

Методы управления ударно-волновыми структурами во входном сечении высокоскоростного воздухозаборника летательного аппарата

© М.М. Лаптинская, К.Э. Савелова, М.В. Чернышов

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, 190005, Россия

Рассмотрены особенности регулирования ударно-волновых структур с использованием выдува газа в область течения из перфорированных границ, а также посредством энергоподвода к скачкам уплотнения. Численные исследования, проводимые в программных пакетах газодинамики и с помощью MATLAB, дают возможность определить влияние выдува потока на перестройку возникающих ударно-волновых структур, анализ которых с использованием математического аппарата ударных (детонационных) поляр позволяет оценить их многообразие при импульсном энергоподводе к скачкам уплотнения. Исследуемые методы регулирования этих структур способствуют улучшению характеристик сверхзвуковых летательных аппаратов и созданию их модернизированных конструкций с учетом критериев трансформации ударно-волновых структур, которые во многих случаях бывают неустойчивы.

Ключевые слова: сверхзвуковой воздухозаборник, летательный аппарат, энергоподвод, газопроницаемые поверхности, ударно-волновые структуры, условия динамической совместности, численное моделирование

Введение. При конструировании с учетом газодинамики широкодиапазонных летательных аппаратов (ЛА) актуальным является проведение исследований смены типа взаимодействия и отражения скачков уплотнения во входном сечении сверхзвукового воздухозаборника, так как газодинамические разрывы могут оказывать сильное влияние на летно-технические характеристики [1, 2].

Цель работы — повышение эффективности сверхзвуковых ЛА путем управления взаимодействием газодинамических разрывов с помощью использования газопроницаемых поверхностей, а также энергоподвода к отдельным скачкам уплотнения, образующим ударно-волновую структуру нерегулярного взаимодействия или отражения.

В ракетно-космической технике данные способы управления взаимодействием газодинамических разрывов можно использовать для улучшения аэродинамических характеристик сверхзвуковых ЛА, увеличения тяги сопел реактивных двигателей, оптимизации сверхзвуковых воздухозаборников, управления механическим воздействием взрывных волн [3].

Численное моделирование течений посредством этих способов представлено в данной работе на основе математической модели осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса. Струйное

управление и управление энергоподводом к газодинамическим разрывам исследуются для высокоскоростных течений в плотных слоях атмосферы. Приведены также результаты исследований влияния выдува по нормали к поверхности и энергоподвода во входном сечении канала воздухозаборника.

Моделирование сверхзвукового течения с применением газопроницаемых поверхностей. Пористые структуры активно изучают ученые как в России, так и за рубежом. В работах Института теоретической и прикладной механики имени С.А. Христиановича СО РАН [4–6] исследуют управление аэродинамическими и тепловыми нагрузками на обтекаемые осесимметричные тела с помощью высокопористой ячеистой вставки (рис. 1) [4, 5]. Кроме того, в [4–6] показано, что применение газопроницаемых вставок приводит к улучшению лётно-технических характеристик.



Рис. 1. Экспериментальная (а) и численная (б) модели цилиндра с пористой передней вставкой

Высокоскоростное течение с применением газопроницаемых поверхностей численно моделируется в программе прикладной гидродинамики ANSYS Fluent. Параметры течения соответствуют полету с числом Маха $M = 7$ на высоте 15 км [7]. Газ считается термодинамически совершенным. С внутренних передних кромок воздухозаборника выдувается газ (воздух) по нормали к поверхности со скоростями, соответствующими числу M , равному 0,4; 0,9; 1,1 (рис. 2). При проведении расчетов в пакете Fluent использованы явная схема расщепления и модель турбулентности типа $k - \varepsilon$ *Realizable*. Для получения точных результатов расчета была проверена сеточная сходимость, в результате чего была выбрана расчетная сетка порядка 800 тыс. элементов ячеек со сгущением в пристеночных областях. Граничное условие на стенке — неприлипание и проскальзывание [2]. Полученные диаграммы градиентов давления (выдув по нормали) в четырех разных случаях изображены на рис. 2.

На передней кромке обтекаемого тела образуется излом скачка уплотнения, который можно считать присоединенным в масштабах тела в целом. При выдуве ненагретого газа температура вблизи кромки значительно понижается, что ослабляет до безопасных значений термические нагрузки на объект, летящий с высокой сверхзвуковой скоростью. Наблюдается также заметное уменьшение сопротивления

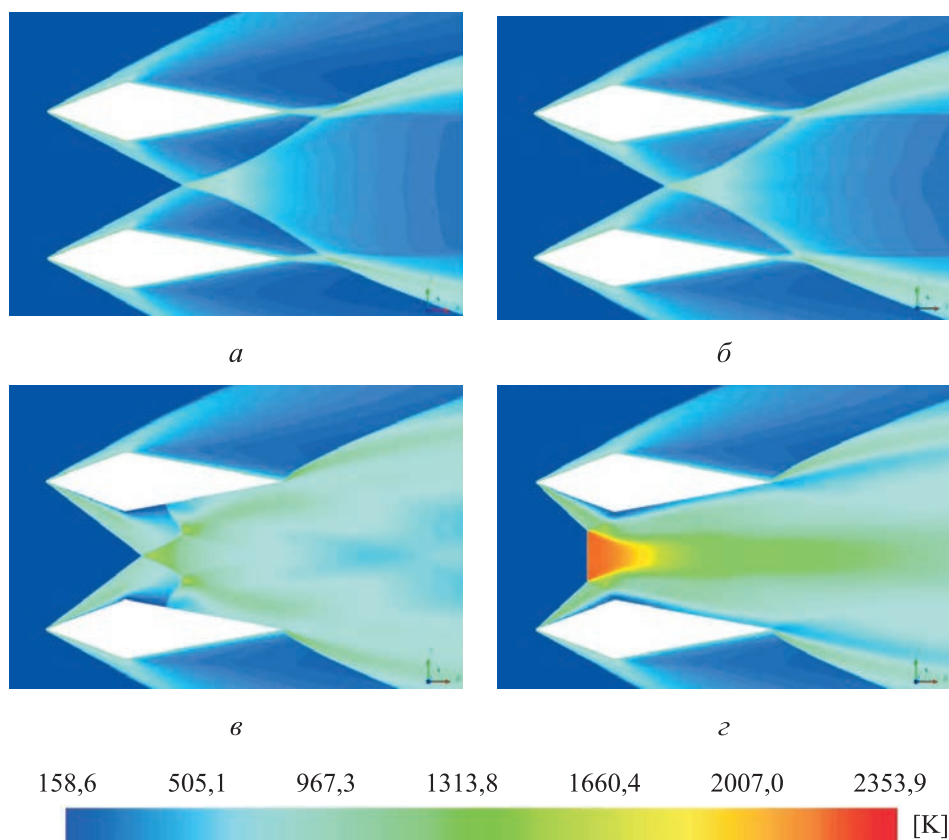


Рис. 2. Распределение температуры без выдува (*а*) и при выдуве с числом Маха $M = 0,4$ (*б*), $M = 0,9$ (*в*), $M = 1,1$ (*г*)

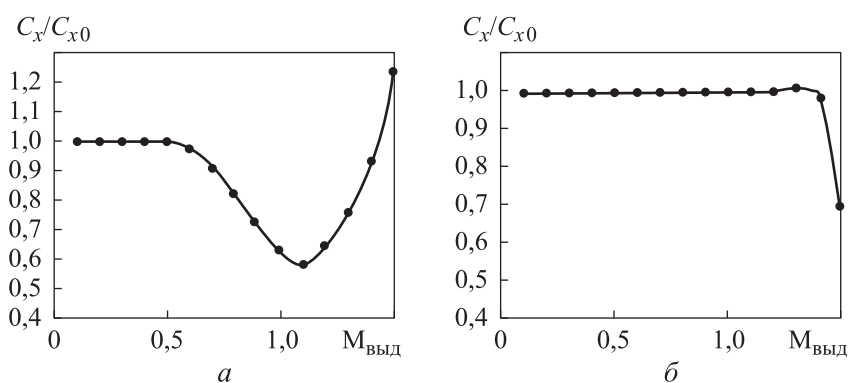


Рис. 3. Зависимость нормированного коэффициента лобового сопротивления C_x/C_{x0} от числа Маха выдуваемого потока $M_{\text{выд}}$:
а — выдув по нормали; *б* — выдув под углом наклона

конструкции (рис. 3, *а*). Однако эффективность выдува под наклоном, угол которого равен углу полураствора клина, заметно ниже, что представлена на рис. 3, *б*. Таким образом, выдув воздушного

потока с поверхности обтекаемого тела может кардинально изменить структуру течения, в том числе уменьшить аэродинамические и тепловые нагрузки.

Выдув струй ненагретого газа качественно изменяет структуру течения около ЛА. Взаимодействие внешнего потока со струями приводит к образованию скачков уплотнения, волн разрежения, областей повышенного и пониженного давления. Путем изменения размера области и интенсивности выдува можно управлять аэродинамическими характеристиками обтекаемого тела, а также изменять направление его движения, создавая своего рода газовые рули [8].

Регулирование ударно-волновых структур с помощью энергоподвода. Для того чтобы продемонстрировать влияние импульсного энергоподвода на ударно-волновые структуры, рассмотрим обтекание ЛА с возникающей тройной конфигурацией скачков уплотнения, подобной той, которая моделировалась в задаче с выдувом газового потока (рис. 4).

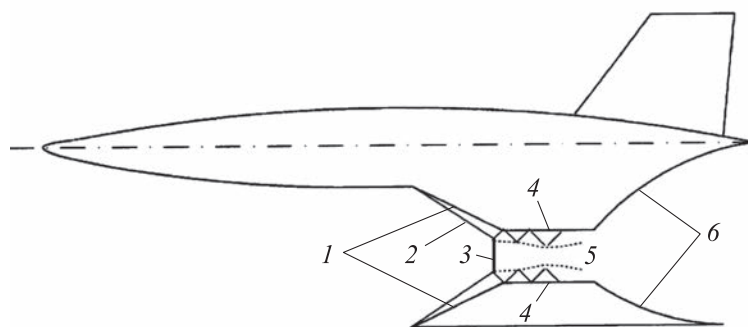


Рис. 4. Способ организации детонационного режима горения в камере сгорания сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя:

1 — кромка воздухозаборника; 2 — падающий скачок; 3 — главный (маховский) скачок; 4 — камера сгорания; 5 — зона между тангенциальными разрывами; 6 — сопло

Двигатель аппарата (см. рис. 4) работает по смешанной схеме [9, 10]: поток 5 за главным (маховским) скачком 3, имеющий бóльшую температуру и меньшее полное давление, используется по циклу детонационного двигателя, а поток за отраженным скачком, у которого меньшая температура и более высокое полное давление, работает по схеме традиционного прямоточного реактивного двигателя. Моделирование процесса зажигания топлива за маховским скачком, приведенное в работе [11], свидетельствует о появлении детонации (температура за скачком достигает 3230К).

Импульсное энерговыделение на главном скачке, возникающее в результате возбуждения детонационных явлений, свидетельствует о необходимости детального, теоретического и численного изучения данного процесса.

Рассмотрим пример структуры с тройной конфигурацией скачков уплотнения как наиболее простой и доступной теоретическому анализу. Это стационарная маховская конфигурация (СМК) с прямым главным скачком, соответствующая критерию фон Неймана («критерию механического равновесия») перехода от маховского отражения к регулярному [12–14].

Существуют зависимости, связывающие импульсное энерговыделение на скачке j_3 (рис. 5) с его формой, изменением свойств течения и поворотом потока на его поверхности [15–19]. В частности, угол поворота потока θ_3 зависит от интенсивности J_3 скачка уплотнения (отношения статических давлений на его сторонах). После некоторых преобразований приведенных в [17] уравнений получаем соотношения, описывающие детонационную ударную полярю:

$$\begin{aligned} \operatorname{tg}|\theta_3| &= \sqrt{\frac{J_{m3} - J_3 - \xi}{J_3 + \varepsilon_3}} \frac{(1 - \varepsilon_3)(J_3 - 1)}{(1 + \varepsilon_3)M^2 - (1 - \varepsilon_3)(J_3 - 1)}; \\ \xi &= \frac{2\varepsilon_3\gamma_3 M^2 \bar{\varphi}}{J_3 - 1}; \quad J_{m3} = (1 + \varepsilon_3)M^2 - \varepsilon_3; \\ E_3 &= \rho/\rho_{\text{III}} = (1 + \varepsilon_3 J_3 + 2\varepsilon_3 \bar{\varphi}) / (J_3 + \varepsilon_3); \\ a_{\text{III}}/a &= \sqrt{\gamma_{\text{III}}/\gamma} \cdot \sqrt{J_3 \cdot (1 + \varepsilon_3 J_3 + 2\varepsilon_3 \bar{\varphi}) / (J_3 + \varepsilon_3)}; \quad (1) \\ \operatorname{ctg} \omega_3 &= \sqrt{(J_m - J_3 - \xi) / (J_3 + \varepsilon_3)}; \\ v_{\text{III}} &= a \sqrt{\frac{(J_3 + \varepsilon_3)M^2 - (1 - \varepsilon_3)(J_3^2 - 1) - 2\varepsilon_3(J_3 - 1)\bar{\varphi}/\gamma_3}{J_3 + \varepsilon_3}}; \\ M_{\text{III}} &= \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_{\text{III}}}} \sqrt{\frac{(J_3 + \varepsilon_3)M^2 - (1 - \varepsilon_3)(J_3^2 - 1) - 2\varepsilon_3(J_3 - 1)\bar{\varphi}/\gamma_3}{J_3(1 + \varepsilon_3 J_3 + 2\varepsilon_3 \bar{\varphi})}}. \end{aligned}$$

Здесь $\varepsilon_3 = (\gamma_3 - 1)/(\gamma_3 + 1)$; $\bar{\varphi} = \varphi p/\rho = \gamma\varphi/(\gamma - 1)c_p T$; φ — удельное импульсное энерговыделение на скачке уплотнения; γ_3 — «эффективный» показатель адиабаты (усредненный между γ и γ_{III}), γ_{III} — показатель адиабаты, соответствующий термодинамическим свойствам газа в потоке за поверхностью сильного скачка j_3 ; значения c_p , p , ρ , T , γ , v , a и M характеризуют соответственно

удельную изобарную теплоемкость, давление, плотность, температуру, показатель адиабаты, скорость, скорость звука и число Маха потока газа перед скачком.

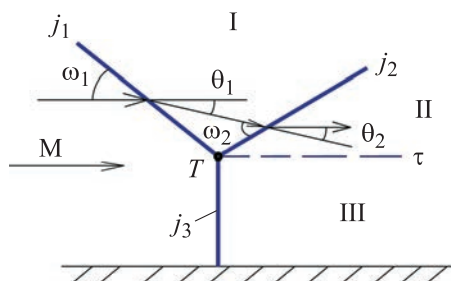


Рис. 5. Общий вид стационарной маховской конфигурации, соответствующей критерию фон Неймана:

M — число Маха невозмущенного течения;
 $\theta_{1,2}$ — углы поворота потока на падающем и отраженном скачках; ω_1 и ω_2 — углы наклона падающего и отраженного скачков;
 $j_{1,2,3}$ — падающий, отраженный и маховский скачки уплотнения; τ — тангенциальный разрыв; I, II и III — области течения за соответствующими скачками; T — тройная точка

Семейство поляр Ша–Шф, соответствующих эффективному показателю адиабаты $\gamma_3 = \gamma_{12} = 1,4$ и различным значениям энергоподвода (нижние индексы I–III соответствуют различным параметрам течения в областях I–II за скачками $j_1–j_3$) показано на рис. 6. Поляры Ша–Шф соответствуют энергоподводу за главным скачком, равному соответственно 15, 30, 45, 60, 75 и 90 % максимального значения φ_* (точка «*» соответствует этому максимальному значению).

Вертикальные стрелки показывают изменение интенсивности главного скачка (при увеличении энергоподвода она снижается), наклонные — изменение интенсивности падающего скачка в СМК при возрастании энергоподвода (она монотонно уменьшается при $M > M_b$, но при $M < M_b$ сначала увеличивается и только при дальнейшем росте энергоподвода уменьшается). Точки l соответствуют скачкам с максимальным отклонением потока, точка N — критерию фон Неймана, точка d — критерию максимального поворота потока на отраженном скачке, точка $1s$ — падающему скачку, формирующему СМК при максимальном теоретически возможном энергоподводе.

Следовательно, энергоподвод влияет на условия существования скачков уплотнения. В частности, привычная ударная поляра I для скачков уплотнения без энергоподвода трансформируется в поляры Ше–Шф, соответствующие различным значениям энергоподвода. На рис. 6 наглядно показано, что диапазон параметров падающего скачка, внутри которого существует СМК с энергоподводом, существенно сужается. Начиная с определенных значений энергоподвода

могут образовываться только бегущие маховские волны, удовлетворяющие условию Чепмена — Жуге (критическая скорость течения за детонационной волной [15]).

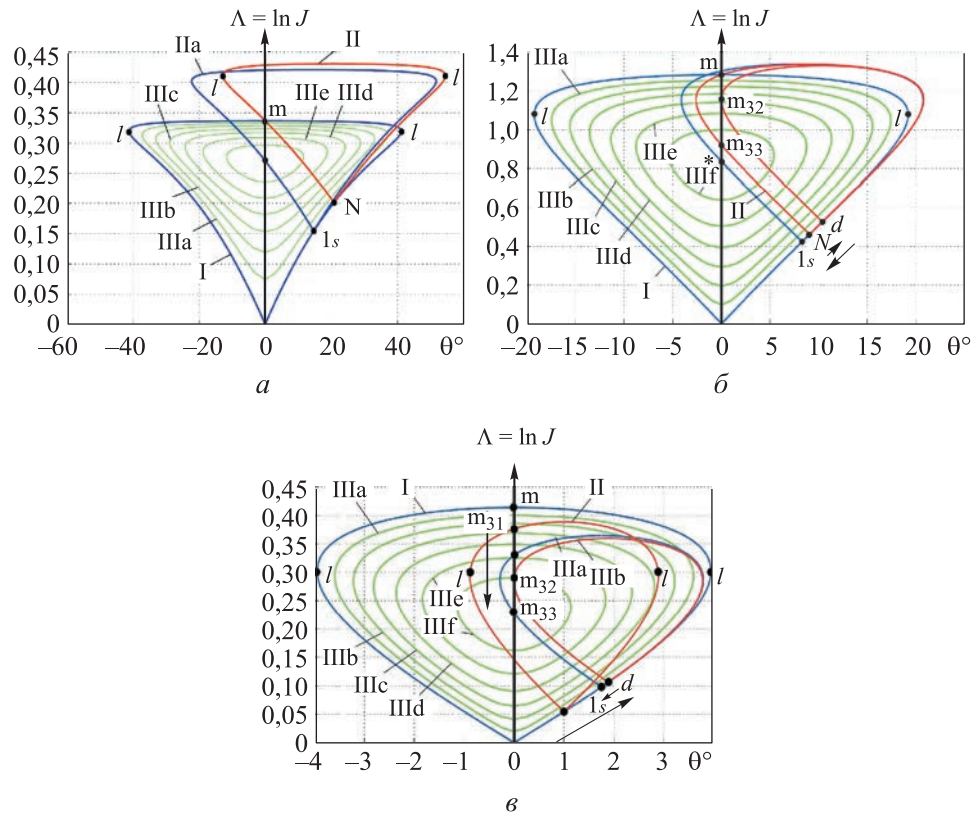


Рис. 6. Решение задачи на плоскости ударных поляр:

a — умеренные и большие числа Маха ($M = 5$); *б* — умеренно малые числа Маха ($M = 1,8$);
в — малые числа Маха ($M = 1,2$)

Закключение. Таким образом, когда эффективность сверхзвукового ЛА повышается за счет изменения области и интенсивности выдува, становится возможным управлять аэродинамическими характеристиками обтекаемого тела, а также изменять направление его движения, создавая своего рода газовые рули. Наличие газопроницаемых поверхностей может уменьшить аэродинамическое сопротивление обтекаемого тела, снизить степень акустического загрязнения окружающей среды и тепловые нагрузки. Энергоподвод на главном скачке расширяет диапазон скачков уплотнения, отражающихся с образованием стационарной маховской конфигурации, и может привести к возникновению нестационарных явлений и неустойчивости.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (НИР «Создание

опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», FZWF-2020-0015).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Alekseeva M.M., Brykov N.A., Chernyshov M.V. Study of gas flows about the air inlet of high-speed flying vehicles. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, 7 p. DOI: 10.1063/5.0035787
- [2] Alekseeva, M.M., Kaun, Y.V., Chernyshov, M.V., Yatsenko, A.A. Influence of surface permeability on gas-dynamic characteristics of high-speed flight. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, vol. 1959 (1), art. ID 012001. DOI: 10.1063/5.0035787
- [3] Усков В.Н., Чернышов М.В. Экстремальные ударно-волновые системы в задачах внешней аэродинамики. *Теплофизика и аэромеханика*, 2014, т. 21, № 1, с. 15–31.
- [4] Maslov A.A., Mironov S.G., Poplavskaya T.V., Kirilovskiy S.V., Tsyryulnikov I.S. Effect of porous inserts on aerodynamics of flying vehicles. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, vol. 1382, 7 p. DOI: 10.1088/1742-6596/1382/1/012023
- [5] Tsyryulnikov I.S., Maslov A.A., Mironov S.G., Poplavskaya T.V., Kirilovskiy S.V.. The efficiency of the method of sound absorbing coatings in vibrationally excited hypersonic flow. *Technical Physics Letters*, 2015, vol. 41, no. 2, pp. 184–186. DOI: 10.1134/S1063785015020273
- [6] Mironov S.G., Kirilovskiy S.V., Poplavskaya T.V., Tsyryulnikov I.S., Maslov A.A. Physical and mathematical modeling of a supersonic flow around bodies with gas-permeable porous inserts at an angle of attack. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2020, vol. 61 (5), pp. 693–699. DOI: 10.1134/S0021894420050028
- [7] *ГОСТ 4401–81 Атмосфера стандартная. Параметры*. Москва, Изд-во стандартов, 1982, 180 с.
- [8] Каун Ю.В., Тетерина И.В., Чернышов М.В. Инжекция газа в закритическую область сопла как метод управления полетом ракет-носителей сверхлегкого класса. В сб.: *Актуальные проблемы защиты и безопасности. Труды XXIII Всероссийской научно-практической конференции РАРАН*. Москва, 2020, с. 161–166.
- [9] Иванов М.С., Кудрявцев А.Н., Троцюк А.В., Фомин В.М. *Способ организации детонационного режима горения в камере сгорания сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя*. Пат. № RU 2285143 С2. Российская Федерация, 2015, бюл. № 26, 10 с.
- [10] Chernyshov M.V., Murzina K.E., Matveev S.A., Yakovlev V.V. Shock-wave structures of prospective combined ramjet engine. *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*, 2019, vol. 618, art. ID 012068. DOI: 10.1088/1757-899X/618/1/012068
- [11] Savelova K.E., Alekseeva M.M., Matveev S.A., Chernyshov M.V. Shock-wave structure of prospective combined jet engine. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, vol. 1959, art. ID 012043. DOI: 10.1088/1742-6596/1959/1/012043

- [12] Адрианов А.Л., Старых А.Л., Усков В.Н. *Интерференция стационарных газодинамических разрывов*. Новосибирск, Изд-во ВО «Наука», 1995, 180 с.
- [13] Chernyshov M.V., Savelova, K.E., Kapralova, A.S. Approximate analytical models of shock-wave structure at steady Mach reflection. *Fluids*, 2021, no. 6 (9), paper 305. DOI: 10.3390/fluids6090305
- [14] Hornung H.G., Oertel H.; Sandeman R.J. Transition to Mach reflection of shock waves in steady and pseudosteady flow with and without relaxation. *Journal of Fluid Mechanics*, 1979, vol. 90, pp. 541–560. DOI: 10.1017/S002211207900238X
- [15] Денисов Ю.Н. *Газодинамика детонационных структур*. Москва, Машиностроение, 1989, 176 с.
- [16] Li H., Ben-Dor G., Grönig H. Analytical study of the oblique reflection of detonation waves. *AIAA Journal*, 1997, vol. 35, iss. 11, pp. 1712–1720. DOI: 10.2514/2.40
- [17] Medvedev A.E. Reflection of an oblique shock wave in a reacting gas with a finite relaxation-zone length. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2001, vol. 42, iss. 2, pp. 211–218. DOI: 10.1023/A:1018811516116
- [18] Li J., Ning J., Le J.H.S. Mach reflection of ZDN detonation wave. *Shock Waves*, 2015, vol. 25, iss. 3, pp. 293–304. DOI: 10.1007/s00193-015-0562-7
- [19] Jing T., Ren H., Li J. Onset of the Mach reflection of Zel'dovich — von Neumann — Döring detonations. *Entropy*, 2021, vol. 23, iss. 3, paper 314, pp. 1–20. DOI: 10.3390/e23030314

Статья поступила в редакцию 12.04.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Лаптинская М.М., Савелова К.Э., Чернышов М.В. Методы управления ударно-волновыми структурами во входном сечении высокоскоростного воздухозаборника летательного аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-2-2249>

Лаптинская Мария Михайловна — аспирант кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова. Область научных интересов: математическое моделирование газодинамических и тепловых процессов вычислительное моделирование, аэродинамические процессы.
e-mail: amara96@mail.ru

Савелова Карина Эдуардовна — аспирант кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова. Область научных интересов: математическое моделирование газодинамических и тепловых процессов, ударно-волновые структуры, детонация. e-mail: karinkamurz@yandex.ru

Чернышов Михаил Викторович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова.
e-mail: mvcher@mail.ru

Shock-wave structures control methods in the input section of the aircraft high-speed air intake

© M.M. Laptinskaya, K.E. Savelova, M.V. Chernyshov

Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov,
St. Petersburg, 190005, Russia

The paper considers features of regulating shock-wave structures using the gas blowing into the flow region from perforated boundaries, as well as by means of energy supply to the compression shocks. Scientists both in our country and abroad are actively studying the porous structures. Calculations in the gas dynamics software packages and using the MATLAB are making it possible to determine the flow blowing effect on rearrangement of the emerging shock-wave structures, which analysis with mathematical apparatus of the shock (detonation) polars allows evaluating their diversity with the pulsed energy supply to the compression shocks. Methods of these structures regulation under study contribute to improving characteristics of the supersonic aircraft and creation of their modernized designs taking into account transformation criteria of the shock-wave structures, which in many cases could be unstable.

Keywords: supersonic air intake, aircraft, energy supply, gas permeable surfaces, shock-wave structures, dynamic compatibility conditions, numerical simulation

The work was financially supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (R&D Work “Creation of advanced scientific and technical groundwork in the development of advanced technologies for small gas turbine, rocket and combined engines for ultralight launch vehicles, small spacecraft and unmanned aerial vehicles ensuring priority positions of the Russian companies in the future emerging global markets”, FZWF-2020-0015).

REFERENCES

- [1] Alekseeva M.M., Brykov N.A., Chernyshov M.V. Study of gas flows about the air inlet of high-speed flying vehicles. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, 7 p. DOI: 10.1063/5.0035787
- [2] Alekseeva, M.M., Kaun, Y.V., Chernyshov, M.V., Yatsenko, A.A. Influence of surface permeability on gas-dynamic characteristics of high-speed flight. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, vol. 1959 (1), art. 012001. DOI: 10.1063/5.0035787
- [3] Uskov V.N., Chernyshov M.V. Ekstremalnye udarno-volnovye sistemy v zadachyakh vneshney aerodinamiki [Extreme shock-wave systems in problems of external aerodynamics]. *Teplofizika i aeromekhanika —Thermophysics and Aeromechanics*, 2014, vol. 21, no. 1, pp. 15–31.
- [4] Maslov A.A., Mironov S.G., Poplavskaya T.V., Kirilovskiy S.V., Tsyryulnikov I.S. Effect of porous inserts on aerodynamics of flying vehicles. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, vol. 1382, 7 p. DOI: 10.1088/1742-6596/1382/1/012023
- [5] Tsyryulnikov I.S., Maslov A.A., Mironov S.G., Poplavskaya T.V., Kirilovskiy S.V. The efficiency of the method of sound absorbing coatings in vibrationally excited hypersonic flow. *Technical Physics Letters*, 2015, vol. 41, no. 2, pp. 184–186. DOI: 10.1134/S1063785015020273

- [6] Mironov S.G., Kirilovskiy S.V., Poplavskaya T.V., Tsyryulnikov I.S., Maslov A.A. Physical and mathematical modeling of a supersonic flow around bodies with gas-permeable porous inserts at an angle of attack. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2020, vol. 61 (5), pp. 693–699. DOI: 10.1134/S0021894420050028
- [7] *GOST 4401–81 Atmosfera standartnaya. Parametry* [Standard atmosphere. Parameters]. Moscow, Standards Publishing House, 1982, 180 p.
- [8] Kaun Yu.V., Teterina I.V., Chernyshov M.V. Inzhektsiya gaza v zakriticheskuyu oblast sopla kak metod upravleniya poletom raket-nositeley sverkhlegkogo klassa [Gas injection into the supercritical region of the nozzle as a method of controlling the flight of ultra-light launch vehicles]. In: *Aktualnye problemy zaschity i bezopasnosti. Trudy XXIII Vserossiyskoy nauchno-tehnicheskoy konferentsii RARAN* [Actual problems of protection and security. Proceedings of the XXIII All-Russian Scientific and Practical Conference of the RARAN]. Moscow, 2020, pp. 161–166.
- [9] Ivanov M.S., Kudryavtsev A.N., Trotsyuk A.V., Fomin V.M. *Sposob organizatsii detonatsionnogo rezhima gorenija v kamere sgoraniya sverkhzvukovogo pryamotokhnogo vozdušno-reaktivnogo dvigatelya* [The method of organizing the detonation mode of combustion in the combustion chamber of a supersonic ramjet engine]. Pat. no. RU 2285143 C2. Russian Federation, 2015, Bul. no. 26, 10 p.
- [10] Chernyshov M.V., Murzina K.E., Matveev S.A., Yakovlev V.V. Shock-wave structures of prospective combined ramjet engine. *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*, 2019, vol. 618, art. ID 012068. DOI: 10.1088/1757-899X/618/1/012068
- [11] Savelova K.E., Alekseeva M.M., Matveev S.A., Chernyshov M.V. Shock-wave structure of prospective combined jet engine. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, vol. 1959, art. ID 012043. DOI: 10.1088/1742-6596/1959/1/012043
- [12] Adrianov A.L., Starykh A.L., Uskov V.N. *Interferentsiya statsionarnykh gazodinamicheskikh razryvov* [Interference of stationary gas-dynamic discontinuities]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1995, 180 p.
- [13] Chernyshov M.V., Savelova K.E., Kapralova A.S. Approximate analytical models of shock-wave structure at steady Mach reflection. *Fluids*, 2021, no. 6 (9), paper 305. DOI: 10.3390/fluids6090305
- [14] Hornung H.G., Oertel H., Sandeman R.J. Transition to Mach reflexion of shock waves in steady and pseudosteady flow with and without relaxation. *Journal of Fluid Mechanics*, 1979, vol. 90, pp. 541–560. DOI: 10.1017/S002211207900238X
- [15] Denisov Yu.N. *Gazodinamika detonatsionnykh struktur* [Gas dynamics of detonation structures]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 176 p.
- [16] Li H., Ben-Dor G., Grönig H. Analytical Study of the Oblique Reflection of Detonation Waves. *AIAA Journal*, 1997, vol. 35, iss. 11, pp. 1712–1720. DOI: 10.2514/2.40
- [17] Medvedev A.E. Reflection of an oblique shock wave in a reacting gas with a finite relaxation-zone length. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2001, vol. 42, iss. 2, pp. 211–218. DOI: 10.1023/A:1018811516116
- [18] Li J., Ning J., Le J.H.S. Mach reflection of ZDN detonation wave. *Shock Waves*, 2015, vol. 25, iss. 3, pp. 293–304. DOI: 10.1007/s00193-015-0562-7
- [19] Jing T., Ren H., Li J. Onset of the Mach reflection of Zel'dovich — von Neumann — Döring detonations. *Entropy*, 2021, vol. 23, iss. 3, paper 314, pp. 1–20. DOI: 10.3390/e23030314

Laptinskaya M.M., PG, Department A9 “Plasma, Gas Dynamics and Thermal Engineering”, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov. Research interests: mathematical simulation of gas-dynamic and thermal processes, computer simulation, aerodynamic processes. e-mail: amara96@mail.ru

Savelova K.E., PG, Department A9 “Plasma, Gas Dynamics and Thermal Engineering”, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov. Research interests: mathematical simulation of gas-dynamic and thermal processes, shock-wave structures, detonation. e-mail: karinkamurz@yandex.ru

Chernyshov M.V., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department A9 “Plasma, Gas Dynamics and Thermal Engineering”, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov. e-mail: mvcher@mail.ru