

УДК 623.454.255.2

Численное исследование характеристик сверхзвукового воздухозаборного устройства прямоточных воздушно-реактивных двигателей

Сухов А. В.¹, Федотова К. В.^{1,*},
Шмаркова Л. И.¹

*ksu_number1@mail.ru

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

В статье приводятся данные численного определения рабочих характеристик сверхзвукового воздухозаборного устройства с центральным телом в пакете прикладных программ для различных полётных чисел Маха. Описывается методика построения расчётной области и задания граничных условий. По результатам численного моделирования обтекания исследуемого воздухозаборного устройства строятся дроссельные и скоростные характеристики с целью их сравнения с экспериментальными данными других авторов. Проведённый анализ полученных данных подтверждает целесообразность и актуальность использования современных методов численного эксперимента в процессе проектирования узлов и агрегатов прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД).

Ключевые слова: дроссельная характеристика, скоростная характеристика, воздухозаборное устройство, численное моделирование, коэффициент восстановления полного давления, коэффициент расхода, вычислительная гидромеханика.

Введение

В настоящее время широкое распространение получили численные методы решения различных газодинамических задач, ввиду стремления к снижению затрат на дорогостоящую экспериментальную отработку двигательных установок и их узлов. Одной из таких задач является профилирование и определение рабочих характеристик воздухозаборного устройства (ВЗУ) для сверхзвуковых скоростей полёта летательных аппаратов с ПВРД. Такого рода задача может быть решена с помощью численного моделирования в пакете прикладных программ, основанном на интегрировании осреднённых по Фавру уравнений Навье-Стокса.

Интерес к данной задаче обусловлен тем, что определение геометрических параметров и рабочих характеристик ВЗУ является одним из основных видов работ на этапе формирования исходных данных при проектировании комбинированных

двигательных установок (КДУ) [1-8]. В работе Г.Курта и К.Бауэра [9] демонстрируется существенный вклад в рабочие параметры летательного аппарата (ЛА) характеристик диффузора, анализ которых проводится аналитически в два этапа методами вычислительной гидромеханики (CFD). В статье К.Меертса и Й.Стиланта [10], посвящённой проектированию ВЗУ для гиперзвукового пассажирского авиалайнера в рамках европейского исследовательского проекта LAPCAT, также неотъемлемым инструментом для анализа конструкции и характеристик диффузора является CFD-моделирование. Актуальность использования пакетов прикладных программ в практике расчётов для исследования вязких турбулентных течений газа также отражена в работах отечественных авторов [11], [12].

Особый интерес в рамках рассматриваемой в данной статье задачи представляет работа [13] группы зарубежных авторов, в которой приводится подробное описание двумерного CFD-моделирования течения в тракте ВЗУ с центральным телом для ЛА с маршевым числом Маха полёта $M=2,5$. Главным отличием, помимо геометрических параметров исследуемых диффузоров, является способ варьирования величины противодействия призматическим затвором в [13], тогда как в представленной работе величина противодействия определяется граничными условиями на выходе из расчётной области.

Определение характеристик ВЗУ

В работе приведены результаты расчёта характеристик течения по тракту осесимметричного ВЗУ с центральным телом в диапазоне чисел Маха ($M = 2..3$). В том числе определены дроссельные (зависимости коэффициента восстановления полного давления σ от коэффициента расхода φ) и скоростные характеристики на расчётном и нерасчётных режимах работы рассматриваемого ВЗУ. В качестве исследуемого образца выбран нерегулируемый двухскачковый диффузор с центральным телом на расчётное число Маха полёта $M=2,5$ (см. рис. 1).

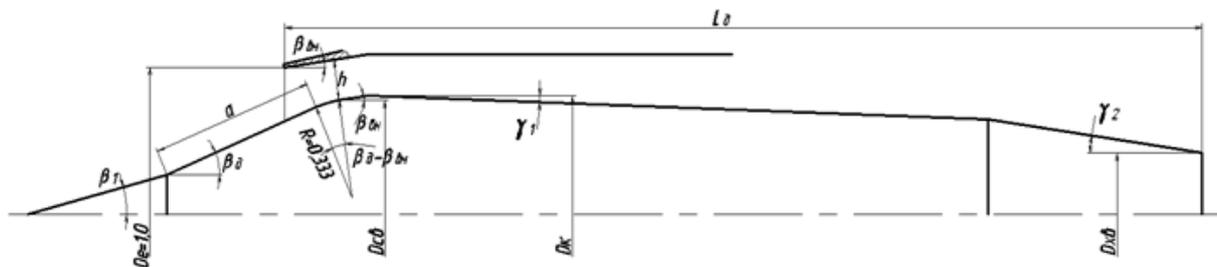


Рис. 1. Теоретический обвод центрального тела

Основные геометрические размеры в относительном виде (относительно диаметра входа в диффузор) приведены в табл. 1.

Табл. 1 – Размеры ВЗУ

Относительные размеры сверхзвуковой части				Относительные размеры переходной и дозвуковой частей						
β_1	β_0	d_1	L_p	h	a	$D_{св}$	D_k	L_0	γ_2	$D_{хв}$
15°	23°	0,284	0,92	0,1383	0,587	0,776	0,806	3,33	8,5°	0,417

Решение поставленной задачи проводится в следующей последовательности:

1. постановка задачи;
2. построение геометрии расчётной области;
3. построение расчётной сетки;
4. создание расчётной модели (настройка граничных условий);
5. проведение численного расчёта;
6. анализ и оценка результатов.

Для проведения численного моделирования газодинамических процессов построена структурированная сетка расчётной области со сгущением к стенкам, которое обеспечивает необходимую точность определения параметров пограничного слоя. Благодаря тому, что задача является осесимметричной, возможно решение в двумерной постановке, которая позволяет значительно сократить время, затрачиваемое на вычисления.

Характеристики приведённой выше конфигурации диффузора определяются путём численного моделирования газодинамических процессов, основанного на решении полной осреднённой по Фавру системы уравнений Навье-Стокса.

Как известно, при осреднении по времени в уравнениях появляются новые члены (градиенты напряжений, связанных с турбулентным движением). Эти величины следует считать новыми неизвестными, для которых необходимо установить дополнительные уравнения или принять некоторые допущения об их связи с параметрами осреднённого потока. Данная процедура, известная как задача замыкания, решается посредством моделей турбулентности [14].

При исследовании представленного выше ВЗУ ПВРД использовалась однопараметрическая модель турбулентности Спалларта-Алмареса. Использование данной модели турбулентности, которая содержит только одно дифференциальное уравнение переноса (для модифицированной турбулентной вязкости), продиктовано тем, что она положительно зарекомендовала себя применительно к задачам аэродинамики, связанным с расчётом безотрывных течений и течений с ограниченными отрывными зонами.

Расчёт проводится для следующих значений параметров набегающего потока:

- полётное число Маха $M = 2; 2,5; 3;$

- давление набегающего потока $p_{\infty} = 10^5$ Па;
- температура набегающего потока $T_{\infty} = 288$ К;
- удельная теплоёмкость задаётся полиномиальной зависимостью;
- коэффициент теплопроводности определяется кинетической теорией;
- вязкость определяется по Сазерленду.

Границы расчётной области представлены на рис. 2. Условия на границах типа «вход для задач внешнего обтекания» и «полное давление на выходе» (для потока воздуха, обтекающего ВЗУ по внешней границе обечайки) задаются согласно параметрам набегающего потока.

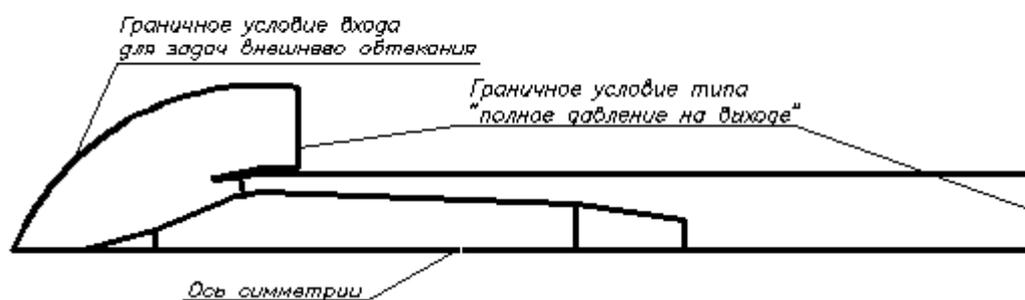
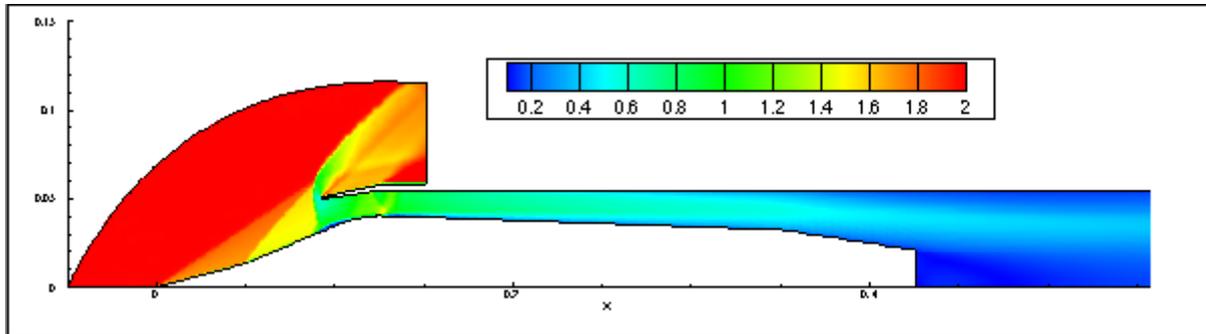


Рис.2. Расчётная область

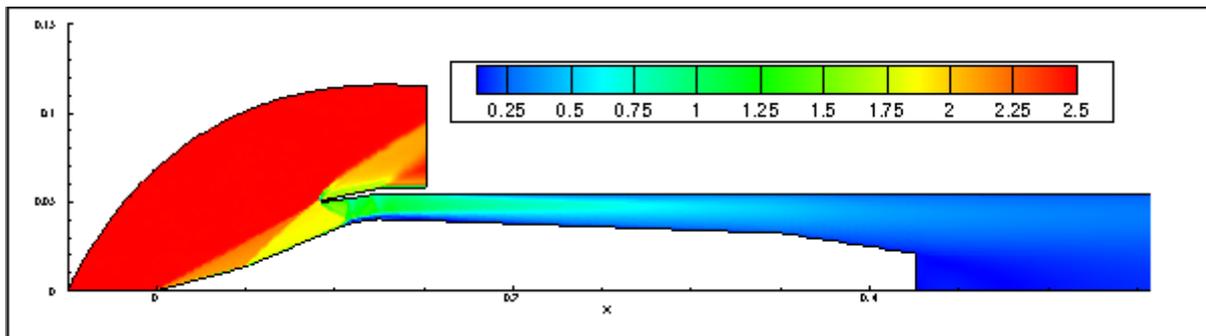
Для определения необходимого давления на выходе из ВЗУ, с которого начинается процесс дросселирования, выполняется ряд операций, моделирующих реальные процессы в диффузоре. Вначале проводится расчёт при сильном разрежении на выходе из диффузора для построения системы косых скачков. Затем граничное условие типа «полное давление на выходе» изменяется на «стенку» для того, чтобы в расчётной области внутри ВЗУ появился «псевдоскачок». Когда он достигает центрального тела, граничное условие снова изменяется на «полное давление на выходе», но уже с реальным значением на выходе из диффузора. Для определения границ докритического и закритического режимов работы ВЗУ и его характеристик осуществляется дросселирование канала диффузора, которое моделируется постепенным повышением давления на выходе из расчётной области.

В результате серии расчётов получены поля распределения основных газодинамических параметров потока воздуха, которые наглядно иллюстрируют изменение положения системы косых скачков и замыкающего прямого скачка в зависимости от полётного числа Маха и величины противодавления. На рис. 3 представлены поля распределения числа Маха по расчётной области при полёте на числах Маха 2; 2,5 и 3 при давлениях на выходе из диффузора, соответствующих максимальному значению коэффициента восстановления полного давления. На рис. 3 также наглядно

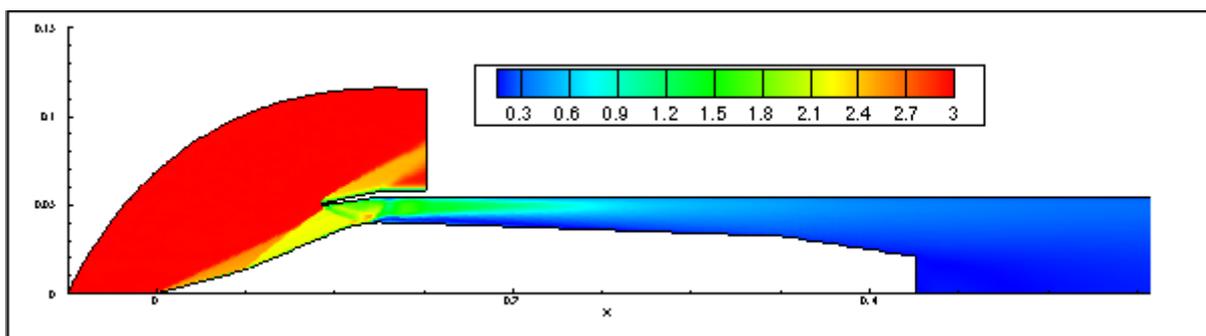
демонстрируется положение косых скачков уплотнения и замыкающего прямого скачка, которое соответствует теории, а именно на расчётном полётном числе Маха косые скачки сходятся на обечайке ВЗУ, что обеспечивает максимальный расход воздуха и отсутствие дополнительного волнового сопротивления.



а. Режим σ_{max} при полёте на $M=2$



б. Режим σ_{max} при полёте на $M=2,5$



в. Режим σ_{max} при полёте на $M=3$

Рис. 3. Поля распределения числа Маха в расчётной области при выбранных числах Маха полёта

Для каждого случая полётного числа Маха рассчитаны значения максимального секундного массового расхода воздуха (табл. 2):

$$G_{max} = \rho_n \cdot W_n \cdot F_{вх},$$

где ρ_n – плотность воздуха, W_n – скорость набегающего потока, $F_{вх}$ – площадь поперечного сечения входа в диффузор.

Табл. 2 – Значения максимального расхода воздуха

<i>M</i>	2	2,5	3
<i>G_{max}</i>, кг/с	6,478	8,098	9,717

В табл. 3 представлены результаты численного моделирования, а именно осреднённые по расходу значения полного давления на выходе из диффузора ($p_{0д}$), а также значения коэффициента восстановления полного давления (σ_{max}) и коэффициента расхода (φ), которые рассчитаны по соотношениям

$$\sigma_{max} = \frac{p_{0д}}{p_{0н}}; \varphi = \frac{G_i}{G_{max}},$$

где $p_{0д}, p_{0н}$ – полное давление соответственно на выходе из диффузора и набегающего потока, G_i – текущий действительный расход воздуха, G_{max} – максимальный расход воздуха.

Табл. 3 – Результаты расчёта

<i>M = 2</i>			<i>M = 2, 5</i>			<i>M = 3</i>		
<i>p_{0д}</i>, Па	<i>φ</i>	<i>σ_{max}</i>	<i>p_{0д}</i>, Па	<i>φ</i>	<i>σ_{max}</i>	<i>p_{0д}</i>, Па	<i>φ</i>	<i>σ_{max}</i>
500100	0,789	0,63	1123369	0,99	0,643	1693272	1,0	0,445
545898	0,789	0,688	1167534	0,99	0,669	1739560	1,0	0,457
592817	0,789	0,747	1216053	0,99	0,696	1792034	1,0	0,471
638373	0,789	0,805	1258380	0,99	0,721	1828535	1,0	0,481
684536	0,789	0,863	1307043	0,999	0,748	1875828	1,0	0,493

На рис. 4 представлены дроссельные характеристики рассматриваемого ВЗУ в зависимости от числа Маха полёта. Характер полученных кривых соответствует теории диффузоров с внутренним сжатием, а именно, при $M_n > M_p$ ($M = 3$) расход воздуха максимальный $\varphi = 1$, а потери давления возрастают по сравнению с расчётным режимом. В случае же $M_n < M_p$ ($M = 2$), когда из-за возникновения перед входом в диффузор головной волны (рис. 3а), уменьшается пропускная способность «горла», то уменьшается и коэффициент расхода. С целью доказательства достоверности результатов проведённого

расчёта представлены экспериментальные данные по коэффициенту восстановления полного давления для полётного числа Маха 2,5 [15].

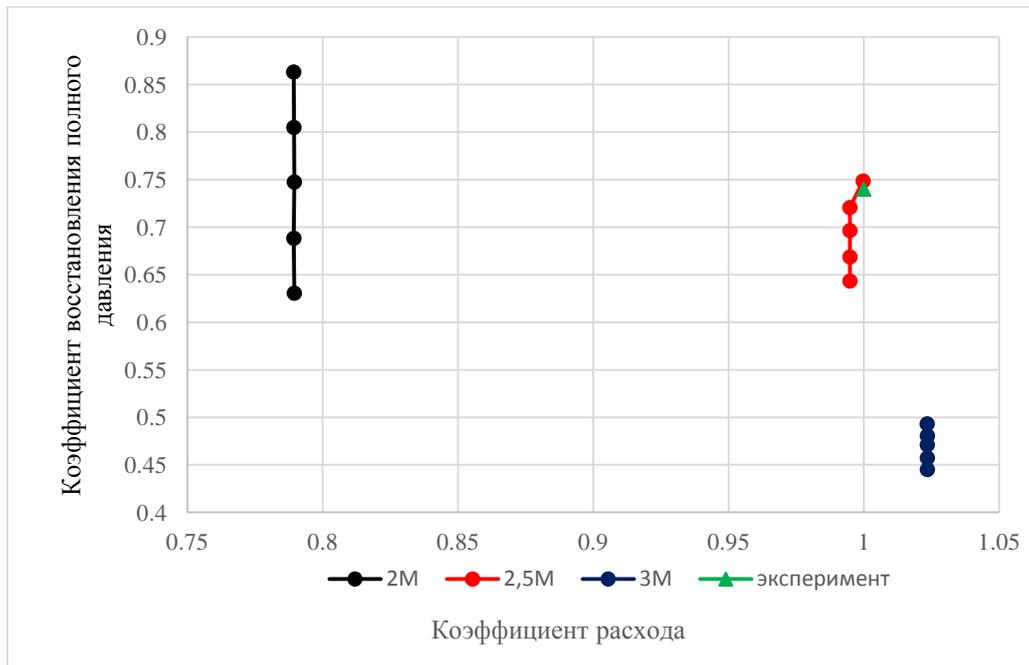


Рис. 4. Дроссельные характеристики ВЗУ

На рис. 5 представлены скоростные характеристики ВЗУ, которые позволяют получить значения, необходимые при внешнебаллистическом проектировании, не только для чисел Маха, для которых известны расчётные (или экспериментальные) характеристики, но и для произвольного числа Маха.

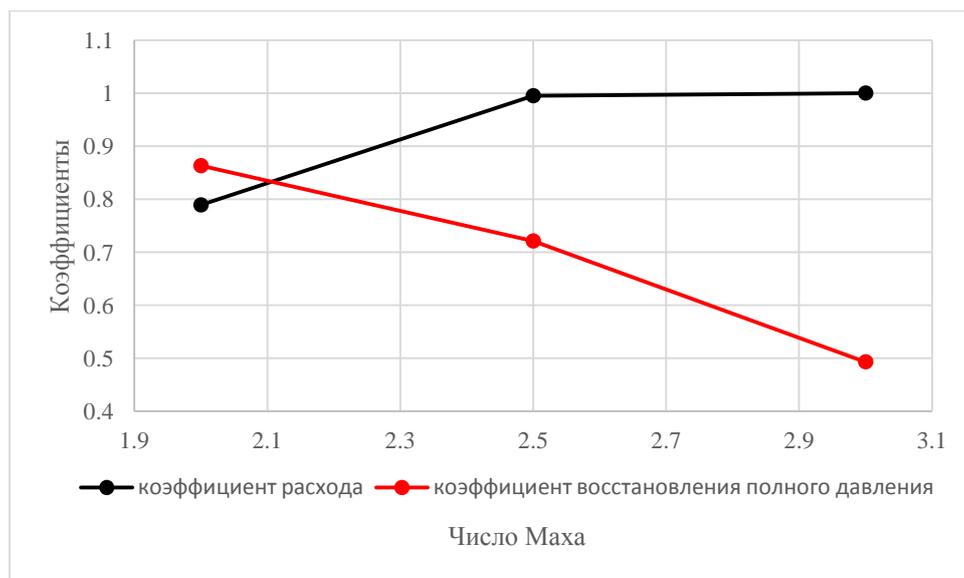


Рис. 5. Скоростные характеристики ВЗУ

Заключение

Анализ полученных расчётных данных (табл. 3) позволяет сформулировать следующие выводы:

- Получены дроссельные и скоростные характеристики диффузора, необходимые для проектирования ПВРД в целом.
- При увеличении полётного числа Маха максимальное значение коэффициента восстановления полного давления уменьшается, в то время как коэффициент расхода увеличивается. Таким образом, режим работы исследуемого ВЗУ не всегда оптимален. Так полёт при $M=3$ характеризуется работой диффузора при более низком коэффициенте восстановления полного давления ($\sigma_{max} = 0,493$).
- Сравнение экспериментальных данных с результатами численного расчёта позволяет сделать вывод об адекватности построенной расчётной модели, выбранных граничных условиях, а также методики проведения моделирования.

Показана правомочность использования численного моделирования в прикладных программных пакетах при проектировании ВЗУ прямоточных воздушно-реактивных двигателей, что позволяет существенно сократить временные и материальные затраты, связанные с дорогостоящей экспериментальной отработкой двигательных установок (ДУ).

Список литературы

1. Donde P., Marathe A.G., Sudhakar K. Starting in Hypersonic Intakes // 42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006. AIAA 2006-4510. DOI: [10.2514/6.2006-4510](https://doi.org/10.2514/6.2006-4510)
2. Krause M., Ballmann J. Numerical Simulations and Design of a Scramjet Intake Using Two Different RANS Solvers // 43th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007. AIAA 2007-5423. DOI: [10.2514/6.2007-5423](https://doi.org/10.2514/6.2007-5423)
3. Matthews A.J., Jones T.V. Design and Test of a Modular Waverider Hypersonic Intake // AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 2005. AIAA 2005-3379. DOI: [10.2514/6.2005-3379](https://doi.org/10.2514/6.2005-3379)
4. Tokunaga H., Koori K., Ikegami Y., Sato J., Yoshida A. Development of Wide-Range Supersonic Intake for Variable Flow Ducted Rocket Engine // 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2009. AIAA 2009-5223. DOI: [10.2514/6.2009-5223](https://doi.org/10.2514/6.2009-5223)
5. Satyanarayana A., Theerthamalai P., Santhakumar S. Computational Aerodynamic Study of Body-Intake Configurations // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006. AIAA 2006-861. DOI: [10.2514/6.2006-861](https://doi.org/10.2514/6.2006-861)
6. Williams M.J., Stevens K.A. Computational Prediction of Subsonic Intake Spillage Drag // 24th Applied Aerodynamic Conference, 2006. AIAA 2006-3871. DOI: [10.2514/6.2006-3871](https://doi.org/10.2514/6.2006-3871)

7. Masud J., Akram F. Flow Field and Performance Analysis of an Integrated Diverterless Supersonic Inlet // 48th AIAA aerospace sciences meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010. AIAA 2010-481. DOI: [10.2514/6.2010-481](https://doi.org/10.2514/6.2010-481)
8. Fincham J., Taylor N.V. Freestream Disturbance Effects on an Axisymmetric Hypersonic Intake // 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011. AIAA 2011-5760. DOI: [10.2514/6.2011-5760](https://doi.org/10.2514/6.2011-5760)
9. Kurth G., Bauer C. Air Intake Development for Supersonic Missiles // 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008. AIAA 2008-5263. DOI: [10.2514/6.2008-5263](https://doi.org/10.2514/6.2008-5263)
10. Meerts C., Steelant J. Air Intake Design for the Acceleration Propulsion Unit of the LAPCAT MR2 Hypersonic Aircraft // 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS 2013). 2013. Art. no. a414. Available at: <http://congress.cimne.com/eucass2013/admin/files/fileabstract/a414.pdf>, accessed 01.10.2014.
11. Зеленцов В.В., Фёдоров А.А., Серпинский О.С. Определение выходных характеристик ВЗУ коробчатого типа при сверхзвуковых скоростях набегающего потока // XXXX Научно-техническая конференция «Проектирование систем» (Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 30 января - 1 февраля 2013 г.): тез. докл.
12. Обносов Б.В., Сорокин В.А., Яновский Л.С., Балыко Ю.П., Францкевич В.П., Ягодников Д.А., Животов Н.П., Суриков Е.В., Шаров М.С., Тихомиров М.А. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе / под общ. ред. Б.В. Обносова, В.А. Сорокина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. 279 с.
13. Moerel J.-L., Veraar R.G., Halswijk W.H.C., Pimentel R., Corriveau D., Hamel N., Lesage F., Vos J.B. Internal Flow Characteristics of a Rectangular Ramjet Air Intake // 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2009. AIAA 2009-5076. DOI: [10.2514/6.2009-5076](https://doi.org/10.2514/6.2009-5076)
14. Андерсон Д., Таннехилл Дж., Плетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен. В 2 т. Т. 1: пер. с англ. М.: Мир, 1990. 384 с.
15. Руководство для конструкторов по аэродинамике диффузоров сверхзвуковых воздушно-реактивных двигателей. Вып. 1. Расчёт геометрических размеров сверхзвуковых диффузоров. М.: Оборонгиз, 1958.

Numerical Investigation of Supersonic Ram-Jet Intake Operating Characteristics

A.V. Sukhov¹, K.V. Fedotova^{1,*}, L.I. Shmarkova¹

[*ksu_number1@mail.ru](mailto:ksu_number1@mail.ru)

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: throttle performance, velocity performance, air intake, numerical simulation, pressure recovery factor, flow coefficient, CFD

The paper conducts a numerical study of the air current in the supersonic multi-shock air intake (MAI) of the direct-flow propulsion jet engine (DFPJE) with various Mach numbers of the flight by methods of computing hydromechanics to define the throttle and high-speed characteristics. The one-parametrical model of the Spallarta-Almares turbulence, and also polynomial dependence of specific heat on temperature is used. The main attention is paid to creation of a computational model in a package of applied software and to specifying the boundary conditions, to define a factor which influences the final result. The paper offers a way to calculate a flow in the diffuser passage allowing to model stationary real processes by changing a type of boundary condition at the MAI output and values of the static pressure. The numerical calculation results, presented as distribution fields of the Mach number of airflow, clearly demonstrate a changing position of the oblique shock system and direct closing shock versus the flight speed. For the considered options of the flight Mach numbers (2; 2.5; 3) the throttle and high-speed characteristics are drawn up using, as a result of numerical modelling, the restoration coefficient values of a total pressure and a mass-flow coefficient depending on the value of a total pressure at the diffuser output.

A framework of the optimum-operating mode for the considered MAI is visually shown. The presented model has been proved to be adequate for the specified boundary conditions and technique to perform calculation. The resultant throttle and high-speed characteristics can be further used for the external ballistic design and also as basic data for determining the working parameters of the DFPJE flow passage, in general.

References

1. Donde P., Marathe A.G., Sudhakar K. Starting in Hypersonic Intakes. 42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006, AIAA 2006-4510. DOI: [10.2514/6.2006-4510](https://doi.org/10.2514/6.2006-4510)

2. Krause M., Ballmann J. Numerical Simulations and Design of a Scramjet Intake Using Two Different RANS Solvers. *43th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2007, AIAA 2007-5423. DOI: [10.2514/6.2007-5423](https://doi.org/10.2514/6.2007-5423)
3. Matthews A.J., Jones T.V. Design and Test of a Modular Waverider Hypersonic Intake. *AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies*, 2005, AIAA 2005-3379. DOI: [10.2514/6.2005-3379](https://doi.org/10.2514/6.2005-3379)
4. Tokunaga H., Koori K., Ikegami Y., Sato J., Yoshida A. Development of Wide-Range Supersonic Intake for Variable Flow Ducted Rocket Engine. *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2009, AIAA 2009-5223. DOI: [10.2514/6.2009-5223](https://doi.org/10.2514/6.2009-5223)
5. Satyanarayana A., Theerthamalai P., Santhakumar S. Computational Aerodynamic Study of Body-Intake Configurations. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2006, AIAA 2006-861. DOI: [10.2514/6.2006-861](https://doi.org/10.2514/6.2006-861)
6. Williams M.J., Stevens K.A. Computational Prediction of Subsonic Intake Spillage Drag. *24th Applied Aerodynamic Conference*, 2006, AIAA 2006-3871. DOI: [10.2514/6.2006-3871](https://doi.org/10.2514/6.2006-3871)
7. Masud J., Akram F. Flow Field and Performance Analysis of an Integrated Diverterless Supersonic Inlet. *48th AIAA aerospace sciences meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2010, AIAA 2010-481. DOI: [10.2514/6.2010-481](https://doi.org/10.2514/6.2010-481)
8. Fincham J., Taylor N.V. Freestream Disturbance Effects on an Axisymmetric Hypersonic Intake. *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2011, AIAA 2011-5760. DOI: [10.2514/6.2011-5760](https://doi.org/10.2514/6.2011-5760)
9. Kurth G., Bauer C. Air Intake Development for Supersonic Missiles. *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2008, AIAA 2008-5263. DOI: [10.2514/6.2008-5263](https://doi.org/10.2514/6.2008-5263)
10. Meerts C., Steelant J. Air Intake Design for the Acceleration Propulsion Unit of the LAPCAT MR2 Hypersonic Aircraft. *5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS 2013)*, 2013, art. no. a414. Available at: <http://congress.cimne.com/eucass2013/admin/files/fileabstract/a414.pdf>, accessed 01.10.2014.
11. Zelentsov V.V., Fedorov A.A., Serpinskiy O.S. Determination of output characteristics of air intake device of box type at supersonic speeds of the oncoming flow. *40 Nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya "Proektirovanie system": tez. dokl.* [40 Scientific and Technical Conference "System designing"]. Moscow, Bauman MSTU, 30 January - 1 February, 2013. (In Russian, unpublished).
12. Obnosov B.V., Sorokin V.A., Yanovskiy L.S., Balyko Yu.P., Frantskevich V.P., Yagodnikov D.A., Zhivotov N.P., Surikov E.V., Sharov M.S., Tikhomirov M.A. *Konstruktsiya i proektirovanie kombinirovannykh raketnykh dvigateley na tverdom toplive* [Construction and design of combined solid-fuel rocket engines]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2012. 279 p. (in Russian).

13. Moerel J.-L., Veraar R.G., Halswijk W.H.C., Pimentel R., Corriveau D., Hamel N., Lesage F., Vos J.B. Internal Flow Characteristics of a Rectangular Ramjet Air Intake. 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2009, AIAA 2009-5076. DOI: [10.2514/6.2009-5076](https://doi.org/10.2514/6.2009-5076)
14. Tannehill J.C., Anderson D.A., Pletcher R.H. *Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer*. Hemisphere Publishing Corporation, Taylor&Francis Group, New York, 1984. (Russ. ed.: Tannehill J.C., Anderson D.A., Pletcher R.H. *Vychislitel'naya gidromekhanika i teploobmen. V 2 t. T. 1*. Moscow, Mir Publ., 1990. 384 p.).
15. *Rukovodstvo dlya konstruktorov po aerodinamike diffuzorov sverkhzvukovykh vozdushno-reaktivnykh dvigateley. Vyp. 1. Raschet geometricheskikh razmerov sverkhzvukovykh diffuzorov* [Guidance for designers on the aerodynamics of diffusers of supersonic air-breathing engines. Vol. 1. The calculation of the geometric dimensions of supersonic diffusers]. Moscow, Oborongiz Publ., 1958. (in Russian).