

Научная статья

УДК 533.697.2, 533.6.07

DOI 10.25205/2541-9447-2021-16-2-29-40

Особенности течения на поверхностях сжатия конвергентного воздухозаборника

Сергей Алексеевич Акинин¹
Алексей Валентинович Старов²

^{1,2} Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича
Сибирского отделения Российской академии наук
Новосибирск, Россия

¹ Новосибирский государственный университет
Новосибирск, Россия

¹ s.akinin@g.nsu.ru, <https://orcid.org/0000-0001-5769-2384>

² starov@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0002-3259-8567>

Аннотация

Представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований модели гиперзвукового конвергентного воздухозаборника. Экспериментальные исследования проведены в импульсной аэродинамической трубе ИТ-302М СО РАН при числе Маха $M = 5,7$ и угле атаки $\alpha = 4^\circ$. Численное моделирование проводилось в трехмерной постановке в программном комплексе ANSYS Fluent. Расчеты были проведены в 4-х вариантах с использованием разных моделей турбулентности: $k-\epsilon$ standard, RNG $k-\epsilon$, $k-\omega$ standard и $k-\omega$ SST. Установлены особенности структуры течения. Получены распределения давления на поверхностях сжатия и в канале воздухозаборника. Изучено отрывное течение на входе внутреннего канала. Установлено, что применение различных моделей турбулентности оказывает существенное влияние на размер и положение отрыва. Лучшее согласование расчетных и экспериментальных данных по уровню статического давления показал вариант с моделью турбулентности $k-\epsilon$ standart.

Ключевые слова

гиперзвуковой воздухозаборник, конвергентная поверхность сжатия, скачок уплотнения, пограничный слой, отрыв, численное моделирование, модель турбулентности, эксперимент

Источник финансирования

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610126-4)

Для цитирования

Акинин С. А., Старов А. В. Особенности течения на поверхностях сжатия конвергентного воздухозаборника // Сибирский физический журнал. 2021. Т. 16, № 2. С. 29–40. DOI 10.25205/2541-9447-2021-16-2-29-40

Specific Features of Flow on Compression Surfaces of a Convergent Air Intake

Sergey A. Akinin¹, Aleksey V. Starov²

^{1,2} Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics
of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences
Novosibirsk, Russian Federation

¹ Novosibirsk State University
Novosibirsk, Russian Federation

¹ s.akinin@g.nsu.ru, <https://orcid.org/0000-0001-5769-2384>

² starov@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0002-3259-8567>

Abstract

The results of computational and experimental studies of a model of a hypersonic convergent air intake are presented. Experimental studies were carried out in a hot-shot wind tunnel IT-302M SB RAS at a Mach number $M = 5.7$ and an angle of attack $\alpha = 4^\circ$. Numerical modeling was carried out in a three-dimensional setting in the ANSYS Fluent software package. The calculations were carried out in 4 versions using different turbulence models: $k-\epsilon$ standard, RNG $k-\epsilon$, $k-\omega$ standard and $k-\omega$ SST. The features of the flow structure are established. The pressure distributions on the compression surfaces and in the air intake channel are obtained. The separated flow at the entrance of the inner channel was studied. It was found that the use of various turbulence models has a significant effect on the size and position of separation. The best agreement between the calculated and experimental data on the level of static pressure was shown by the variant with the $k-\epsilon$ standard turbulence model.

Keywords

hypersonic air intake, convergent compression surface, shock wave, boundary layer, separation, numerical simulation, turbulence model, experiment

Funding

The research was carried out within the framework of the Program of Fundamental Scientific Research of the state academies of sciences in 2013–2020 (project no. AAAA-A17-117030610126-4)

For citation

Akinin S. A., Starov A. V. Specific Features of Flow on Compression Surfaces of a Convergent Air Intake. *Siberian Journal of Physics*, 2021, vol. 16, no. 2, pp. 29–40. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2021-16-2-29-40

Введение

Гиперзвуковой воздухозаборник играет ключевую роль в обеспечении высоких аэродинамических характеристик летательного аппарата. Хорошо спроектированный воздухозаборник может обеспечить увеличение тяги за счет более эффективного сжатия захваченной струи для подачи в камеру сгорания. Также конфигурация воздухозаборника становится важной, когда рассматриваются практические проблемы, например вопрос высокой интеграции с системами аппарата. В последнее время всё большее внимание уделяется разработке и возможности применения пространственных воздухозаборников, обеспечивающих более высокую тягово-аэродинамическую эффективность летательного аппарата при меньшей длине поверхностей сжатия [1–3]. Различие между двумерными и трехмерными воздухозаборниками состоит в том, что в трехмерном воздухозаборнике сжатие входящего потока происходит в трех измерениях, что, как правило, обеспечивает больший расход, более высокий градиент давления. Основным преимуществом таких воздухозаборников является возможность построения более компактных поперечных сечений каналов тракта двигателя. Это позволяет иметь меньшую площадь поверхности, требующую охлаждения и теплозащиты. Изучение явлений и особенностей трехмерных течений для реализации отмеченных преимуществ остается актуальной задачей [4; 5], что подтверждается реализацией таких проектов, как Falcon HTV, LAPCAT, HIFiRE, HEXAFLY [6; 7].

Важной особенностью течения в конвергентных воздухозаборниках является утолщение пограничного слоя на входе в канал, причиной которого является затруднение бокового рас-

текания и, как следствие, стекание потока к центру симметрии. Особый интерес представляет оценка условий ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя на поверхности внешнего сжатия, а также сложных взаимодействий ударных волн с пограничным слоем на входе в канал и в горле воздухозаборника [8–11]. Взаимодействие ударных волн с утолщенными гиперзвуковыми пограничными слоями приводит к увеличению отрывных зон, которые ответственны за значительную потерю массового расхода, полного давления и ряд других эффектов, таких как нестационарное движение ударной волны и высокий поверхностный тепловой поток в конструкцию двигателя. Сильный аэродинамический нагрев еще более увеличивается за счет турбулентного перемешивания [12]. Эти проблемы имеют решающее значение для понимания течения перед камерой сгорания и требуют применения трехмерного численного моделирования вместе с экспериментальными исследованиями при условиях, близких к полетным.

В рамках настоящей работы были проведены расчетно-экспериментальные исследования модели гиперзвукового конвергентного воздухозаборника (КВЗ) с целью получения параметров течения на поверхности внешнего сжатия заданного контура и определения особенностей взаимодействия ударной волны от обечайки с пограничным слоем на центральном теле в канале перед горлом воздухозаборника.

Модель и условия эксперимента

В настоящей работе была исследована модель конвергентного воздухозаборника, которая имела участок пространственного внешнего сжатия, участок внутреннего сжатия и внутренний канал трапецевидной формы поперечного сечения с «вырезкой» 90° [13]. Конфигурация модели и схема расположения приемников статического давления приведены на рис. 1. Экспериментальная модель имела контур поверхности внешнего сжатия длиной 262,09 мм. Начальный участок воздухозаборника длиной 121,6 мм выполнен в виде вырезки из усеченного конуса, вершина которого устремлена вверх по потоку с углом полураствора 5° . Изотропический участок представляет собой поверхность вращения длиной 140,49 мм с уменьшающимся по длине радиусом. Внутренний канал имел трапецевидную форму поперечного сечения длиной 100 мм. Высота входа модели составляет 19,5 мм. Исследования были проведены без боковых щек в области внешнего сжатия.

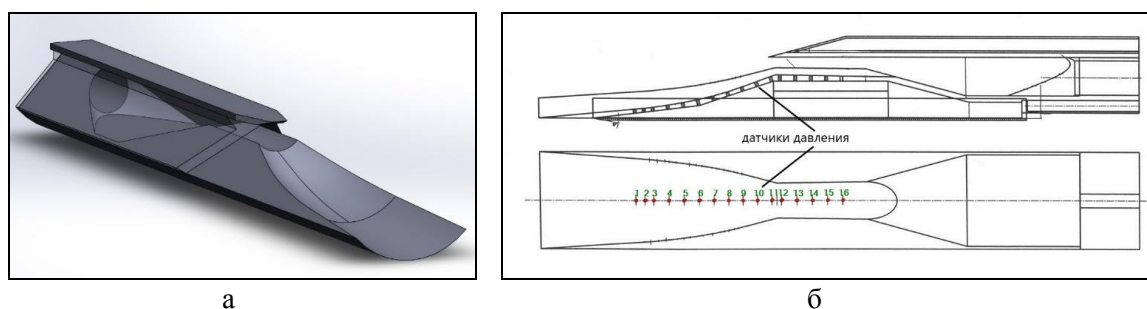


Рис. 1. Трехмерная модель воздухозаборника (а), схема воздухозаборника (б) с указанием расположения датчиков давления

Fig. 1. Three-dimensional model of the air intake (a), the diagram of the air intake (b) indicating the location of the pressure sensors

Испытания модели конвергентного воздухозаборника были проведены в импульсной аэродинамической трубе ИТ-302М СО РАН [14] при числе Маха набегающего потока $M = 5,7$ и угле атаки $\alpha = 4^\circ$. Параметры воздушного потока в процессе испытаний изменялись в диапазоне: полное давление $P_0 = 0,8\text{--}6,4$ МПа и полная температура $T_0 = 1\,000\text{--}1\,645$ К.

В процессе испытаний воздухозаборника для измерения распределения статического давления на корпусе вдоль поверхности внешнего сжатия и горле были установлены 16 датчиков статического давления P_x (рис. 1, б). Во всех опытах проводилась визуализация обтекания входа модели методом Теплера.

Численная модель, граничные условия, метод расчета и сетка

Численное моделирование выполнялись с использованием коммерческого программного продукта ANSYS Fluent на основе полных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса (RANS). Расчеты были проведены в 4-х вариантах с использованием разных моделей турбулентности: $k-\epsilon$ standard, RNG $k-\epsilon$, $k-\omega$ standard и $k-\omega$ SST. Использовались решатель Density-based и модель идеального газа, а также неявная схема для интегрирования по времени. Для аппроксимации конвективных членов использовалась схема расщепления вектора потока AUSM 2-го порядка. Задача считалась в стационарной постановке.

Учитывая продольную симметричность модели, расчетная область задачи включала в себя только половину модели, которая с целью оптимизации и уменьшения времени расчета была ограничена областью внешнего сжатия и частью внутреннего канала (рис. 2).

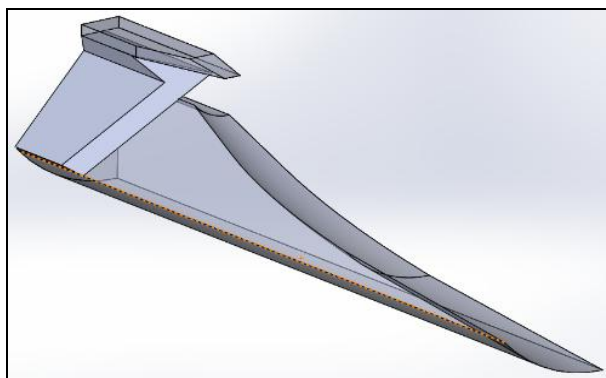


Рис. 2. Трехмерная модель части воздухозаборника для расчета
Fig. 2. Three-dimensional model of a part of the air intake for calculation

Для создания структурированной расчетной сетки модель импортировалась в программный продукт ICEM CFD, где для конфигурации модели строилась расчетная область и сетка (рис. 3, а). На рис. 3, б показана базовая структурированная сетка из примерно 2,48 млн элементов со сгущением сетки в направлениях по потоку и по нормали к стенкам.

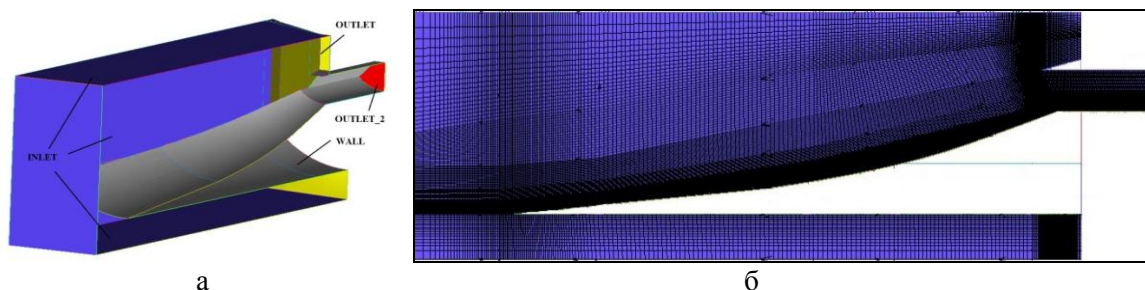


Рис. 3. Расчетная область (а), структурированная сетка в плоскости симметрии (б)
Fig. 3. Computational domain (a), structured mesh in the plane of symmetry (b)

На входной границе (INLET) использовалось условие Pressure-far-field, где задавались соответствующие параметры набегающего потока: число Маха $M = 5,67$, статическое давление $P = 3660$ Па, а также статическая температура $T = 206$ К. Данные параметры соответствуют экспериментальным значениям набегающего потока для выбранного времени режима 30 мс (ИТ-302М). Выходных границ две: сечение сзади OUTLET в области внешнего обтекания и сечение во внутреннем канале OUTLET_2, на которых задавалось условие Pressure outlet. Справа расчетная область ограничена плоскостью симметрии SYMMETRY. На поверхности модели (WALL) использовались условия прилипания для скорости и условия постоянства температуры стенки $T_{\text{ст}} = 300$ К.

Результаты и обсуждение

На рис. 4 показана общая структура потока в плоскости симметрии воздухозаборника. Сначала поток сжимается в головном скачке уплотнения (1) от передней кромки. Градиент давления из-за отклонения потока между начальным (коническим) и изоэнтропическим участком приводит к возникновению достаточно интенсивного наклонного скачка уплотнения (2).

За угловой точкой центрального тела (5) поток поворачивает во внутренний канал. Такое течение вызывает наклонный скачок уплотнения (4) от кромки обечайки (3). Большой отрицательный градиент давления на центральном теле вызывает отрывной вихрь на нижней стенке (6). Размер отрывной зоны существенным образом зависит от характеристик пограничного слоя, накопленного на поверхности внешнего сжатия. В свою очередь, размер отрыва влияет на запуск воздухозаборника и его расходные характеристики, а также на особенности структуры течения за ним (7), поскольку меняется проходное сечение во внутреннем канале.

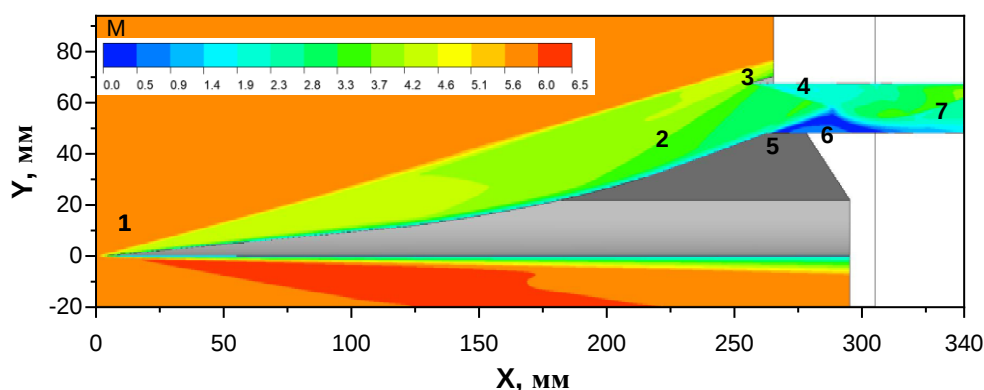


Рис. 4. Поле чисел Маха в плоскости симметрии модели. Модель турбулентности $k-\epsilon$ standart
Fig. 4. Mach number field in the plane of model symmetry. Turbulence model $k-\epsilon$ standart

Для иллюстрации трёхмерной структуры потока на рис. 5 представлено распределение плотности в различных сечениях воздухозаборника. Видно, что вниз по потоку от передней кромки головной скачок уплотнения изменяет форму от вогнутого на начальном участке течения ($X = 25$ мм) до выпуклого на конечном участке ($X = 255$ мм) перед входом в канал воздухозаборника. Это является следствием комбинации процессов формирования головного скачка уплотнения передней кромкой, интенсивным продольным сжатием и боковым растеканием по всей длине поверхности сжатия.

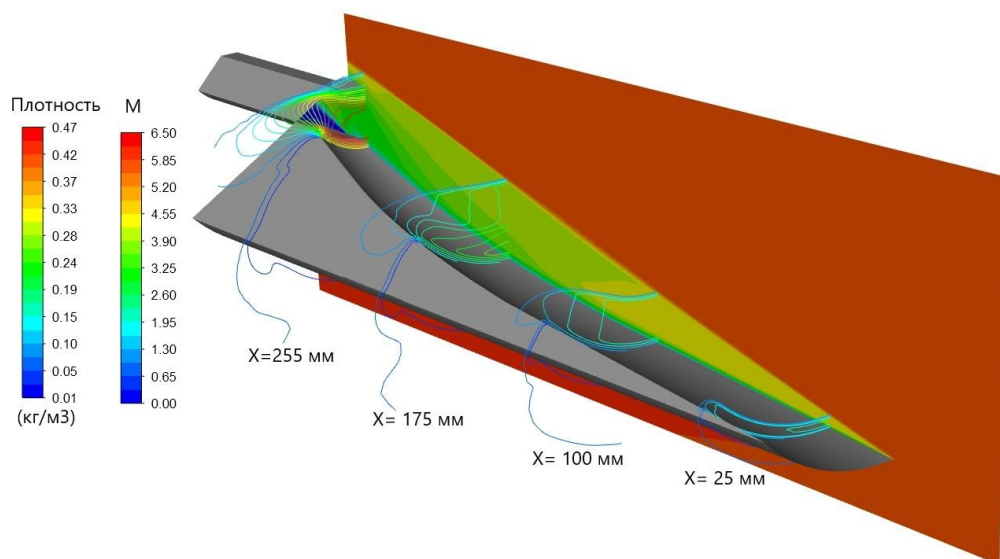


Рис. 5. Поле плотности в разных сечениях и поле чисел Маха в плоскости симметрии.
Модель турбулентности $k-\epsilon$ standart

Fig. 5. Density field in different sections and the Mach number field in the plane of symmetry.
Turbulence model $k-\epsilon$ standart

Важной особенностью конвергентного течения сжатия является существенная неравномерность поля потока по нормали к поверхности, и она усиливается с ростом числа Маха. Эта особенность течения объясняется свойствами конвергентного течения, поскольку максимальное сжатие достигается вблизи предполагаемой оси симметрии внутреннего течения сжатия.

Ввиду отсутствия боковых щек в эксперименте хорошо видна структура течения на входе воздухозаборника (рис. 6, а). Видно, что головной скачок уплотнения от передней кромки (1) и скачок уплотнения (2) фокусируются в области кромки обечайки (3). Скачок от обечайки (4) имеет достаточно большой наклон. Сравнение данных визуализации с расчетными данными позволяет идентифицировать (рис. 6, б) характерные структуры течения и их геометрические параметры. Результат сравнения показывает, что расчетные данные соответствуют физической картине течения.

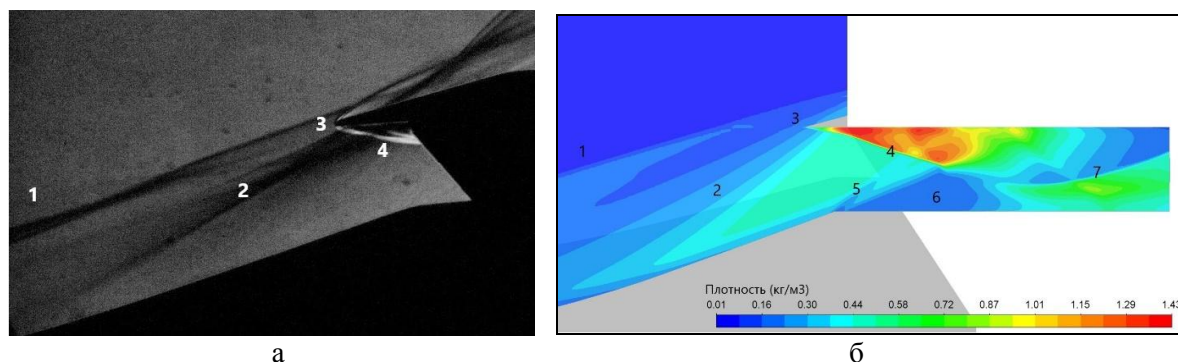


Рис. 6. Визуализация методом Топлера области входа (а), расчетное поле плотности

в плоскости симметрии воздухозаборника (б). Модель турбулентности $k-\epsilon$ standart
Fig. 6. Visualization by the Toepler method of the entrance area (a), the calculated density field
in the plane of symmetry of the air intake (b). Turbulence model $k-\epsilon$ standart

Для анализа особенностей продольного распределения статического давления использовался коэффициент давления в виде, предложенном Стратфордом [15]:

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty u_{\infty 1}^2}.$$

На рис. 7 приведена картина распределения поля давления в плоскости симметрии, а также коэффициента давления на нижней и верхних стенках в расчете с использованием модели турбулентности $k-\epsilon$ standard. На поверхности внешнего сжатия коэффициент давления достаточно монотонно растет. При развороте потока во внутренний канал давление на нижней стенке скачком снижается, а затем, на дистанции примерно 35 мм, увеличивается до уровня около 2. Коэффициент давления на верхней стенке (около кромки обечайки) резко растет и достигает максимального значения 4,5, что связано с наличием интенсивного скачка уплотнения от кромки обечайки. Далее по внутреннему реализуется «пилообразное» распределение статического давления, характерное для сверхзвукового течения, связанное с переложением начального скачка уплотнения.

Совместное рассмотрение распределения коэффициента давления и поля статического давления позволяет определить наличие на центральном теле воздухозаборника отрыва пограничного слоя.

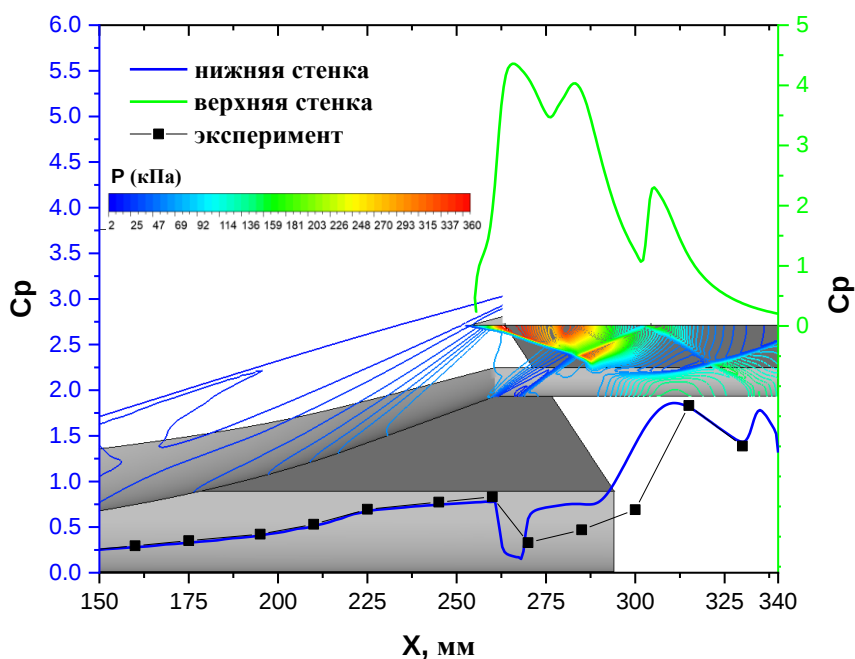


Рис. 7. Коэффициент давления вдоль нижней и верхней стенок воздухозаборника в плоскости симметрии. Модель турбулентности $k-\epsilon$ standart

Fig. 7. Pressure coefficient along the lower and upper walls of the air intake in the plane of symmetry. Turbulence model $k-\epsilon$ standart

Сравнение расчетных и экспериментальных значений коэффициента давления на нижней стенке (см. рис. 7) показывает их хорошее совпадение на поверхности внешнего сжатия. Внутри канала наблюдается некоторое количественное расхождение, но с сохранением качественного характера распределения по длине. Такое расхождение можно объяснить увеличе-

нием трехмерных эффектов после последовательного взаимодействия скачков уплотнения и веера волн разрежения с накопленным турбулентным пограничным слоем. Плюс к этому – на поверхности внешнего сжатия ничто не препятствует боковому растеканию, а в канале появляются ограничения в виде боковых стенок. При подробном анализе векторов скорости четко видны границы отрывного течения в виде линий тока с обратным течением в пристеночной области (рис. 8). Также видно, что область отрыва существенно отличается по длине и высоте при рассмотрении по поперечной координате.

На рис. 9 показана область отрыва с указанием характерных местоположений: начало отрыва потока (x_s), центр (x_c) и место присоединения потока (x_r). Видно, что область отрывного течения занимает существенную часть высоты внутреннего канала воздухозаборника. Это может приводить к срыву втекания и снижению расходных характеристик. Кроме того, усиливается неравномерность на входе в камеру сгорания. Такой факт имеет двойкий результат: с одной стороны, неравномерность способствует перемешиванию воздуха и впрыскиваемого топлива; с другой стороны, ухудшает локальные значения стехиометрии с точки зрения воспламенения в границах богатого и бедного срыва.

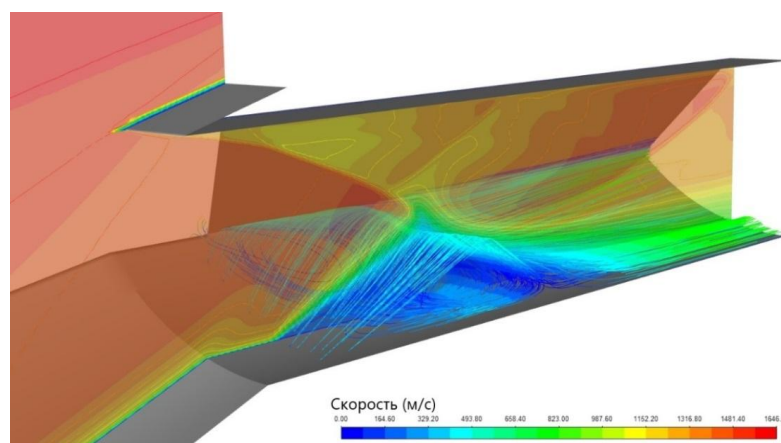


Рис. 8. Поле скорости внутри канала воздухозаборника. Модель турбулентности $k-\epsilon$ standard
Fig. 8. Velocity field inside the air intake channel. Turbulence model $k-\epsilon$ standard

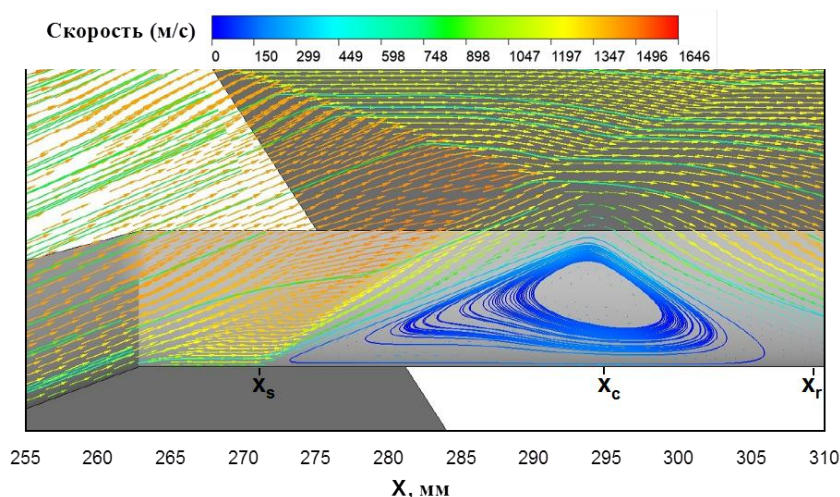


Рис. 9. Векторы скорости и линии тока в расчете с использованием модели турбулентности $k-\epsilon$ standard
Fig. 9. Velocity vectors and streamlines calculated using the $k-\epsilon$ standard turbulence model

Как отмечалось выше, были проведены расчеты с 4-мя моделями турбулентности. Две модели семейства $k-\varepsilon$ и две модели семейства $k-\omega$. Сравнение распределения коэффициента давления c_p на нижней стенке для разных моделей турбулентности (рис. 10) показало достаточно хорошее совпадение с экспериментальными данными на участке внешнего сжатия. Небольшие различия наблюдаются в локализованных областях, в зоне отрыва пограничного слоя на входе и после отраженной ударной волны внутри канала.

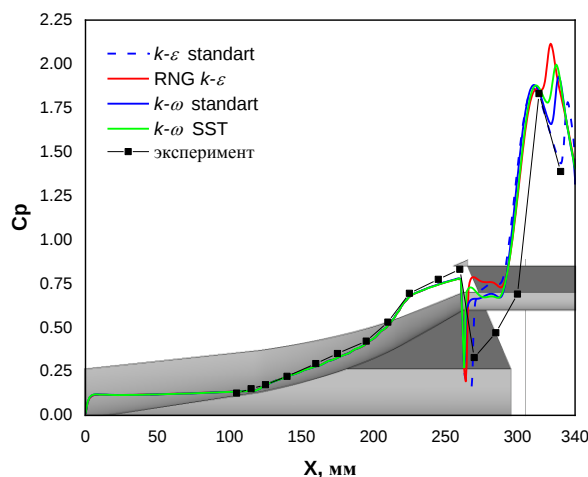


Рис. 10. Влияние модели турбулентности на распределение коэффициента давления вдоль нижней стенки воздухозаборника в плоскости симметрии

Fig. 10. Influence of the turbulence model on the distribution of the pressure coefficient along the lower wall of the air intake in the plane of symmetry

Было установлено, что выбор модели турбулентности существенно не влияет на внешнюю форму вихря в области отрыва (рис. 11). Модель турбулентности определяет местоположение начала отрыва потока (x_s), центра (x_c) и места повторного присоединения потока (x_r). Разница размеров вихревой области по длине отличается примерно в 1,5 раза для случаев $k-\varepsilon$ standard и $k-\omega$ SST. Применение модели $k-\omega$ SST приводит к наибольшей высоте вихря – около 8 мм, что составляет примерно 41 % высоты канала.

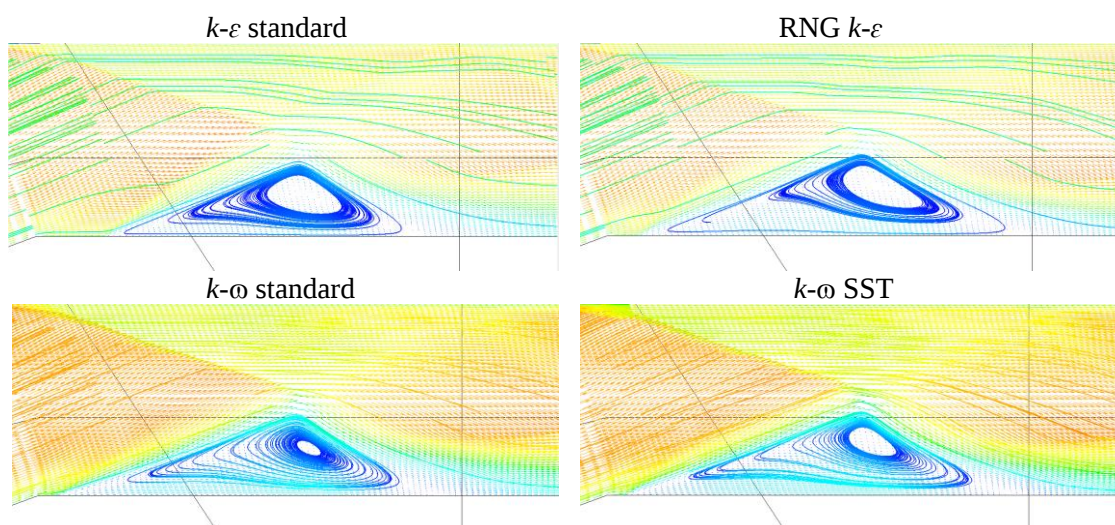


Рис. 11. Размер и форма вихревой области для случаев с различными моделями турбулентности

Fig. 11. The size and shape of the vortex region for cases with different turbulence models

Видно, что в случаях $k-\omega$ начало отрыва смещается практически к угловой точке центрального тела. Стандартные модели показывают меньшую общую длину отрывной области. Тем не менее, следует отметить, что все четыре варианта показывают максимальное расхождение по давлению с экспериментальными данными именно в зоне отрыва. Наилучшее согласование с экспериментальными данными показал вариант с моделью турбулентности $k-\epsilon$ standart.

Заключение

Проведены расчетно-экспериментальные исследования течения в конвергентном воздухозаборнике при числе Маха набегающего потока $M = 5,7$ и угле атаки $\alpha = 4^\circ$. Установлены особенности структуры течения. Получены распределения давления на поверхностях сжатия и в канале воздухозаборника. Изучено отрывное течение на входе внутреннего канала.

Расчеты выполнены с 4-мя вариантами модели турбулентности. Результаты показали хорошее согласование расчетных и экспериментальных данных на участке внешнего сжатия. Расхождение наблюдается в области отрывного течения. Установлено, что применение различных моделей турбулентности оказывает существенное влияние на размер и положение отрыва с разницей по длине до полутора раз. Лучшее согласование по уровню статического давления показал вариант с моделью турбулентности $k-\epsilon$ standart.

Список литературы

1. **Van Wie D. M.** Scramjet Inlets. In: Curran E. T. and Murthy S. N. B. Scramjet Propulsion. Progress in Astronautics and Aeronautics. 2000, pp. 447–511.
2. **Otto S. E., Trefny C. J., Slater J. W.** Inward-Turning Streamline-Traced Inlet Design Method Low-Boom Low-Drag Applications. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, vol. 32, no. 5, pp. 1178–1189.
3. **Звегинцев В. И.** Газодинамические проблемы при работе сверхзвуковых воздухозаборников в нерасчетных условиях (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 2017. Т. 24, № 6. С. 829–858.
4. **Boyce R. R., Tirtley S. C., Brown L., Creagh M., Ogawa H.** SCRAMSPACE: Scramjet-based Access-to-Space Systems. AIAA, paper 2011-2297, 9 p.
5. **Gollan R. J., Smart M. K.** Design of Modular Shape-Transition Inlets for a Conical Hypersonic Vehicle. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, vol. 29, no. 4, pp. 832–838.
6. **Steelant J., Langener T., Di Matteo F. et al.** Conceptual Design of the High-Speed Propelled Experimental Flight Test Vehicle HEXAFLY. AIAA, paper 2015-3539.
7. **Defoort S., Varvill R., Steelant J., Walton C., Marini M.** Achievements Obtained for Sustained Hypersonic Flight within the LAPCAT-II Project. In: Proceedings of 20th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Glasgow, Scotland, July 2015.
8. **Yao Y.** Scramjet flow and intake SBFI: Technical challenges and case study. *Applied Mechanics and Materials*, 2013, vol. 315, pp. 344–348.
9. **Yao Y., Rincon D., Zheng Y.** Shock Induced Separating Flows in Scramjet Intakes. *International Journal of Modern Physics: Conference Series*, 2012, vol. 19, pp. 73–83.
10. **Rajashree V., Manivannan P., Dinesh Kumar G.** Computational Analysis of Scramjet Inlet. *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, 2014, vol. 3, pp. 2730–2734.
11. **Nguyen T. et al.** Details of turbulence modeling in numerical simulations of scramjet intake. 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2010, vol. 1, pp. 812–824.

12. **Krause M., Reinartz B., Ballmann J.** Numerical computations for designing a scramjet intake. 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2006, vol. 5, pp. 2705–2711.
13. **Гольдфельд М. А., Старов А. В.** Реализация течения в гиперзвуковом воздухозаборнике с пространственным сжатием // Сибирский физический журнал. 2019. Т. 14, № 1. С. 51–62. DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-1-51-62
14. **Goldfeld M. A., Maslov A. A., Starov A. V., Shumskii V. V., Yaroslavtsev M. I.** IT-302M Hotshot Wind Tunnel as a Tool for the Development of Hypersonic Technologies. In: 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2016), AIP Conference Proceedings 1770, pp. 030020(8).
15. **Stratford B. S.** The Prediction of Separation of the Turbulent Boundary Layer. *Journal of Fluid Mechanics*, 1959, vol. 5, no. 1, pp. 1–16.

References

1. **Van Wie D. M.** Scramjet Inlets. In: Curran E. T. and Murthy S. N. B. Scramjet Propulsion. Progress in Astronautics and Aeronautics. 2000, pp. 447–511
2. **Otto S. E., Trefny C. J., Slater J. W.** Inward-Turning Streamline-Traced Inlet Design Method Low-Boom Low-Drag Applications. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, vol. 32, no. 5, pp. 1178–1189.
3. **Zvegintsev V. I.** Gas-dynamic problems in off-design operation of supersonic inlets (review). *Thermophys. Aeromech.*, 2017, vol. 24, no. 6, pp. 807–834. DOI 10.1134/S0869864317060014
4. **Boyce R. R., Tirtey S. C., Brown L., Creagh M., Ogawa H.** SCRAMSPACE: Scramjet-based Access-to-Space Systems. *AIAA*, paper 2011-2297, 9 p.
5. **Gollan R. J., Smart M. K.** Design of Modular Shape-Transition Inlets for a Conical Hypersonic Vehicle. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, vol. 29, no. 4, pp. 832–838.
6. **Steelant J., Langener T., Di Matteo F. et al.** Conceptual Design of the High-Speed Propelled Experimental Flight Test Vehicle HEXAFLY. *AIAA*, paper 2015-3539.
7. **Defoort S., Varvill R., Steelant J., Walton C., Marini M.** Achievements Obtained for Sustained Hypersonic Flight within the LAPCAT-II Project. In: Proceedings of 20th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Glasgow, Scotland, July 2015.
8. **Yao Y.** Scramjet flow and intake SBFI: Technical challenges and case study. *Applied Mechanics and Materials*, 2013, vol. 315, pp. 344–348.
9. **Yao Y., Rincon D., Zheng Y.** Shock Induced Separating Flows in Scramjet Intakes. *International Journal of Modern Physics: Conference Series*, 2012, vol. 19, pp. 73–83.
10. **Rajashree V., Manivannan P., Dinesh Kumar G.** Computational Analysis of Scramjet Inlet. *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, 2014, vol. 3, pp. 2730–2734.
11. **Nguyen T. et al.** Details of turbulence modeling in numerical simulations of scramjet intake. 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2010, vol. 1, pp. 812–824.
12. **Krause M., Reinartz B., Ballmann J.** Numerical computations for designing a scramjet intake. 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2006, vol. 5, pp. 2705–2711.
13. **Goldfeld M. A., Starov A. V.** Flow Realization in Hypersonic Air Inlet with Spatial Compression. *Siberian Journal of Physics*, 2019, vol. 14, no. 1, pp. 51–62. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-1-51-62
14. **Goldfeld M. A., Maslov A. A., Starov A. V., Shumskii V. V., Yaroslavtsev M. I.** IT-302M Hotshot Wind Tunnel as a Tool for the Development of Hypersonic Technologies. In:

- 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2016), AIP Conference Proceedings 1770, pp. 030020(8).
15. **Stratford B. S.** The Prediction of Separation of the Turbulent Boundary Layer. *Journal of Fluid Mechanics*, 1959, vol. 5, no. 1, pp. 1–16.

Информация об авторах

Сергей Алексеевич Акинин, аспирант

Scopus Author ID 57204599747

Алексей Валентинович Старов, кандидат технических наук

WoS Researcher ID R-6377-2016

Scopus Author ID 6603941006

Information about the Authors

Sergey A. Akinin, Postgraduate Student

Scopus Author ID 57204599747

Aleksey V. Starov, Candidate of Technical Sciences

WoS Researcher ID R-6377-2016

Scopus Author ID 6603941006

*Статья поступила в редакцию 26.01.2021;
одобрена после рецензирования 01.03.2021; принята к публикации 01.03.2021
The article was submitted 26.01.2021;
approved after reviewing 01.03.2021; accepted for publication 01.03.2021*