supersonic mixing enhancement and optimization using fin-guided fuel injection // AIAA Paper 2010-1526. — 2010.
16. **Tahakasha H., Tu Q., Segal C.** Effect of pylon-aided fuel injection on mixing in a supersonic flowfield // J. Propul. Power. — 2010. — V. 26, N 5. — P. 1092–1101.
17. **Star J. B., Edwards J., Jr, Smart M. K., Baurle R. A.** Numerical simulation of scramjet combustion in a shock tunnel // AIAA Paper 2005-0428. — 2005.
18. **Turner J. C., Smart M. K.** Application of inlet injection to a three-dimensional scramjet at Mach 8 // AIAA Journal. — 2010. — V. 48, N 4. — P. 829–838.
19. **Vinogradov V. A., Stepanov V. A.** Numerical and experimental study of inlet flow field with gas jet injection // Asian Joint Conf. on Engine and Propulsion, 2006, AJCEP-22202.
20. **Code ESI CFD — FASTRAN.** — 2010.
21. **Козлов В. Е., Секундов А. Н., Смирнова И. П.** Модели турбулентности для описания течения в струе сжимаемого газа // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. — 1986. — № 6. — С. 38–44.
22. **Colcet III M. B., Spadaccini L. J.** Scramjet fuels autoignition study // J. Propul. Power. — 2001. — V. 17, N 2. — P. 315–323.
23. **Vinogradov V. A., Prokhorov A. N., Skibin V. A.** Year in review // J. Aerospace Amer. — 2011. — N 12. — P. 49.

Поступила в редакцию 6/ХІІ 2016 г.,  
в окончательном варианте — 24/ІІІ 2017 г.