

УДК 621.454

А. М. ТЕРЕШИН, А. Ф. ЧЕВАГИН

*Центральный Аэрогидродинамический Институт им. проф. Н. Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия***ИССЛЕДОВАНИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНЫХ УСТРОЙСТВ
ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПВРД**

К настоящему времени в авиационной практике накоплен большой опыт по разработке и исследованию сверхзвуковых воздухозаборных устройств традиционных схем, представляющих собой одноканальные сверхзвуковые диффузоры в лобовой или примыкающей к фюзеляжу или крылу летательного аппарата компоновке. Все внутренние и внешние газодинамические характеристики таких воздухозаборных устройств достаточно хорошо изучены и подробно исследованы для атмосферных летательных аппаратов всевозможных конструкций и назначений, использующих в составе силовой установки двигателя различного класса (ГТД, ПВРД, РДТТ и т.п.). Однако многоканальные воздухозаборные устройства, состоящие из двух и более сверхзвуковых диффузоров и обслуживающих один двигатель, в сравнении с одноканальными по своим характеристикам обладают рядом принципиальных отличий. И эти отличия, обусловленные газовой динамикой внутреннего течения в многоканальных воздухозаборных устройствах, в свою очередь могут накладывать (или снимать) определенные ограничения по реализации возможностей таких воздухозаборных устройств в составе силовой установки. В ЦАГИ проведены обширные стендовые и расчетные исследования сверхзвуковых воздухозаборных устройств, состоящих из 4-х диффузоров, объединенных общей камерой смешения ПВРД.

Ключевые слова: *прямоточный воздушно-реактивный двигатель, воздухозаборное устройство, угол атаки, коэффициент восстановления полного давления, коэффициент расхода воздуха.*

Введение

В ЦАГИ проведены обширные модельные и расчётные исследования сверхзвуковых воздухозаборных устройств (ВЗУ) серийных ракет, состоящих из 4-х диффузоров, объединенных общей камерой смешения ПВРД. На рис. 1 представлена фотография типичной ракеты, регулярно показываемой на различных международных выставках, в частности на МАКС-ах в Жуковском [1].



Рис. 1. Летательный аппарат с четырёхканальным ВЗУ

Полученные результаты экспериментальных исследований с привлечением расчетно-теоретических методов позволили определить основные закономерности в протекании газодинамических процессов в многоканальных ВЗУ.

Тип, конструктивный облик и характеристики ВЗУ ракеты были определены в результате большого объема экспериментальных и доводочных работ

на стендовых, модельных и полноразмерных образцах. Критериями отбора были:

- компоновочные условия интеграции ВЗУ с корпусом летательного аппарата (ЛА);
- условия совместимости диффузоров ВЗУ с расположением крыльев и рулей ракеты при ее ориентации по схеме «Х»;
- неизменность проточного тракта на всех режимах полёта;
- диапазон скоростей полета, соответствующий числам $M = 1.8 \dots 3.5$;
- диапазон углов атаки и скольжения при заданных уровнях тяги на всех режимах $\alpha, \beta = \pm 7^\circ$;
- обеспечение работоспособности двигателя до углов атаки $\alpha = 13^\circ$;
- обеспечение запасов устойчивости не ниже нормированного уровня 5% при всех эксплуатационных условиях.

Из многих альтернативных вариантов ВЗУ по результатам модельных исследований интегральной компоновки был выбран вариант с четырьмя осесимметричными диффузорами, равномерно расположенными по окружности корпуса ракеты и объединенными в общую камеру смешения. По проведенным оценкам, такая схема ВЗУ наиболее удовлетворяет перечисленным выше критериям.

Экспериментальные исследования ВЗУ прово-

дились как на моделях, так и на натурном изделии. Исследования исполнительных моделей четырехканального ВЗУ проводились на стендах ЦАГИ СВС-2 и ТПД. Модели одиночных диффузоров исследовались на стенде ЦИАМ УВ16-Т. ВЗУ натурной ракеты исследовалось на стендах ЦАГИ ТПД и Т-109. Расчетные оценки проведены в ЦАГИ.

Результаты исследований

В процессе экспериментов были исследованы дроссельные характеристики ВЗУ в диапазоне чисел $M = 1.8...4.2$ и углов атаки $\alpha = 0...13^\circ$. Исследовалось влияние на дроссельные характеристики величины относительной площади горла ВЗУ, величины угла конуса центрального тела, угла поднутрения обечайки, влияние относительного удлинения фюзеляжа и формы его оживала, влияние других факторов. На рис. 2 в качестве примера представлены экспериментально полученные на моделях дроссельные характеристики ВЗУ для $M = 2.5$ и $\alpha = 0...13^\circ$ (здесь в координатах: v – коэффициент восстановления полного давления; f – коэффициент расхода воздуха).

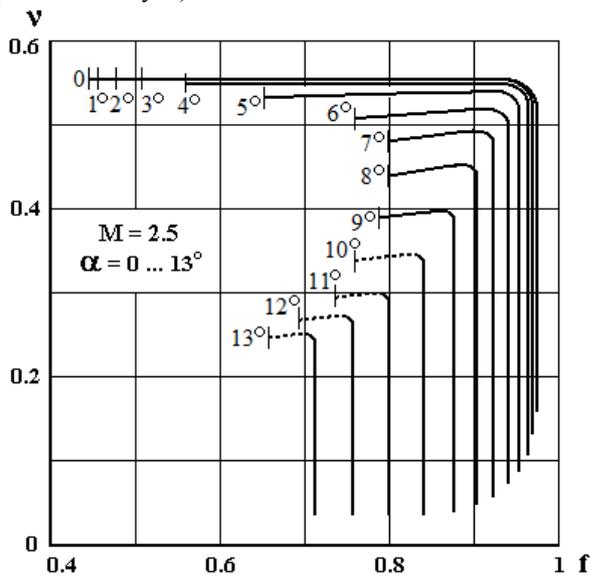


Рис. 2. Дроссельные характеристики ЛА с четырёхканальным ВЗУ

Основной отличительной особенностью четырехканального ВЗУ исследованной компоновки является существенная зависимость его внутренних характеристик от угла атаки α . Начиная с угла атаки $\alpha = 6^\circ...7^\circ$ начинается резкое падение коэффициента восстановления полного давления v и коэффициента расхода воздуха f_{max} : при $\alpha = 13^\circ$ снижение v достигает 50%; снижение f_{max} – 15...40% (в зависимости от числа M набегающего потока). Наглядно это видно на рис.3, где на графике относительные вели-

чины v_α/v_0 и f_α/f_0 для различных чисел M представлены в зависимости от угла атаки α (здесь v_0, f_0 – максимальные значения коэффициентов восстановления полного давления и расхода воздуха ВЗУ на нулевых углах атаки; v_α, f_α – на углах атаки α). Схема обтекания корпуса ракеты и ВЗУ набегающим потоком также представлена на рис. 3. В основном ракета исследовалась при установке её на стенде по схеме «X» (см. рис. 3), однако в некоторых экспериментах были установки по схеме «+», имитирующие полет одновременно на углах атаки и углах скоса.

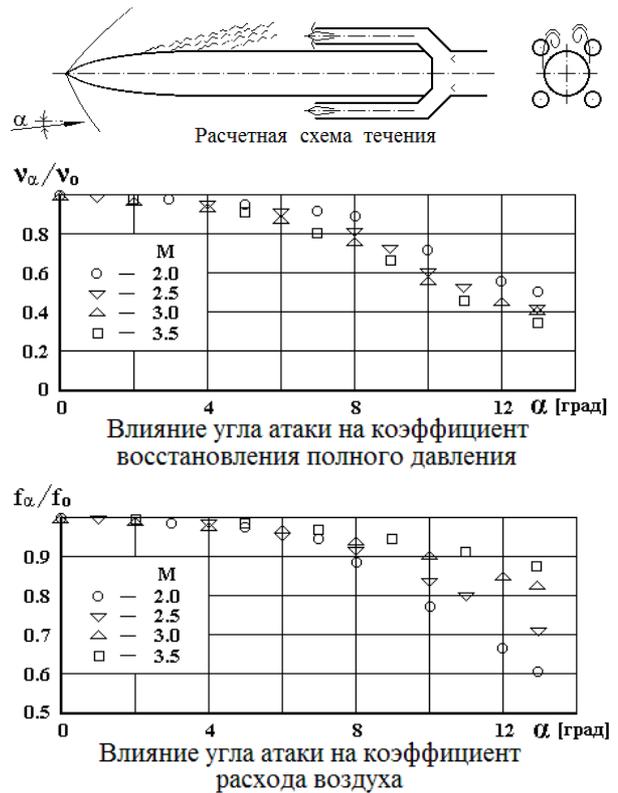


Рис. 3. Интегральные характеристики четырёхканального ВЗУ

Характер поведения внутренних характеристик ВЗУ на углах атаки объясняется существенно различным влиянием корпуса ракеты на структуру течения перед диффузорами, расположенными с наветренной стороны (нижние диффузоры), и подветренной стороны (верхние диффузоры). На углах атаки верхние диффузоры находятся в значительной степени неравномерном и срывном потоке, и они определяют суммарный уровень потерь полного давления в ВЗУ. Нижние же диффузоры находятся в относительно равномерном потоке, и они обуславливают основной расход воздуха через ВЗУ.

Также существенно на реализацию рабочего процесса и характеристики влияет наличие общей камеры смещения ВЗУ. Как показали исследования, из-за возможности перетока воздуха в общей камере

смещения у многоканальных ВЗУ на углах атаки происходит перераспределение расхода воздуха между подветренными диффузорами и наветренными (на режимах полета с $\alpha = 0$ расход у диффузоров одинаков). С увеличением угла атаки отличие в расходах через верхние и нижние диффузоры возрастает и может достигнуть больших значений. На исследованном ВЗУ ракеты X-31 на углах атаки $\alpha > 13^\circ$ вообще реализуется отрицательный расход воздуха через верхние подветренные диффузоры, причем даже при полностью «раскрытом» двигателе (расход топлива $G_{топл} = 0$). Такое перераспределение расхода воздуха показывают и экспериментальные исследования, и расчетные оценки.

На рисунке 4 для чисел $M = 2 \dots 3.5$ представлены величины отношения расхода воздуха через верхние диффузоры $G_{верх}$ к расходу через нижние диффузоры $G_{низ}$ в зависимости от угла атаки α : $G_{верх}/G_{низ} = \varphi(\alpha)$. Темными значками отмечены значения $G_{верх}/G_{низ}$, полученные из эксперимента путем измерения расхода воздуха в нижних диффузорах и измерения суммарного расхода через ВЗУ. Расчетные оценки представлены светлыми значками. Расчет производился по полученной А. М Терешиним полуэмпирической зависимости:

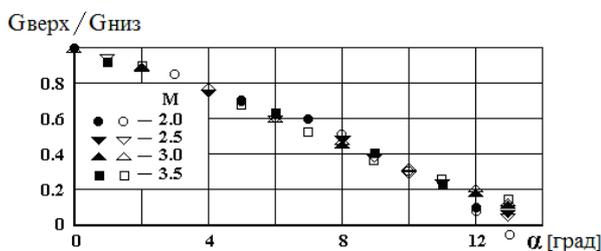
$$G_{верх}/G_{низ} = 2 \cdot (f_\alpha/f_0) \cdot \sin \varepsilon / \sin(\varepsilon + \alpha) - 1.$$

Здесь f_α и f_0 максимальные значения, полученные из эксперимента, коэффициента расхода воздуха через ВЗУ на угле атаки α и при $\alpha = 0$, соответственно; ε – угол наклона конического скачка уплотнения от носовой части корпуса ЛА с наветренной стороны (для рассматриваемой ракеты полуугол заострения $\Theta = 13^\circ$). Расчетная схема течения представлена на рис. 4.

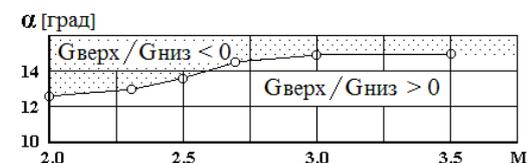
Основным допущением для получения зависимости являлось условие: $(\varepsilon - \Theta) = \text{const}$ при $M = \text{const}$, $\alpha = \text{var}$. Следуя [2, 3], для диапазона углов атаки $\alpha = 0 \dots 15^\circ$ такое допущение вполне справедливо, что и подтверждается вполне удовлетворительным сравнением расчетных и экспериментальных результатов.

На рисунке 4 также представлены области режимов работы ВЗУ по числу M и α на больших углах атаки. Как отмечалось выше, компоновка многоканального ВЗУ с объединенной камерой смещения даже при полностью «раскрытом» двигателе на больших углах атаки реализует устойчивый рабочий процесс с обратным течением через верхние подветренные диффузоры. Это в обязательной степени следует иметь ввиду при рассмотрении общего рабочего процесса с горением в КС, т.е. на дроссельных режимах работы ВЗУ.

На дроссельных режимах наличие перетока между нижними и верхними диффузорами будет полностью определять внутренние характеристики ВЗУ. Как показали исследования, на углах атаки при дросселировании ($G_{топл} > 0$) в первую очередь на докритический режим вплоть до появления срыва течения выходят верхние диффузоры; нижние диффузоры при этом работают в закритическом режиме с постоянным расходом воздуха. Однако наиболее значительные отличия многоканальные ВЗУ по сравнению с одноканальными имеют на режимах реализации их неустойчивой работы.



Влияние угла атаки на распределение расхода воздуха между верхними и нижними диффузорами



Области режимов работы ВЗУ без перетока и перетоком воздуха через верхние диффузоры ($G_{топл} = 0$)

Рис. 4. Распределение расхода воздуха через верхние и нижние диффузоры ВЗУ на углах атаки

Неустойчивая работа многоканального ВЗУ имеет принципиальные отличия по сравнению от ее реализации в одноканальном ВЗУ. Как показали исследования, при умеренных углах атаки $\alpha = 0 \dots 4^\circ$ при определенной степени дросселирования (зависит от числа M набегающего потока) неустойчивая работа ВЗУ проявляется в виде возникновения помпажа вначале в верхних диффузорах, а затем нижних. При этом (также зависит от числа M набегающего потока) на дроссельных характеристиках возможно появление разрывов. При более высоких значениях угла атаки ($\alpha = 5^\circ \dots 7^\circ$) помпаж реализуется только в верхних подветренных диффузорах; нижние при этом работают в закритическом режиме или в области угловой точки своей дроссельной характеристики. Дальнейшее увеличение угла атаки на дроссельных режимах приводит к качественно но-

вой картине неустойчивой работы ВЗУ: из-за низкой напорности потока с подветренной стороны и наличия перед верхними диффузорами срывов течения с корпуса ЛА помпажные колебания в них прекращаются, в ВЗУ реализуется переток воздуха через камеру смешения из нижних диффузоров в верхние с выбросом во внешний поток. Дросселирование ВЗУ происходит путем переброса воздуха через верхние диффузоры. Этот процесс, хотя и характеризует «неэксплуатационную» работу ВЗУ, протекает вполне устойчиво без каких-либо колебаний давления вплоть до полного дросселирования двигателя: нижние диффузоры работают на закритическом режиме, а верхние – с отошедшей ударной волной и обратным течением.

Такая различная реализация неустойчивой («неэксплуатационной») работы многоканальных ВЗУ приводит к необходимости разделять эту неустойчивость по углу атаки на дроссельных характеристиках: при умеренных углах атаки дросселирование приводит к помпажу; при больших углах – к возвратному течению с отошедшей ударной волной и без помпажных колебаний давления. К примеру, для $M = 2.5$ помпаж ВЗУ при дросселировании реализуется в диапазоне $\alpha = 0...9^\circ$; при $\alpha > 9^\circ$ реализуется безпомпажное возвратное течение. На рисунке 2 для этих режимов ($\alpha = 10^\circ...13^\circ$) пологие ветви дроссельных характеристик отмечены пунктирными линиями.

Здесь следует иметь в виду, что хотя на больших углах атаки при дросселировании помпажа нет, эти режимы для ПВРД с многоканальным ВЗУ не являются эксплуатационными, т.к. при перетоке в камере смешения непосредственно перед камерой сгорания реализуется существенно неравномерное поле течения с противотоками, что недопустимо для устойчивой работы двигателя как с точки зрения устойчивого эффективного горения, так и с точки зрения возможного прогара конструкции в зоне обратных токов. Устранить это отрицательное явление очевидно можно, выполнив дополнительно какие-либо специальные конструктивные мероприятия в камере смешения.

Отдельно следует отметить режим работы многоканального ВЗУ при работе ПВРД с нулевыми расходами воздуха, т.е. при $f=0$. Этот режим реализуется при разгоне ЛА стартовым двигателем (СД), размещенным в камере сгорания маршевого ПВРД (такая компоновка выполнена на рассматриваемой ракете); в этом случае проток через двигатель закрыт, и расход через ВЗУ отсутствует. В отличие от одноканального ВЗУ, которое при нулевых расходах воздуха через двигатель находится в глубоком помпаже, многоканальное воздухозаборное устройство в зависимости от угла атаки работает в качественно различных режимах. Экспериментальные исследования натурных образцов

ракеты в аэродинамических трубах ЦАГИ Т-109 и ТПД с имитацией работы СД показали следующее: во всем проверенном диапазоне чисел $M = 1.7...3$ при $\alpha = 0...3^\circ$ переток между диффузорами отсутствует и ВЗУ находится в режиме помпажа; при $\alpha \geq 5^\circ$ и $M \geq 2.2$ помпажа ВЗУ нет, и верхние диффузоры работают с отошедшей ударной волной и обратным течением (при $\alpha < 5^\circ$, $M < 2.2$ и $\alpha < 8^\circ$, $M = 1.7$ – помпаж); при $\alpha \geq 8^\circ$ во всем проверенном диапазоне чисел $M = 1.7...3$ помпажа нет, между диффузорами реализуется переток воздуха. Наглядно это в координатах M, α представлено на рис. 5.

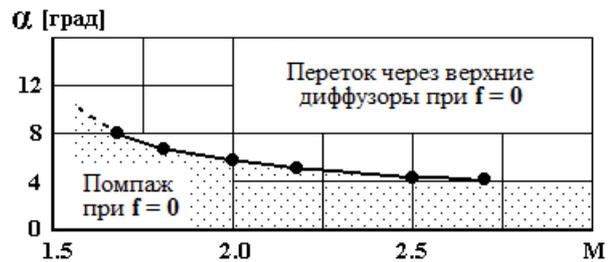


Рис.5. Влияние угла атаки на характер неустойчивой работы ВЗУ при $f = 0$

На рис.6 представлены замеренные в канале перед СД относительные величины колебания статического давления $2A / P_{ст} = f(M, \alpha)$.

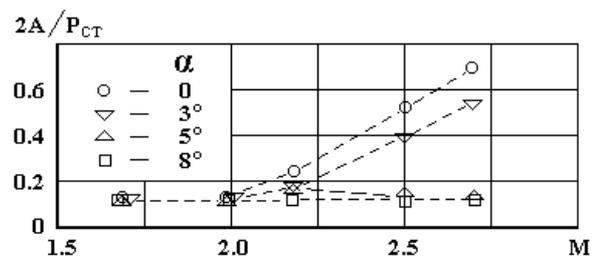


Рис.6. Влияние угла атаки на величину амплитуды статического давления в канале ВЗУ при $f = 0$

Подобная картина течения наблюдается и в двух-трехканальных ВЗУ, исследованных на моделях при поисковых работах ЦАГИ. Одновременный помпаж всех диффузоров у этих ВЗУ также наблюдается только на умеренных углах атаки. На увеличенных углах из-за перетока в общей камере смешения помпаж реализуется у подветренных диффузоров, а при более высоких значениях угла атаки происходит интенсивный переток без помпажных колебаний с реализацией отошедшей ударной волны у подветренных диффузоров.

Следует отметить, что проведенные анализ и результаты рабочего процесса в многоканальном ВЗУ при полете ЛА на углах атаки полностью распространяются для режимов полета ЛА на углах скоса, но при условии осесимметричной конфигурации ЛА.

Таким образом, проведенные исследования показали существенные отличия газодинамических характеристик многоканальных воздухозаборных устройств по сравнению с традиционными одноканальными ВЗУ.

Выводы

Проведенные в настоящей работе экспериментальные и расчетно-теоретические исследования позволили определить качественные и количествен-

ные оценки по реализации возможных режимов работы ПВРД с многоканальными ВЗУ, включая режимы с неустойчивой работой.

Литература

1. *Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, наземные [Текст].* – М. : ООО АКС-Конверсалт, 2000. – 120 с.
2. *Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика [Текст] / Г. Н. Абрамович.* – М. : Наука, 1976. – 350 с.
3. *Шевелев, Ю. Д. Пространственные задачи вычислительной аэрогидродинамики [Текст] / Ю. Д. Шевелев.* – М. : Наука. 1986. – 220 с.

Поступила в редакцию 5.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ПОВІТРОЗАБІРНИХ ПРИСТРОЇВ ВИСОКОШВИДКІСНИХ ППРД

О. М. Терешин, О. Ф. Чевагин

У поточний час в авіаційній практиці накопичено великий досвід розробки і дослідження надзвукових повітрязабірних пристроїв традиційних схем, які являють собою одноканальні надзвукові дифузори в лобовій або тій, що примикає до фюзеляжу чи крилу літального апарата компоновці. Усі внутрішні та зовнішні газодинамічні характеристики таких повітрязабірних пристроїв достатньо добре вивчені та детально досліджені для атмосферних літальних апаратів різноманітних конструкцій і призначень, які використовують у складі силової установки двигуни різних класів (ГТД, ППРД, РДТП і т.п.). Однак багатоканальні повітрязабірні пристрої, які складаються з двох чи більше надзвукових дифузоров, що обслуговують один двигун, у порівнянні з одноканальними за своїми характеристиками мають ряд принципових відмін. І ці відмінні, які обумовлено газовою динамікою внутрішньої течії в багатоканальних повітрязабірних пристроях, в свою чергу, можуть створювати (або знімати) певні обмеження по реалізації можливостей таких повітрязабірних пристроїв у складі силової установки. В ЦАГІ проведено великі стендові та розрахункові дослідження надзвукових повітрязабірних пристроїв, які складаються з 4-х дифузоров, об'єднаних загальною камерою змішування ППРД.

Ключові слова: прямоточний повітряно-реактивний двигун, повітрязабірний пристрій, кут атаки, коефіцієнт відновлення повного тиску, коефіцієнт витрати повітря.

RESEARCHES AIR INLETS OF HIGH-SPEED RAMJET

A. M. Tereshin, A. F. Chevagin

Nowadays wide experience in development and research of traditional supersonic inlets is gained. They are composed of single-channel supersonic diffuser either forward or adjacent to fuselage or wing of the aircraft. All internal and external gas-dynamic characteristics of such inlets have already been investigated in detail for atmospheric aircraft of different designs and purposes, which use various engines in structure of a power-plant (gas-turbine engine, ramjet, BSRM, etc.). However multichannel air inlets consisting of two or more supersonic diffusers connected to single engine have a number of basic differences in characteristics in comparison with single-channel one. These differences caused by gas dynamics of internal flow in multichannel inlet can in turn impose (or remove) certain restrictions on characteristics of such air inlets in structure of the power-plant. Extensive experimental and computational research of supersonic ramjet inlets composed of 4 diffusers connected to common mixing chamber have been carried out in TSAGI.

Keywords: ramjet, air inlet, angle of attack, total pressure recovery ratio, air capture ratio.

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

Чевагин Александр Федорович – канд. техн. наук, академик Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского, начальник отделения, Центральный Аэрогидродинамический Институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ), г. Жуковский, Россия.