

Подход к выбору компоновки воздухозаборника сверхзвукового пассажирского самолета

© А.А. Николаева, С.А. Серебрянский

Московский авиационный институт (НИУ), Москва, 125993, Россия

Для полета самолета на сверхзвуковой скорости требуется согласовать режимы работы воздухозаборника и двигателя, входящих в состав силовой установки. Проведено комплексное исследование наиболее эффективной компоновки входного устройства силовой установки перспективного делового самолета по результатам эксперимента — продувки в сверхзвуковой аэродинамической трубе и с помощью построения электронной модели. Приведенное исследование позволяет оценить эффективность выбранной компоновки для заданных параметров двигателя, а также влияние и дальнейшие перспективы применения воздухозаборника при модернизации и необходимости установки нового двигателя. Это особенно важно для снижения затрат на продолжение исследований, так как использование корректной математической модели ведет к снижению затрат на экспериментальные продувки для более сложных расчетных случаев.

Ключевые слова: входное устройство, воздухозаборник, сверхзвук, сверхзвуковой деловой самолет, коммерческий, авиация, проектирование, расчетные методы, аэродинамика, конечно-элементная модель

Введение. Сверхзвуковой самолет — это чрезвычайно сложный, дорогостоящий и часто уникальный объект авиационной техники. Один из важнейших его элементов — воздухозаборное устройство для двигателя. При проектировании сверхзвуковых воздушных судов (ВС) технические риски проекта заключаются в первую очередь в невыполнении требований по дальности полета вследствие получения недостаточных аэродинамических характеристик планера и неудовлетворяющих параметров двигателей. С последней задачей поможет справиться правильный выбор расположения и геометрических параметров воздухозаборника (ВЗ). Эти риски в основном выявляют на начальных этапах проектных работ, что дает возможность корректировать проектные параметры для удовлетворения предъявляемых требований [1]. При сверхзвуковой скорости полета ВЗ играет основную роль в создании тяги воздушно-реактивным двигателем (ВРД), поэтому обеспечение максимальных характеристик ВЗ является главной задачей при разработке силовой установки (СУ) самолета.

В процессе разработки ВЗ используют теоретические и расчетные методы, проводят экспериментальные исследования на моделях, опытных образцах, на стендах и в полете [2, 3].

Важный сдерживающий развитие сверхзвуковой пассажирской авиации фактор — ограничение по уровню шума. Задача снижения

уровня шума на всех режимах полета подразделяется на две: снижение интенсивности звукового удара путем компоновочных решений и создание менее шумных двигателей.

При разработке сверхзвукового делового самолета (СДС) ключевой параметр заключается в выборе параметров СУ. К силовым установкам для сверхзвуковых пассажирских самолетов предъявляется ряд специфических противоречивых требований, основными из которых являются малый вес, минимальный мидель двигателя при существенном запасе по тяге при разгоне самолета в процессе набора высоты, габариты и удовлетворительная экономичность на сверхзвуковом крейсерском полете и дозвуковых режимах полета, обеспечение наименьшего уровня шума от реактивной струи при большой удельной тяге и высокой эффективности эксплуатации на дозвуковых режимах, что решается путем использования турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД), высокая надежность при большом ресурсе. Следует отметить, что экологические требования, которые непрерывно ужесточаются, также в значительной степени влияют как на выбор параметров двигателя, так и на его облик.

При достижении сверхзвуковой скорости образуются скачки уплотнений, количество которых зависит от компоновки летательного аппарата (ЛА). Наиболее интенсивно волны возмущений накладываются в носовой части и в зоне хвостового оперения планера. Кроме того, они появляются на передней и задней кромках крыла, на передних кромках хвостового оперения, в зонах завихрителей потока и на кромках ВЗ.

Обоснование выбора компоновки воздухозаборника. Конструкция и аэродинамическая компоновка самолета должны обеспечивать выполнение противоречивых требований: сверхзвуковой крейсерской скорости полета с числом Маха $M = 1,8-2,0$ и скоростей захода на посадку $V = 250...300$ км/ч для обеспечения длины взлетно-посадочной полосы (ВПП) $L_{ВПП} \leq 1800$ м, размер которой определяется заданной тягой СУ на взлете.

При разработке ВЗ основным является выбор такой его компоновки, при которой обеспечивались бы минимальный взлетный вес и высокие аэродинамические характеристики, такие как лобовое сопротивление C_{x0} и аэродинамическое качество самолета K_{max} . Влияние углов атаки и скольжения на характеристики работы ВЗ учитывается уже в меньшей степени [4, 5].

Для исследуемого СДС была выбрана подкрыльевая компоновка ВЗ, потому что экранирующий эффект крыла обеспечивает высокие характеристики ВЗ на сверхзвуковых скоростях полета, а также возможность маневрирования самолета на дозвуковых скоростях при очень больших углах атаки и скольжения. Кроме того, такая компоновка удобна для размещения двигателей. Преимущество расположе-

ния ВЗ над крылом заключается в том, что снижается суммарный эффект звукового удара, а это для коммерческих самолетов весьма важно. Однако у такой компоновки остаются нерешенные проблемы, подлежащие отдельной проработке.

Воздухозаборники силовой установки можно компоновать в изолированных пакетах по два или больше. При выборе конструкции из сдвоенных ВЗ следует обратить внимание на их взаимодействие при неустойчивом течении, например, помпаже. В ходе исследования пакетов изолированных ВЗ была обнаружена существенная разница между ВЗ с горизонтальным и с вертикальным расположением клина. Если при вертикальном расположении и полных боковых щехах передача помпажа практически отсутствовала, то при горизонтальном — ее можно было предотвратить только путем применения разделительной перегородки, вынесенной вперед за косой срез ВЗ. Поэтому для силовой установки с рассматриваемыми ВЗ необходимо учесть данную особенность взаимного влияния, а также рассмотреть внедрение эффективной и быстродействующей антипомпажной системы ВЗ и двигателя.

Цель данной работы — создание электронно-цифровой модели спроектированного ВЗ и сравнение результатов газодинамического расчета с применением программных систем конечно-элементного анализа с результатами продувки модели рассматриваемого изолированного агрегата в сверхзвуковой аэродинамической трубе, а также проведение оценки эффективности работы ВЗ в принятых условиях аэродинамической компоновки.

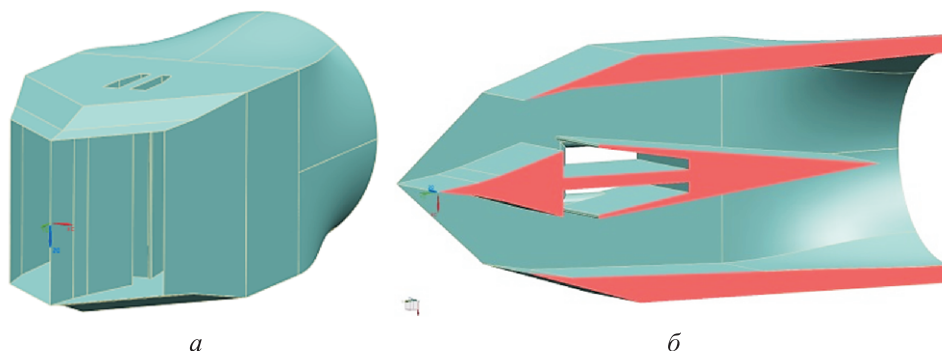


Рис. 1. Общий вид (а) и сечение (б) воздухозаборника для сверхзвукового делового самолета

Для перспективного СДС в качестве объекта исследований был выбран плоский регулируемый ВЗ внешнего сжатия с вертикальным расположением клина торможения, так называемый сдвоенный ВЗ (рис. 1). По сравнению с осесимметричным такое решение обусловлено его конструктивными преимуществами:

- более простой схемой регулирования;
- меньшей чувствительностью к изменению угла атаки или скольжения;
- большим удобством для применения на многодвигательных ВС, так как их можно взаимно расположить более компактно.

Постановка задачи исследования. Математическая модель входного устройства включает процедуры создания геометрической модели и расчетной сетки, а также выполнение расчета с использованием CFD-кода. Это позволило создать изолированную геометрию ВЗ для СДС и сравнить результаты расчета с результатами продувки модели в сверхзвуковой аэродинамической трубе ЦАГИ (АДТ СВС-2). Полученные результаты станут подтверждением корректного построения модели ВЗ, что позволит использовать ее при дальнейших работах по всему жизненному циклу изделия (ЖЦИ), используя весь спектр CALS-технологий.

Методика исследования. Алгоритм решения поставленной задачи представлен на рис. 2. С учетом геометрии объекта исследований моделируется ВЗ с трехступенчатым клином, в котором торможение потока происходит до входной плоскости.



Рис. 2. Алгоритм создания математической модели воздухозаборника

Качество торможения воздушного потока во входном устройстве характеризует коэффициент восстановления полного давления σ_{in} [6]:

$$\sigma_{in} = \frac{P_B^*}{P_H^*} = \frac{P_B^*}{P_H^*} \left[1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2 \right]^{\frac{k}{k-1}} = \frac{P_B^* \pi(M_{\Pi})}{P_H} = \frac{P_B^* \pi(\lambda)}{P_H}. \quad (1)$$

Здесь P_B^* — полное давление воздуха перед компрессором; P_H^* — полное атмосферное давление; k — отношение удельных теплоемкостей; M_{Π} — полетное число Маха; $\pi(\lambda_B) = \pi(M_B)$ — газодинамическая функция,

$$\pi(\lambda) = \frac{p}{p_0} = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (2)$$

где λ — приведенная скорость потока; p — статическое давление потока; p_0 — статическое давление на входе.

Если кинетическая энергия входящего потока полностью теряется, то

$$P_B^* = P_H, \quad (3)$$

где P_H — давление невозмущенного потока.

Таким образом, коэффициент восстановления полного давления

$$\sigma_{in} = \pi(\lambda_B) = \pi(M_B). \quad (4)$$

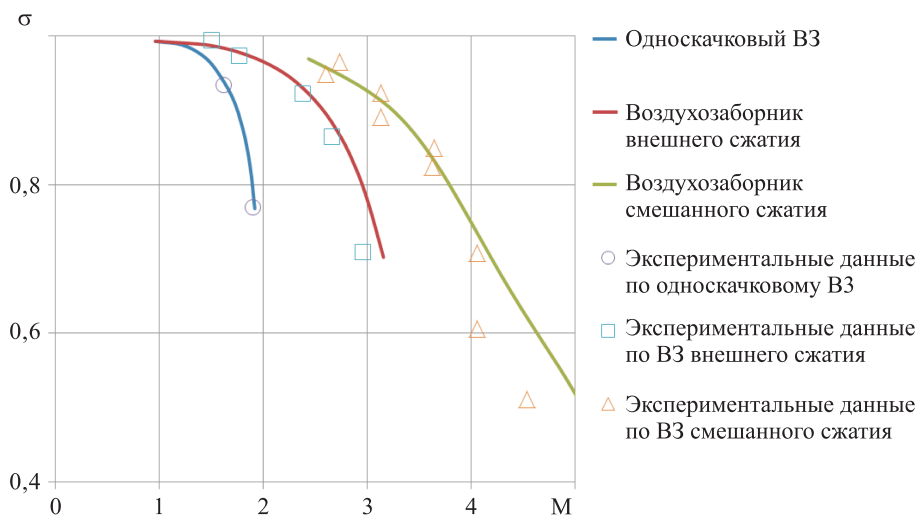


Рис. 3. Стандартная зависимость коэффициента восстановления полного давления от полетного числа Маха для различных типов сверхзвукового воздухозаборника

Если нет потери кинетической энергии, то

$$\sigma_{in} = 1. \quad (5)$$

Согласно стандартным зависимостям коэффициента восстановления полного давления от числа Маха полета, для входных устройств СУ различных типов, для сверхзвукового ЛА с крейсерским числом Маха $M = 1,8-2,0$ наиболее рационально применять входное устройство, в котором торможение потока происходит не менее чем в двух скачках уплотнения. Кроме того, процесс торможения необходимо осуществлять до входной плоскости обечайки (рис. 3) [7].

Оценка потерь полного давления в сдвоенном воздухозаборнике. Исследуемая модель ВЗ имеет квадратный вход с сечением $97 \times 97 \text{ мм}^2$, площадь входа модели $F_0 = 9409 \text{ мм}^2$, диаметр входного сечения, соответствующего входу в двигатель, $D_{дв} = 120 \text{ мм}$, расстояние от передней кромки обечайки до измерительного сечения 288 мм. Таким образом, отношение площади измерительного сечения $F_{дв}$ к площади входа модели F_0 равно 1,127. Участок канала, на котором происходит перестроение сечения с прямоугольного на круглое, имеет длину 118 мм, или $0,98 D_{дв}$.

Дроссельная характеристика экспериментального ВЗ, полученная при $M = 1,9$ на нулевом угле скольжения, а также зависимость от плотности тока $q(\lambda_{дв})$, суммарной однородности потока W и от интенсивности пульсаций ε приведены на рис. 4.

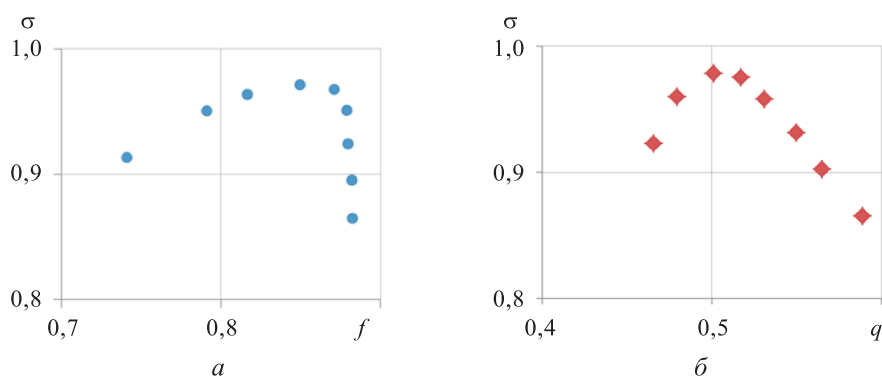


Рис. 4 (начало). Дроссельные характеристики экспериментального сдвоенного ВЗ, полученные при $M = 1,9$ на нулевом угле скольжения:

a — зависимость коэффициента сохранения полного давления σ от коэффициента расхода воздуха f ; b — взаимосвязь коэффициента сохранения полного давления σ от газодинамической функции (ГДФ) приведенной плотности тока q

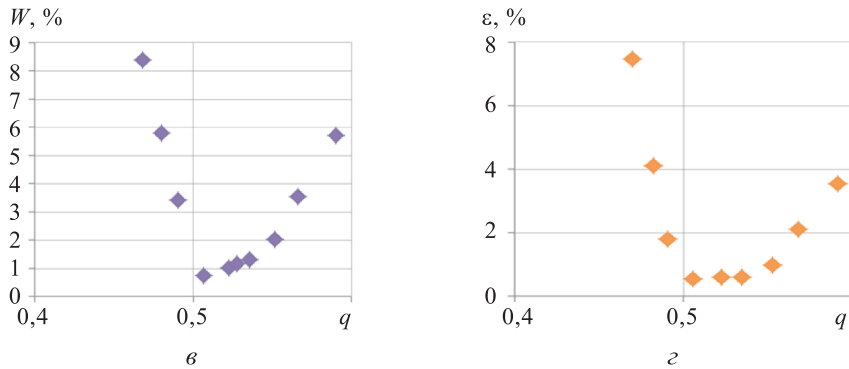


Рис. 4 (окончание). Дроссельные характеристики экспериментального сдвоенного ВЗ, полученные при $M = 1,9$ на нулевом угле скольжения:

v — зависимость суммарной однородности потока W от приведенной плотности тока q ;
 z — зависимость интенсивности пульсаций ε от приведенной плотности тока q

В результате в условно угловой точке дроссельной характеристики получены значения: $\sigma = 0,945$, $f = 0,875$, $W = 1,2$, $\varepsilon = 0,6$ %. При увеличении числа M от 1,8 до 2 наблюдается монотонное уменьшение уровня коэффициента восстановления полного давления. При переходе к числу $M = 2,05$ отмечается резкое уменьшение коэффициента σ . Максимальные значения коэффициента σ в зависимости от числа M представлены ниже:

M	1,8	1,85	1,90	1,95	2,0	2,05
σ	0,962	0,958	0,954	0,947	0,937	0,884

Численные расчеты газодинамических характеристик модельного изолированного входного устройства СУ, предназначенного для СДС. Расчетная конечно-элементная сетка САД-модели ВЗ показана на рис. 5. В качестве расчетного режима был выбран полет на крейсерской высоте ($H = 17600$ м) со скоростью $M = 1,9$ на нулевых углах атаки и скольжения.

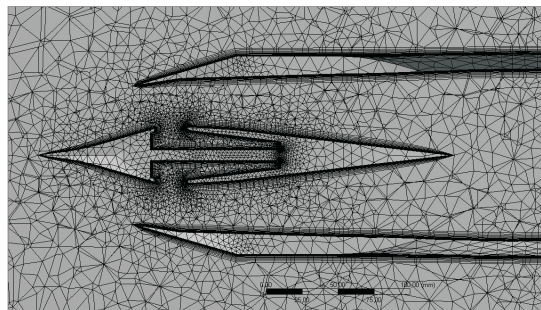


Рис. 5. Построение расчетной конечно-элементной сетки с помощью ANSYS Meshing

Для расчета течения использовался программный комплекс ANSYS CFX. Задача решена в стационарной постановке с применением осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса [8].

В препроцессоре определяются «физические границы»: задаются регионы INLET — параметры среды на входе в ВЗ, регионы OUTLET — параметры на выходе из ВЗ и на входе в компрессор, регионы WALL — параметры поверхности обечайки ВЗ. Регионы выделялись поочередно и им присваивались граничные условия. Высота полета составляет 17 600 м, число Маха равно 2, скорость потока окружающей среды, соответственно, течение потока — сверхзвуковое. Заданы также параметры среды: статическая температура, давление и скорость звука. Заданы параметры на выходе: расход воздуха двигателя составляет 0,4958 кг/с, скорость течения — дозвуковая [9].

Качество конечно-элементной модели (КЭМ) влияет на точность, сходимость и скорость получения решения. В данной модели был использован в основном тип объемных элементов Tet4 с минимальным размером элементов 1 мм — на плоскостях клина. Из-за сложности формы ВЗ и большого количества острых кромок необходимо было области с малым радиусом скругления обечайки разбивать более тщательно, что повлияло на время расчета и результат [10]. В ходе нескольких итераций построения сетки и подбора наиболее оптимальных параметров были получены удовлетворительные результаты.

Характеристики КЭМ приведены ниже:

Количество элементов	2 879 366
Количество узлов	1 039 804
Базовый размер элемента, мм	25
Максимальный размер элемента, мм	250
Число призматических слоев вдоль стенок	12
Первый слой	0,1
Коэффициент роста по всей модели	1,2

Математическая модель. При расчете были приняты следующие допущения: задано, что обечайка ВЗ адиабатическая; при расчете использовалась модель турбулентности SST.

Такой комбинированный метод заключается в преобразовании уравнений k — ε -модели турбулентности к k — ω -формулировке. Уравнения видоизмененной k — ε -модели дополняются стыковочной эмпирической функцией $1 (F_1)$. Функция F_1 принимает значение $F_1 = 1$ вблизи поверхности и обращается в нуль за пределами пограничного слоя, т. е. на линии границы пограничного слоя и за его пределами k — ε -модель возвращается к первоначальной стандартной формулировке.

Эта модель, учитывающая перенос касательных напряжений, показала хорошие результаты при расчете течений в зоне отрыва и

при большом продольном градиенте давления. Основные уравнения модели:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho K) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_j K) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_{K3}} \right) \frac{\partial K}{\partial x_j} \right] + P_K - \beta_0^* \rho K \omega; \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_j \omega) = & \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_{\omega 3}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \\ & + \alpha_3 \frac{\omega}{K} P_K - \beta_3^* \rho \omega^2 + (1 - F_1) \frac{2\rho}{\sigma_{\omega 3}} \frac{\partial K}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, \end{aligned} \quad (7)$$

где ρ — плотность газовой смеси; K — кинетическая энергия турбулентности, $K = \frac{1}{2} u_j^2$; u_j — компонента скорости; μ — коэффициент динамической вязкости; μ_T — коэффициент турбулентной вязкости; α — числовая константа, $\alpha = 5/9$; ω — величина, обратно пропорциональная характерному масштабу времени τ , имеет размерность частоты, $1/\text{с}$.

Коэффициенты, приведенные ниже, — линейная комбинация соответствующих коэффициентов моделей, лежащих в основе метода:

$$\alpha_3 = F_1 \alpha + \alpha_2 (1 - F_1); \quad \beta_3 = F_1 \beta_0 + \beta_2 (1 - F_1); \quad (8)$$

$$\frac{1}{\sigma_{K3}} = F_1 \frac{1}{\sigma_{K1}} + (1 - F_1) \frac{1}{\sigma_K}; \quad \frac{1}{\sigma_{\omega 3}} = F_1 \frac{1}{\sigma_{\omega 1}} + (1 - F_1) \frac{1}{\sigma_{\omega 2}}. \quad (9)$$

Стыковая функция в модели Менгера строится таким образом, чтобы наиболее адекватно учитывать перенос напряжения трения в пограничном слое: $F_1 = 1$ — вблизи поверхности, $F_1 = 0$ — за пределами пограничного слоя.

В модели Менгера коэффициент турбулентности вязкости определяется по формуле

$$\mu_T = \rho \frac{a_1 K}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)} = \rho \frac{K}{\max(\omega, S F_2 / a_1)}, \quad (10)$$

где $a_1 = 0,31$; Ω — интенсивность завихрений; S — инвариант тензора скоростей деформации, $S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}}$; S_{ij} — тензор скоростей деформации, $S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$.

В данной модели стыковочные функции определяются по следующим законам:

$$F_1 = \text{tg}(arg_1^4), \quad (11)$$

$$arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{K}}{\beta_0^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho K}{CD_{K\omega} \sigma_{\omega 2} y^2} \right], \quad (12)$$

$$CD_{K\omega} = \max \left(\frac{2\rho}{\sigma_{\omega 2} \omega} \frac{\partial K}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 1, 0 \cdot 10^{-10} \right), \quad (13)$$

$$F_2 = \text{tg}(arg_2^2), \quad (14)$$

$$arg_2 = \max \left(\frac{2\sqrt{K}}{\beta_0^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right), \quad (15)$$

где y — расстояние до стенки; $\beta_0^* = 0,09$ — числовая константа.

Расстояние от стенки допускается определять геометрически, но для получения более точных данных используется следующий алгоритм:

для всей расчетной области решается уравнение Пуассона

$$\nabla^2 \phi = -1 \quad (16)$$

с граничными условиями Дирихле $\phi = 0$ на стенке и Неймана $\frac{\partial \phi}{\partial n} = 0$ —

на всех остальных границах;

после нахождения функции ϕ расстояние от стенки определяется через градиент ϕ :

$$y = -|\nabla \phi| + \sqrt{|\nabla \phi|^2 + 2\phi}. \quad (17)$$

Результаты исследований. Дроссельная характеристика сдвоенного ВЗ, полученная с помощью методов математического моделирования на крейсерском режиме полета, приведена на рис. 6. Поля газодинамических характеристик течения в продольном сечении ВЗ на крейсерском режиме полета показаны на рис. 7.

При сравнении результатов расчета КЭМ ВЗ и результатов продувки было определено, что электронная модель построена корректно — результаты основных характеристик на контрольных точках совпадают на всех просчитываемых режимах. Данная компоновка ВЗ обеспечивает корректную и эффективную работу двигателя на всех расчетных режимах полета СДС.

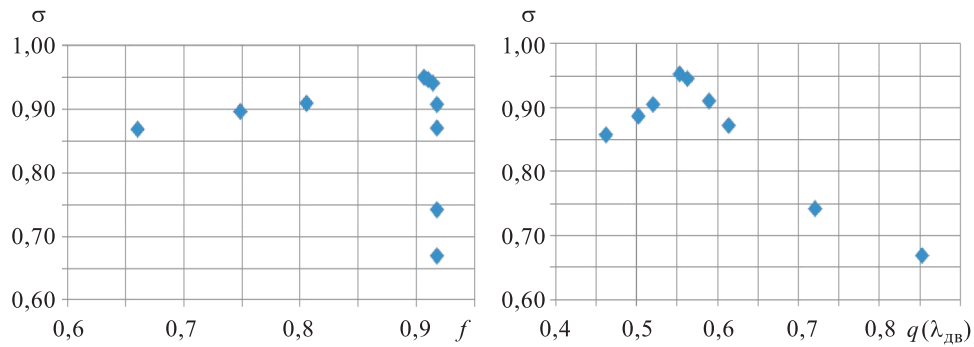


Рис. 6. Дроссельные характеристики ВЗ СДС на крейсерском режиме полета (при $M = 1,9$ на нулевом угле скольжения)

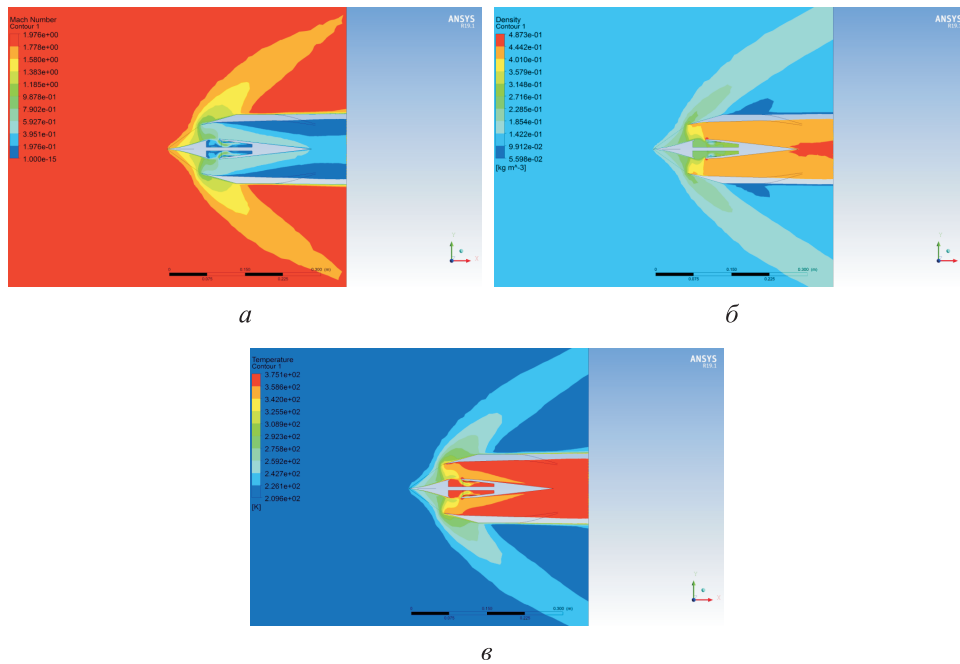


Рис. 7. Поле распределения газодинамических характеристик течения в продольном сечении ВЗ на крейсерском режиме полета:
 а — поле распределения числа М; б — поле распределения давлений;
 в — поле распределения температуры

Вычисление числа Рейнольдса выполняется на выходном (контрольном) сечении ВЗ. Коэффициент динамической вязкости принят $\mu = 1,831 \cdot 10^{-5}$, скорость потока $u = 98,05$ м/с, плотность потока $\rho = 0,456$ кг/м³. Приведенные значения получены в результате расчета.

Линейный размер — диаметр выходного сечения модели ВЗ, равен 120 мм:

$$Re = \frac{\rho u L}{\mu} = 293\,053,0.$$

Заключение. Разработан плоский сверхзвуковой ВЗ ($M_p = 1,9$) с относительной длиной, равной 2,4 диаметра входа в двигатель, отличительной особенностью которого является наличие центрального тела в виде клина, образующего двустороннюю поверхность сжатия.

При расчетном числе $M_p = 1,9$ и нулевом угле скольжения ВЗ в условной точке (у. т.) дроссельной характеристики имеет следующие характеристики: $\sigma_{у.т.} = 0,945$ при $f = 0,875$, $W_{у.т.} = 1,2\%$, $\Delta K_{у.в.} \approx 7\%$ — противопопажный запас ВЗ.

Поле относительных полных давлений в выходном сечении ВЗ имеет зоны с пониженным давлением вблизи стенок канала и в его центральной части.

По результатам продувки выявлено, что выполненная конструктивно-компоновочная геометрия плоского ВЗ (длиной 2,4 калибра, с вертикальным клином) позволяет получить на расчетном режиме $M_{\text{потока}} = 2M_p = 1,9$; $\sigma = 0,945$. Исследуемую модель ВЗ следует принять для дальнейших проработок применительно к СДС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. [и др.] *Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники*. Москва, МАИ, 2020, 448 с. ISBN 978-5-4316-0694-6
- [2] Barabanov A.V., Serebryansky S.A. Substantiation of choosing rational appearance of nose of aircraft with the use of mathematical modeling. *Aerospace Systems*, 2021, vol. 4, no. 2, pp. 171–177. DOI 10.1007/s42401-020-00079-2
- [3] Kozelkov A.S., Strelets D.Y., Sokuler M.S., Arifullin R.H. Application of mathematical modeling to study near-field pressure pulsations of a near-future prototype supersonic business aircraft. *Journal of Aerospace Engineering*, 2022, vol. 35, no. 1, paper no. 04021120.
- [4] Ommi F., Farajpour Khanaposhtani V., Agha Seyed Mirzabozorg M., Nekoufar K. A new approach for supersonic diffuser design. *Journal of Applied Sciences Research*, 2010, vol. 6, no. 5, pp. 401–414. INSInet Publication.
- [5] Ремеев Н.Х., Хакимов Р.А. О формировании пространственного отрывного течения в области взаимодействия системы косых скачков уплотнения с пограничным слоем. *Ученые записки ЦАГИ*, 2001, т. 32, № 1–2, с. 48–59.
- [6] Нечаев Ю.Н., Фёдоров Р.М. *Теория авиационных газотурбинных двигателей. Часть I*. Москва, Машиностроение, 1977, 312 с.
- [7] Kapoor K., Anderson B.H., Shaw R.J. A full Navier—Stokes analysis of subsonic diffuser of a bifurcated 70/30 supersonic inlet for high speed civil transport application. NASA Technical Memorandum, 1994. Document ID 19950004408. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19950004408>

- [8] Гунько Ю.П., Александров Е.А. Расчетное газодинамическое моделирование сверхзвукового трехмерного воздухозаборника. *Теплофизика и аэромеханика*, 2010, т. 17, № 1, с. 63–75.
- [9] Салтыков А.С. Применение программного комплекса ANSYS CFX для расчета характеристик авиационных силовых установок боевых самолетов в целях повышения безопасности полета. *Механика и машиностроение*, 2012, т. 14, № 4 (2), с. 753.
- [10] Милешин В.И., Тилляева Н.И. Сравнение расчетных и экспериментальных данных по обтеканию осесимметричных воздухозаборников на режимах с выбитой ударной волной. *Ученые записки ЦАГИ*, 1982, т. 8, № 2, с. 138

Статья поступила в редакцию 28.01.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Николаева А.А., Серебрянский С.А. Подход к выбору компоновки воздухозаборника сверхзвукового пассажирского самолета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 5. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-5-2176>

Николаева Анастасия Анатольевна — студент, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Область интересов: конструирование летательных аппаратов. e-mail: kosmosonelove@yandex.ru

Серебрянский Сергей Алексеевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники», Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). e-mail: s-s-alex@mail.ru

An approach to choosing the configuration of a supersonic passenger aircraft air intake

© A.A. Nikolaeva, S.A. Serebryansky

Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russia

The flight at supersonic speed requires coordination of the operation modes of the air intake and the engine, which are part of the power plant. Relying on the results of the experiment — blowdown in a supersonic wind tunnel and developing an electronic model, the study comprehensively analyses the most efficient configuration of the inlet device of the power plant of an advanced business aircraft. Findings of the research make it possible to assess the efficiency of the configuration for the given engine parameters and estimate the impact and future prospects for the use of an air intake when improving the engine or installing a new one. This is especially important in terms of the cost of further research, since the appropriate mathematical model leads to reducing costs for experimental blowdowns in more complex design cases.

Keywords: input device, air intake, supersonic, supersonic business aircraft, commercial, aviation, design, calculation methods, aerodynamics, finite element model

REFERENCES

- [1] Bratukhin A.G., Serebryansky S.A., Strelets D.Yu., et al. *Tsifrovye tekhnologii v zhiznennom tsikle Rossiyskoy konkurentosposobnoy aviatsionnoy tekhniki* [Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment]. Moscow, MAI Publ., 2020, 448 p.
- [2] Barabanov A.V., Serebryansky S.A. Substantiation of choosing rational appearance of nose of aircraft with the use of mathematical modeling. *Aerospace Systems*, 2021, vol. 4, no. 2, pp. 171–177. DOI: 10.1007/s42401-020-00079-2
- [3] Kozelkov A.S., Strelets D.Y., Sokuler M.S., Arifullin R.H. Application of mathematical modeling to study near-field pressure pulsations of a near-future prototype supersonic business aircraft. *Journal of Aerospace Engineering*, 2022, vol. 35, no. 1, paper no. 04021120.
- [4] Ommi F., Farajpour Khanaposhtani V., Agha Seyed Mirzabozorg M., Nekoufar K. A new approach for supersonic diffuser design. *Journal of Applied Sciences Research*, 2010, vol. 6 (5), pp. 401–414. INSInet Publication.
- [5] Remeev N.Kh., Khakimov R.A. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2001, vol. 32, no. 1–2, pp. 48–59.
- [6] Nechaev Yu.N., Fedorov P.M. *Teoriya aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley. Chast 1* [Theory of aircraft gas turbine engines. Part 1]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977, 312 p.
- [7] Kapoor K., Anderson B.H., Shaw R.J. *A full Navier—Stokes analysis of subsonic diffuser of a bifurcated 70/30 supersonic inlet for high speed civil transport application*. NASA Publ., 1994, 18 p.
- [8] Gunko Hu.P., Aleksandrov E.A. *Teplofizika i aeromekhanika — Thermophysics and Aeromechanics*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 63–75.
- [9] Saltykov A.S. *Mekhanika i mashinostroenie (Mechanics and mechanical engineering)*, 2012, vol. 14, no 4 (2), pp. 753.
- [10] Mileshein V.I., Tillyaeva N.I. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1982, vol. 8, no. 2, pp. 138.

Nikolaeva A.A., Bachelor's degree student, Moscow Aviation Institute, Research interests: Aircraft Design. e-mail: kosmosonelove@yandex.ru

Serebryansky S.A., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Design and Certification of Aviation Technology, Moscow Aviation Institute.
e-mail: s-s-alex@mail.ru