

*Разработка одномерной математической модели пространственного воздухозаборника силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета**

А. Д. Алendarь^{1,2}, В. Г. Белова¹, д.т.н. А. С. Полев¹, к.т.н. В. А. Степанов¹, д.т.н. М. В. Силуянова²

// ¹ ФАУ «Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова», Россия, г. Москва;

² ФГБОУ ВО Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Россия, г. Москва.

E-mail: artem.alendar@mail.ru, dc2mati@yandex.ru

Аннотация. Статья посвящена разработке одномерной математической модели воздухозаборника силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета, позволяющей определять его интегральные параметры (коэффициент расхода, коэффициент восстановления полного давления и коэффициент сопротивления) с учетом его согласования с двигателем по расходу и параметрам рабочего тела во всем эксплуатационном интервале полетных условий. Математическая модель разрабатывается применительно к нерегулируемому конвергентному воздухозаборнику смешанного сжатия со стреловидным клином и шестиугольной формой входного сечения. **Ключевые слова:** сверхзвуковой воздухозаборник, математическая модель, коэффициент восстановления полного давления, коэффициент расхода, коэффициент внешнего аэродинамического сопротивления.

Abstract. The article is devoted to the development of a one-dimensional mathematical model of the air intake of a supersonic passenger aircraft power plant, which allows determining its integral parameters (flow coefficient, full pressure recovery coefficient and resistance coefficient), taking into account its coordination with the engine in terms of flow and parameters of the working fluid in the entire operational range of flight conditions. The mathematical model is being developed in relation to an unregulated convergent air intake of mixed compression with a swept wedge and a hexagonal shape of the inlet section. **Keywords:** supersonic air intake, mathematical model, total pressure recovery, flow rate, drag.

При решении задачи определения облика силовой установки (СУ) на этапах предварительного проектирования широко применяют одномерные математические модели (ММ), позволяющие в максимально короткие сроки определять тягово-экономические характеристики СУ, параметры рабочего тела по тракту и другие во всем интервале полетных условий [1 и 2]. В случае решения этой задачи применительно к СУ сверхзвукового пассажирского самолета [3–5] особенно важным становится достоверное описание воздухозаборника (ВЗ), ввиду сильной зависимости его параметров от числа Маха полета, выбранной схемы торможения и др. [6].

В настоящее время существует множество одномерных математических и полуэмпирических моделей, позволяющих оценивать характеристики плоских и осесим-

метричных сверхзвуковых ВЗ [7–12]. Однако, интервалы применения таких моделей, как по расчетным числам Маха, так и по схемам ВЗ, крайне узки, что не позволяет применять их для корректной оценки характеристик ВЗ сложной пространственной геометрии (трапециевидные, многоугольные и др.), рассматриваемых в настоящее время для СПС [13–16], без введения многочисленных поправок.

Цель данной работы — создание одномерной математической модели сверхзвукового ВЗ с шестиугольной формой входного сечения [17–19], позволяющей определять его интегральные параметры (коэффициент расхода $\Phi_{ВЗ}$, коэффициент восстановления полного давления $\sigma_{ВХ}^*$ и коэффициент сопротивления $C_{xВЗ}$) и параметры потока по тракту во всем интервале полетных условий с учетом толщины вытеснения пограничного слоя δ^* [20] и зависимости свойств рабочего тела от температуры.

В качестве базового объекта моделирования рассматривается сверхзвуковой нерегулируемый ВЗ смешанного сжатия (рис. 1, а) с расчетным числом Маха $M_\infty = 1,9$, имеющий шестиугольную форму входного сечения, оснащенный системой слива пограничного слоя в горле. На расчетном режиме торможение воздушного потока осуществляют в двух косых скачках и замыкающем прямом скачке уплотнения. Начало боковых шек ВЗ смещено вниз по потоку для увеличения перепуска воздуха на дроссельных режимах. Кромка обечайки выполнена с изломом в соответствии с линиями пересечения первого скачка уплотнения с обечайкой при расчетном числе M_∞ . Угол β_Σ наклона клина составляет 10 градусов. Обечайка выполнена без поднутрения. Наружный угол $\delta_{об}$ наклона обечайки составляет 10 градусов.

Для верификации ММ выполнена серия численных расчетов параметров ВЗ в изолированной постановке в нескольких точках траектории: $M_\infty = 1,9$ и $H = 15$ км; $M_\infty = 1,6$ и $H = 15$ км; $M_\infty = 1,2$ и $H = 10$ км; $M_\infty = 0,8$ и $H = 8$ км; $M_\infty = 0,4$ и $H = 1$ км; $M_\infty = 0,25$ и $H = 0$ км в условиях международной стандартной атмосферы. Расчеты проведены в трехмерной стационарной постановке путем интегрирования системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, описывающих пространственные течения вязкого сжимаемого совершен-

* Работа выполнена в рамках реализации Программы создания и развития НЦМУ «Сверхзвук» на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от «24» июня 2021 г. № 075-15-2021-605).

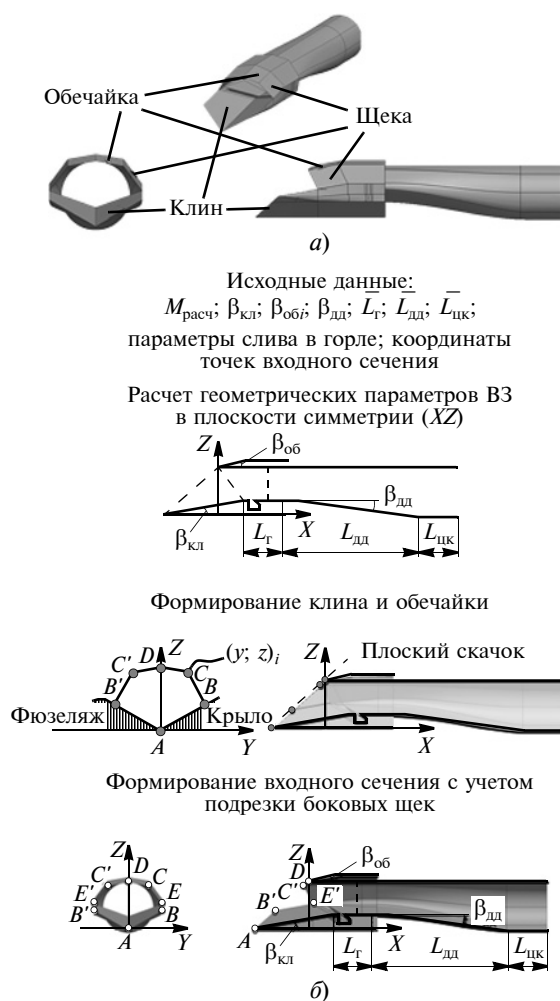


Рис. 1. Геометрия рассматриваемого воздухозаборника (а) и определение геометрических параметров ВЗ на расчетном режиме (б) (обозначения см. в тексте)

ного газа при постоянной теплоемкости с применением « $k-\varepsilon$ » модели турбулентности.

Для численных расчетов применена блочно-структурированная сетка общим числом ячеек $2 \cdot 10^7$. Всю расчетную область разбивали на подобласти в соответствии с особенностями течения и геометрии ВЗ. Параметры набегающего потока задавали в соответствии с точками траектории полета. На выходе из канала ВЗ в качестве граничного условия задавали статическое давление, величина которого позволяет моделировать разные режимы работы ВЗ, возникающие при его совместной работе с двигателем. На стенках ВЗ задавали условие прилипания. В результате численных расчетов получены локальные параметры рабочего тела по тракту ВЗ и определены $\varphi_{ВЗ}$, $\sigma_{ВХ}^*$ и $C_{х\text{об}}$. Расчет геометрических параметров ВЗ на расчетном режиме выполняют в следующей последовательности (рис. 1, б).

1. При заданных расчетном $M_{\text{расч}}$ числе Маха, углах $\beta_{\text{кл}i}$ и $\beta_{\text{об}i}$ панелей клина и обечайки, а также относительной длине горла \bar{L}_r , относительной длине $\bar{L}_{\text{дд}}$ и угле $\beta_{\text{дд}}$ раскрытия дозвукового диффузора, относительной длине $L_{\text{чк}}$ цилиндрического канала и параметрах системы слива в горле определяют геометрию ВЗ в относительных размерах (относительно высоты входа) в продольной плоскости симметрии $X-Z$.

2. При заданных координатах точек клина и обечайки (точки A, B, C, D , см. рис. 1, б) в плоскости $Y-Z$, которые выбираются исходя из рационального расположения ВЗ между крылом и фюзеляжем летательного аппарата, определяют геометрические параметры клина и обечайки. При этом, точки A, B, C и D лежат на одной прямой в плоскости $X-Z$ из условия, что на расчетном режиме первый косой скачок уплотнения является плоским. Далее, в целях обеспечения «автозапуска» ВЗ и увеличения перепуска воздуха на дроссельных режимах, в плоскости $X-Z$ задают координаты точки, определяющей подрезку боковой щеки (точка E на рис. 1, б).

3. Площадь $F_{\text{ВХ}}$ входа ВЗ и другие абсолютные размеры определяют при известном потребном расходе воздуха через двигатель на расчетном режиме ВЗ. На нерасчетном режиме ВЗ при наличии регулирования (например, изменение угла наклона панелей клина) в зависимости от числа Маха полета и режима работы двигателя определяют положения регулируемых элементов ВЗ. При фиксированной геометрии, числе Маха набегающего потока и потребном расходе воздуха через двигатель из условия параллельности линий тока поверхностям торможения определяют точки пересечения линий тока со скачками уплотнения в характерных сечениях ВЗ, как это показано на рис. 2, а.

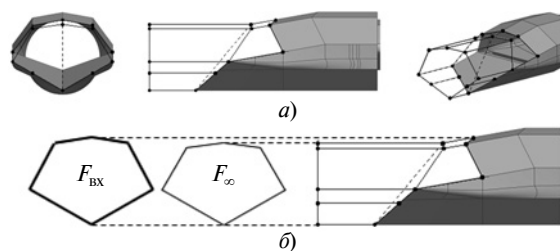


Рис. 2. Границы струйки тока при нерасчетном числе Маха перед ВЗ (а) и площади $F_{\text{ВХ}}$ и F_{∞} для определения коэффициента расхода скачков (б)

Для определения $\varphi_{ВЗ}$ рассчитывают коэффициенты: расхода горла φ_r , расхода системы скачков уплотнения $\varphi_{\text{ск}}$, расхода на слив в горле $\varphi_{\text{слив}}$, а также расхода на боковое растекание перед входом в ВЗ $\varphi_{\text{бок}}$. Значение $\varphi_{ВЗ}$ вычисляют по формуле [21]:

$$\varphi_{ВЗ} = \begin{cases} \varphi_r = \frac{F_r q(\lambda_r) \sigma_{\text{ск}}^*}{q(\lambda_{\infty})}, & \text{если } \varphi_r < \varphi_{\text{ск}} - \varphi_{\text{слив}} - \varphi_{\text{бок}}; \\ \varphi_{\text{ск}} - \varphi_{\text{слив}} - \varphi_{\text{бок}}, & \text{если } \varphi_r > \varphi_{\text{ск}} - \varphi_{\text{слив}} - \varphi_{\text{бок}}, \end{cases} \quad (1)$$

где F_T — площадь горла; $\sigma_{ск}^*$ — коэффициент восстановления полного давления в скачках уплотнения; λ_T — приведенная скорость потока в горле.

Значение $\varphi_{ск}$ определяют как отношение площади F_{∞} сечения струйки тока к площади $F_{ВХ}$ входа ВЗ [21]. Например, на рис. 2, б представлены F_{∞} и $F_{ВХ}$ при числе Маха набегающего потока меньше расчетного.

Значение $\varphi_{слив}$ определяют по методике, аналогичной из работы [22], при допущении, что в подкапотном пространстве скорость воздушного потока равна нулю, и при известных потерях полного давления в системе слива. Дополнительно в ММ добавлена возможность регулирования слива в горле путем изменения площади $F_{ВЫХ}$ выходного отверстия (рис. 3). Также учитывают положение скачков уплотнения относительно щели слива и ее стреловидная форма.

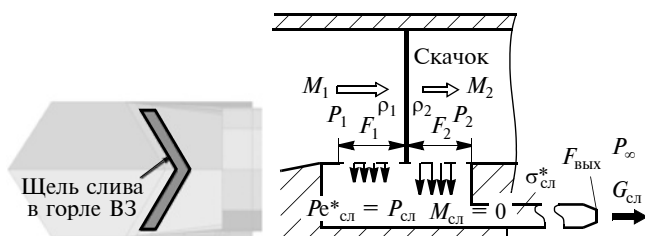


Рис. 3. К расчету коэффициента расхода на слив в горле ВЗ

Боковое растекание потока в основном характерно для чисел Маха набегающего потока меньше расчетного, когда между щекой, скачком уплотнения и линией тока образуются площади $F_{бок}$, через которые под действием повышенного давления происходит растекание потока мимо входного сечения ВЗ [21]. Однако у рассматриваемого ВЗ щеки выполнены со значительной подрезкой, что приводит к растеканию даже при $M_{\infty} = M_{расч}$.

Для расчета $\varphi_{бок}$ за i -м скачком уплотнения используют формулу: $\varphi_{бок i} = (\mu v_{ист i} \rho_i 2 F_{бок i}) / (V_{\infty} \rho_{\infty} F_{\infty})$, где μ — поправка на коэффициент расхода; ρ — плотность воздуха;

$v_{ист i} = \sqrt{2 \frac{k}{k-1} \frac{p_i}{\rho_i} \left[1 - \left(\frac{p_{\infty}}{p_i} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$ — скорость истечения.

Для определения поправки μ боковые площади $F_{бок}$, образуемые скачками уплотнения, клином и боковыми щеками, рассчитывали в соответствии с рис. 4, а. На режимах с головной волной для расчета $F_{бок}$ по расположению изолиний числа Маха, полученных в результате численного расчета, приближенно задавали положение прямого скачка уплотнения (см. рис. 4, а).

При известных параметрах воздуха за скачками уплотнения, а также из условия, что $\varphi_{бок} = \varphi_{ск} - \varphi_{слив} - \varphi_{ВЫХ}$, вычислены значения μ . При этом, значение $\varphi_{ск}$ рассчитывали в одномерном приближении, а значения $\varphi_{слив}$ и $\varphi_{ВЫХ}$ получены в результате численных расчетов. На рис. 4, б

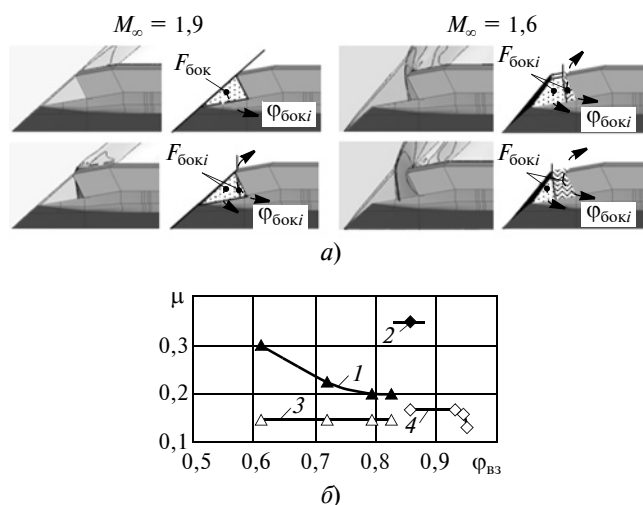


Рис. 4. К расчету площадей $F_{бок}$ и $F_{бок i}$ бокового растекания (а) и поправка μ для расчета коэффициента $\varphi_{ВЗ}$ расхода на боковое растекание за выбитой волной (1 и 2) и за косым скачком (3 и 4) (3 — $M_{\infty} = 1,6$; 4 — $M_{\infty} = 1,9$) (б)

показаны зависимости поправки μ от коэффициента расхода ВЗ и полетного числа Маха.

Коэффициенты восстановления полного давления и параметров потока по тракту ВЗ рассчитывают в плоскости X—Z (см. рис. 1, б). Величину коэффициента $\sigma_{ВХ}^*$ восстановления полного давления в ВЗ рассчитывают как произведение коэффициентов восстановления полного давления в скачках уплотнения $\sigma_{ск}^*$, в дозвуковом диффузоре $\sigma_{дд}^*$ и цилиндрическом канале $\sigma_{цк}^*$ [21].

Для определения углов α_i наклона косых скачков применяют формулу, позволяющую исключить применение итерационного расчета [7]:

$$\operatorname{ctg}(\alpha) =$$

$$= A \cos \left\{ \frac{1}{3} \left[\arccos \left(-\frac{2 \left(\frac{B}{3} \right)^3 - \frac{B(1-M^2)}{3} + C}{A} \right) + \pi(M)k \right] \right\} - \frac{B}{3},$$

$$\text{где } A = 2 \left[\frac{1}{3} \left(1 - M_1^2 - \frac{B}{3} \right)^3 \right]^{1/2}; \quad B = \left(1 + \frac{k+1}{2} M_1^2 \right) \operatorname{tg} \beta;$$

$$C = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_1^2 \right) \operatorname{tg} \beta; \quad M — \text{число Маха перед скачком}$$

уплотнения; k — показатель адиабаты; β — угол между вектором скорости потока и поверхностью торможения; $\pi(M)$ — газодинамическая функция.

При сверхзвуковом течении на клине $\sigma_{ск}^*$ рассчитывают с помощью классических соотношений газовой динамики [21 и 23]. Для оценки потерь полного давления в системе скачков уплотнения на сверхзвуковых дроссельных режимах ВЗ (когда потребный коэффициент расхода меньше, чем располагаемый) прямой скачок

уплотнения сдвигается против потока. При этом учитывают увеличение $\varphi_{\text{слив}}$ вследствие роста статического давления над щелью слива и увеличение $\varphi_{\text{бок}}$ вследствие появления головной волны.

При пересечении скачков уплотнения выполняется осреднение потоков по площади с учетом клинообразной формы скачков (рис. 5, а). Прямой скачок сдвигается до тех пор, пока не выполнится условие равенства $\varphi_{\text{ВЗ}}$ и $\varphi_{\text{потр}}$, либо до минимального возможного значения $\varphi_{\text{ВЗ}}$, которое ограничивается по результатам численных и экспериментальных исследований ВЗ [21]. Значения $\sigma_{\text{дд}}^*$ и $\sigma_{\text{кан}}^*$ рассчитывают по полуэмпирическим зависимостям, учитывающим влияние геометрических характеристик каналов и значение приведенной скорости [21 и 24].

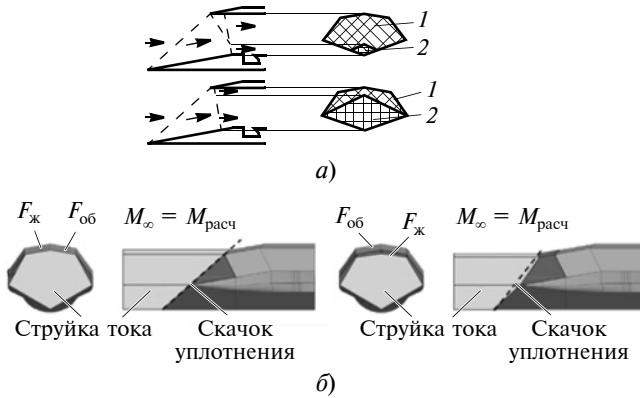


Рис. 5. Площади для осреднения потоков 1 и 2 после пересечения скачков (а) и площади $F_{\text{об}}$ и $F_{\text{ж}}$ для расчета коэффициентов $C_{x\text{об}}$ и $C_{x\text{ж}}$ при $M_{\infty} = M_{\text{расч}}$ и $M_{\infty} < M_{\text{расч}}$

При расчете коэффициента внешнего сопротивления ВЗ $C_{x\text{ВЗ}}$ учитывают сопротивление обечайки и по жидкой линии тока. Площадь участка жидкой линии тока $F_{\text{ж}}$, необходимую для расчета $C_{x\text{ж}}$, определяют перпендикулярно к вектору скорости набегающего потока по точкам пересечения косых скачков уплотнения с линиями тока [23]. Для расчета $C_{x\text{об}}$ значение $F_{\text{об}}$ равняется площади проекции обечайки и боковых щек на плоскость, перпендикулярную к вектору скорости набегающего потока. Для рассматриваемого ВЗ с одним внешним скачком уплотнения схема определения площадей показана на рис. 5, б.

На режимах работы ВЗ с головной волной (ГВ) внешнее сопротивление увеличивается по сравнению с значением на критическом режиме. Для расчета относительного увеличения сопротивления принята следующая формула:

$$\Delta c_x = (\varphi_{\text{max}} - \varphi_{\text{ВЗ}}) \times \left[2 - \frac{\cos \beta_{\Sigma}}{\lambda_{\text{ВХ}} \lambda_{\infty}} \left(1 + \frac{\varphi_{\text{ВЗ}}}{\varphi_{\text{max}}} \right) + \frac{\sin \beta_{\Sigma}}{\lambda_{\infty}} \left(1 - \frac{\varphi_{\text{ВЗ}}}{\varphi_{\text{max}}} \right) \right],$$

где φ_{max} — коэффициент расхода ВЗ на критическом режиме; $\varphi_{\text{ВЗ}}$ — коэффициент расхода ВЗ на режиме с ГВ; $\lambda_{\text{ВХ}}$ — приведенная скорость перед ГВ.

В случае, когда на клине имеются прямые скачки уплотнения и дозвуковые зоны за ними, для расчета $C_{x\text{ВЗ}}$ применяют теорию околзвукового подобия [25]. При

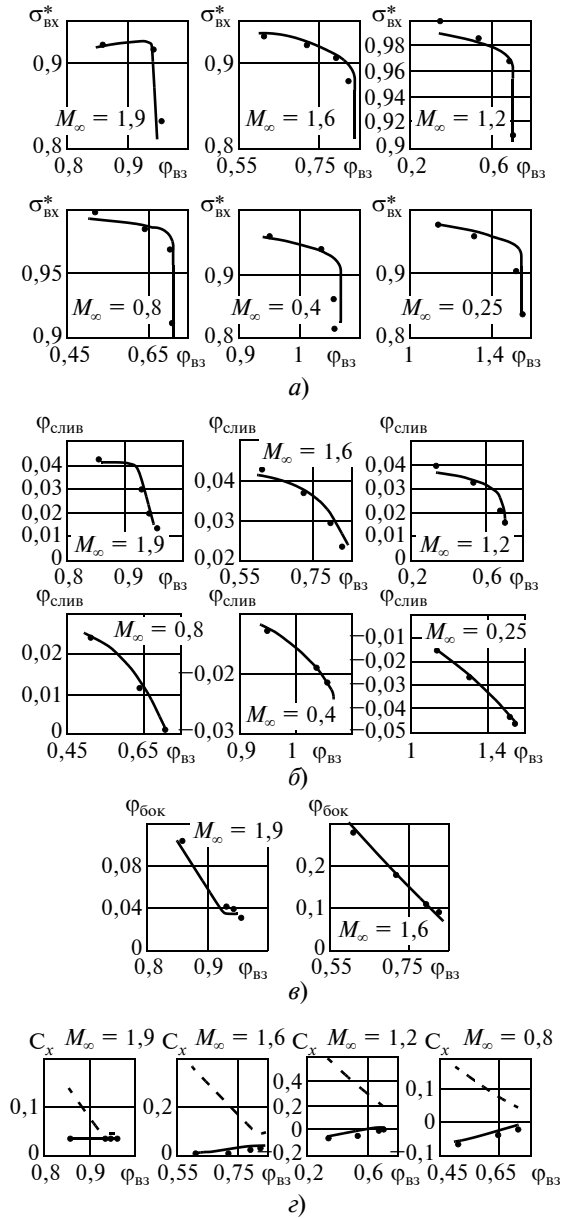


Рис. 6. Зависимости: коэффициента $\sigma_{\text{ВХ}}^*$ восстановления полного давления (а); коэффициента $\varphi_{\text{слив}}$ расхода на слив в горле (б); коэффициента $\varphi_{\text{бок}}$ расхода на боковое растекание (в) и коэффициента C_x внешнего аэродинамического сопротивления (з) от коэффициента $\varphi_{\text{ВЗ}}$ расхода ВЗ [а, б, в — сплошные кривые получены с помощью 1DMM, точки — CFD; з — кривые — 1DMM, точки — CFD (обечайка), штриховые линии — 1DMM (суммарное сопротивление)]

полностью дозвуковом течении на клине, или за прямым скачком уплотнения на кромке клина используют обобщенные полуэмпирические зависимости, полученные в ходе экспериментальных и численных исследований сверхзвуковых плоских воздухозаборников [7 и 21].

Выполнено сравнение результатов расчетов, полученных с помощью описанной одномерной ММ (1D ММ) и численного моделирования (CFD). На рис. 6 показаны графики зависимости: $\sigma_{ВХ}^*$ от $\Phi_{ВЗ}$ (а), $\Phi_{слив}$ от $\Phi_{ВЗ}$ (б), $\Phi_{бок}$ от $\Phi_{ВЗ}$ для чисел Маха набегающего потока, при которых расход воздуха через ВЗ определяется системой скачков уплотнения [см. формулу (1)] (в) и $C_{хоб}$ от $\Phi_{ВЗ}$ (г). Дополнительно на графики нанесены зависимости коэффициента суммарного внешнего сопротивления, полученные с помощью одномерной ММ.

Таким образом, разработанная одномерная ММ пространственного сверхзвукового ВЗ с шестиугольной формой входного сечения позволяет рассчитывать его интегральные характеристики: коэффициент восстановления полного давления, коэффициент расхода и коэффициент внешнего аэродинамического сопротивления во всем интервале полетных условий, характерных для сверхзвукового пассажирского самолета. При этом, расхождение результатов одномерного расчета интегральных параметров ВЗ с численным расчетом не превышает 1–1,5 %. В дальнейшем разработанную ММ ВЗ предполагают использовать в составе ММ СУ сверхзвукового пассажирского самолета [1] для параметрических исследований (по крейсерскому числу Маха, степени двухконтурности, параметрам цикла двигателя и др.).

Список литературы

1. Alendar' A. D., Siluyanov M. V. Simulation Model of a Propulsion System of a Supersonic Aircraft // Russian Engineering Research. — 2021. — Vol. 41. — № 7. — P. 676–679.
2. Зиненков Ю. В., Луковников А. В., Черкасов А. Н. Математическое моделирование силовой установки на базе ТРДД для высотного беспилотного летательного аппарата // Вестник Казанского государственного технического университета им. А. Н. Туполева. — 2014. — № 4. — С. 146–153.
3. Siluyanov M. V., Kuritsyna V. V., Alendar' A. D., Grunin A. N. Influence of Engine Parameters on the Power-Unit Performance in Supersonic Aircraft // Russian Engineering Research. — 2020. — Vol. 40. — № 12. — P. 1048–1051.
4. Candidate Engines Definition for future Multy Speed Supersonic Civil Aircraft / V. Korovkin, A. Evstigneev, V. Makarov et al. // ISABE-2013-1721, Busan. — 2013. — P. 1881.
5. Силуянова М. В., Алendar' А. Д., Грунин А. Н. Разработка технического облика и исследование эффективных характеристик силовой установки перспективного сверхзвукового пассажирского самолета // Авиационная промышленность. — 2019. — № 3–4. — С. 9–14.
6. Seddon J., Goldsmith E. L. Intake Aerodynamics // William Collins Sons & Co. Ltd, London. — 1985. — P. 442.
7. Полев А. С., Еремеев М. В. Методика расчета характеристик воздухозаборника для ГЛА с $M_{\max} = 4...6$ с учетом вязкости и пространственности течения газа // Научно-методические материалы по процессам и характеристикам авиационных двигателей. — М.: Изд. ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1996.
8. Tindell R., Tamplin G. An Inlet System Installed Performance Prediction Program using Simplified Modeling // AIAA-1983-1167, June 1983.

9. Haas M., Elmquist R. A., Sobel D. R. The NIDA Code: A New Tool for Supersonic Inlet Design and Analysis // JANNAF Propulsion Meeting, Nov. 1993.
10. Barnhart P. J. IPAC — Inlet Performance Analysis Code // NASA CR-204130, July 1997.
11. Sorensen V. L. Computer Program for Calculating Flow Fields in Supersonic Inlets // NASA TN D-2897, July 1965.
12. Anderson B. H. Design of Supersonic Inlets by a Computer Program Incorporating the Method of Characteristics // NASA TN D-4960, Jan. 1969.
13. Новогородцев Е. В., Карпов Е. В., Колтоков Н. Г. Повышение характеристик пространственных нерегулируемых воздухозаборников внешнего сжатия на основе использования систем управления пограничным слоем // Вестник Московского авиационного института. — 2021. — Т. 28. — № 4. — С. 7–27.
14. John W. Slater. Methodology for the Design of Streamline-Traced External-Compression Supersonic Inlets. 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference July 28–30, 2014 Cleveland, OH <https://doi.org/10.2514/6.2014-3593>
15. Garzon G. A. Use of a Translating Cowl on A SSB for Improved Takeoff Performance // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 8–11 January 2007, Reno, Nevada. Doi: 10.2514/6.2007-25.
16. Любимов Д. А., Кукушинова И. В., Виноградов В. А. Исследование RANS/ILES методом особенностей течения в пространственном воздухозаборнике сверхзвукового самолета бизнес-класса в дроссельных режимах // Теплофизика высоких температур. — 2021. — Т. 59. — № 4. — С. 576–583.
17. Белова В. Г., Виноградов В. А., Комратов Д. В., Степанов В. А. Характеристики воздухозаборного устройства сверхзвукового делового самолета при имитации возмущений // Материалы XXX науч.-техн. конф. по аэродинамике, посвященной 150-летию со дня рождения С. А. Чаплыгина. — 2019. — С. 50–51.
18. Расчетно-экспериментальные исследования входного устройства силовой установки сверхзвукового делового самолета / В. Г. Белова, В. А. Виноградов, Д. В. Комратов и др. // Материалы XXIX науч.-техн. конф. по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н. Е. Жуковского. — 2018. — С. 55.
19. Проработка облика интегрированного воздухозаборного устройства сверхзвукового делового/пассажирского самолета с модифицированной схемой сжатия и двухконтурным разделителем потоков на выход / В. Г. Белова, В. А. Виноградов, Д. В. Комратов и др. // Междунар. науч.-техн. конф. по авиационным двигателям ICAM 2020. — М.: ЦИАМ им. П. И. Баранова, 2020. — С. 107–110.
20. Виноградов В. А., Дуганов В. А. Расчет течения в сверхзвуковом воздухозаборнике с учетом пограничного слоя на обтекаемых поверхностях // Ученые записки ЦАГИ. — 1979. — Т. 10. — № 5. — С. 29–34.
21. Ремеев Н. Х. Аэродинамика воздухозаборников сверхзвуковых самолетов. — Жуковский: Изд. отдел Центрального аэрогидродинамического института имени проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ), 2002. — 178 с.
22. Slater John. Design and Analysis Tool for External-Compression Supersonic Inlets. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2012. DOI: 10.2514/6.2012-16.
23. Абрамович Г. И. Прикладная газовая динамика. В 2 ч. Ч. 1: Учеб. руководство. — М.: Наука. Физ.-мат. лит., 1991. — 600 с.
24. Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / Под ред. М. О. Штейнберга. — М.: Машиностроение, 1992. — 672 с.
25. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа: Учебник для вузов. — М.: Дрофа, 2003. — 840 с.

Поступила в редакцию 25.10.2022; после доработки 25.10.2022; принята к публикации 25.10.2022.