

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ СКАЧКОВ ВОЗДУХОЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА С УЧЕТОМ ДИССОЦИАЦИИ МОЛЕКУЛ НАБЕГАЮЩЕГО ВОЗДУХА

В.В. Бугай
А.К. Шостов

6772800@gmail.com
catcher.boxer@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Проведено сравнение параметров набегающего потока за косым скачком уплотнения при расчете с учетом и без учета диссоциации молекул воздуха. Выявлены границы применимости последнего метода. Рассчитана степень диссоциации атмосферного воздуха для разных давлений при повышении статической температуры. Определены условия получения максимального коэффициента восстановления полного давления воздухозаборного устройства с учетом диссоциации воздуха при различных скоростях обтекания потоком воздуха. Математическое моделирование проводилось на языке программирования Python с помощью библиотеки Cantera, предназначенной для термодинамического расчета. Полученные результаты будут полезны при выборе метода расчета воздухозаборных устройств в зависимости от скорости движения летательного аппарата.

Ключевые слова

Число Маха, скачок уплотнения, воздухозаборное устройство, сверхзвуковой поток, математическое моделирование, максимум полного давления, диссоциация молекул, параметры торможения

Поступила в редакцию 21.12.2022
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022

Введение. Создание многоцветных авиационно-космических систем — одна из основных задач, во многом определяющих дальнейшие направления развития космонавтики.

В настоящее время доставка полезных грузов на околоземные орбиты осуществляется ракетами-носителями, использующими в качестве силовых установок ракетные двигатели. Сдерживающими факторами для развития транспортных систем на маршрутах Земля — Космос и Космос — Земля, базирующихся на ракетной технологии, служат высокая стоимость перевозок, сложность обслуживания и обслуживания стартовых комплексов, применение экологически вредных компонентов топлива, засорение космического пространства и отдельных территорий земной поверхности обломками отработавших ступеней.

В перспективных исследованиях и разработках делается ставка на использование самолетных принципов при проектировании средств доставки полезных грузов в космос. Взлет и посадка таких аэрокосмических систем может осуществляться с обычных аэродромов.

Экономия здесь достигается благодаря полной сохраняемости и возможности многоразового использования всех элементов конструкции, а также вследствие более высокой экономичности силовой установки, использующей на значительной части траектории полета в качестве окислителя атмосферный воздух.

Проекты орбитальных самолетов пытались воплотить в жизнь еще в СССР. Среди них авиационно-космическая система МАКС-Т, Ту-2000. На сегодняшний день к стендовым испытаниям перешел лишь британский проект Skylon с трехрежимным двигателем Sabre [1–3]. В связи с этим появляется необходимость в детальном изучении поведения воздуха и его параметров на сверх- и гиперзвуковых скоростях.

Значения полных параметров набегающего воздуха. При расчете параметров набегающего воздушного потока, имеющего сверхзвуковую скорость, используются понятия полной температуры и полного давления. Эти величины характеризуют кинетическую энергию потока, которая переходит в потенциальную энергию давления и температуры.

Явление диссоциации. При сверхзвуковых скоростях полета в воздушном потоке проявляются особенности, связанные с ростом температуры. Нагрев происходит вследствие торможения потока, при котором кинетическая энергия частиц переходит во внутреннюю энергию.

При температуре около 1500 К заметную роль в увеличении степени диссоциации начинает играть возбуждение колебательных уровней внутренней энергии молекул кислорода и азота воздуха. При температуре приблизительно 3000 К и давлении 105 Па колебательные степени свободы молекул кислорода оказываются полностью возбужденными, и дальнейшее повышение температуры приводит к диссоциации [4].

Интенсивность диссоциации зависит от температуры и давления. Она возрастает с понижением давления, поэтому при полетах в разреженных слоях атмосферы, где давление существенно ниже, процесс диссоциации воздуха начинается значительно раньше, и не учитывать его при расчете полных параметров уже нельзя.

Зависимости массовых долей недиссоциированных молекул кислорода и азота в воздухе от его температуры при различных значениях давления приведены на рис. 1 и 2. Данные зависимости получены из расчета равновесного состава воздуха с помощью библиотеки Cantera [5], работающей на основе параметризации полинома NASA с девятью коэффициентами [6].

Расчет полных параметров через газодинамические функции. Полные параметры потока получаются при его адиабатическом изоэнтропном торможении.

Для расчета полных параметров в зависимости от числа Маха полета используются газодинамические функции (ГДФ). Для температуры и давления соответственно они имеют вид [4]:

$$\tau(M) = \frac{T_0}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} M^2;$$

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

где k — показатель адиабаты, принимается постоянным. Это дает верные значения полных параметров при небольших температурах и малых числах Маха полета.

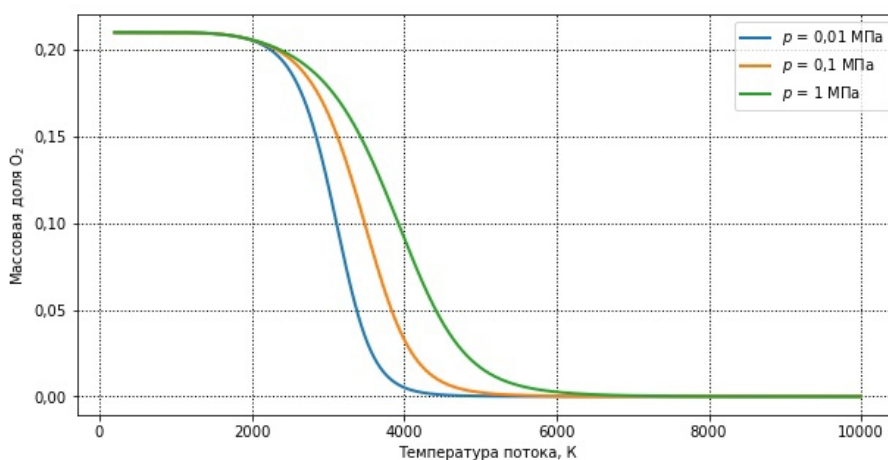


Рис. 1. Зависимость массовой доли недиссоциированных молекул кислорода в воздухе от его температуры при различных значениях давления

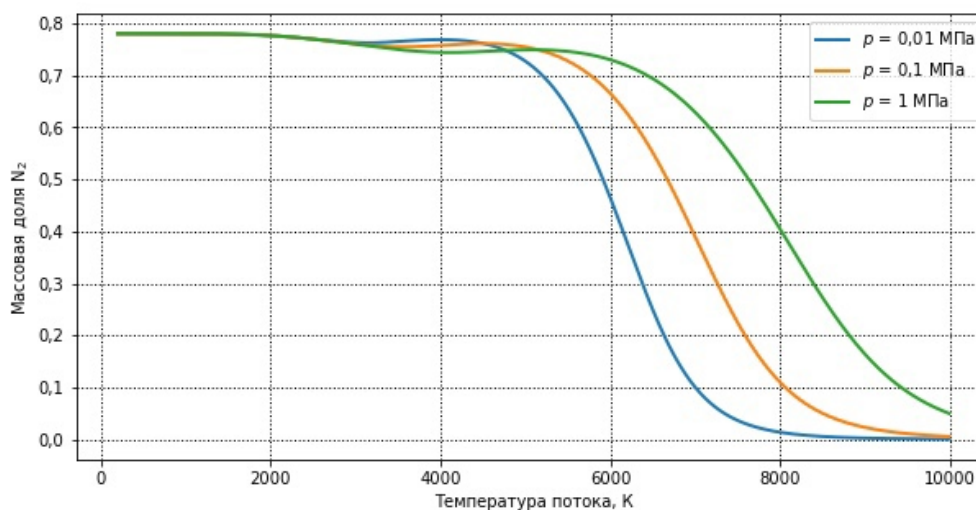


Рис. 2. Зависимость массовой доли недиссоциированных молекул азота в воздухе от его температуры при различных давлениях

Расчет полных параметров с учетом диссоциации. Для расчета полных параметров с учетом диссоциации написана программа на языке Python с применением библиотеки Cantera [5].

Для расчета равновесного состава по минимуму энергии Гиббса любого газа или смеси газов необходимы две характеристики (температура и давление, давление и энтропия). Входными параметрами для вычислений являются статические температура и давление воздуха на данной высоте, а также число Маха полета. С помощью библиотеки Cantera определяются энтропия и энтальпия потока. Зная скорость полета и статическую энтальпию воздуха, находим значение полной энтальпии набегающего потока.

Для определения полного давления воздуха проводится поиск корней функции

$$f(p) = |H_0(T, p) - H(S, p)|. \quad (1)$$

В данной функции $H_0(T, p)$ — рассчитанная ранее полная энтальпия воздуха; $H(S, p)$ — статическая энтальпия воздуха при полных значениях энтропии и давлении, рассчитываемая библиотекой Cantera.

С помощью библиотеки SciPy определяется значение давления, при котором функция (1) обращается в ноль. Найденное значение будет являться полным давлением набегающего потока.

В итоге имеется два входных параметра расчета: энтропия и полное давление. Передавая эти значения библиотеке Cantera, получаем значение полной температуры воздуха.

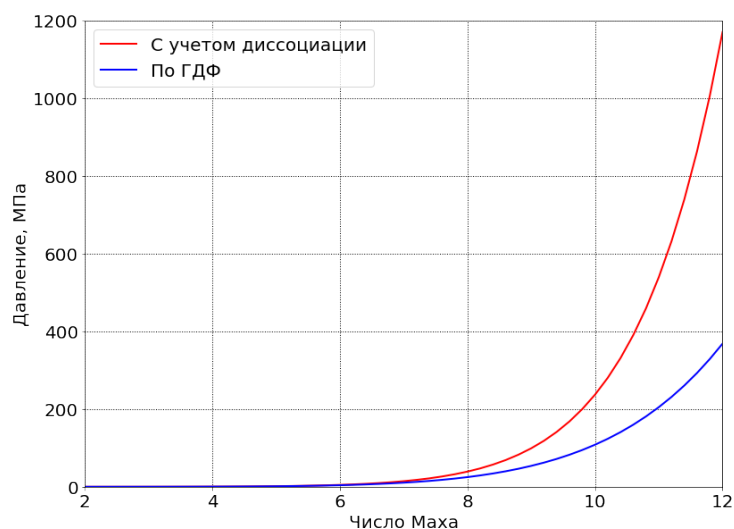


Рис. 3. Зависимость полного давления потока воздуха от числа Маха полета на высоте 25 км при расчете через ГДФ и при учете диссоциации

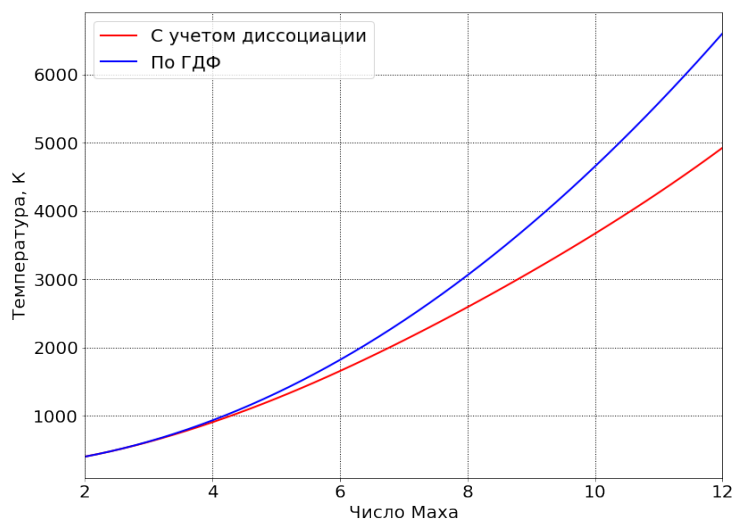


Рис. 4. Зависимость полной температуры потока воздуха от числа Маха полета на высоте 25 км при расчете через ГДФ и при учете диссоциации

Удобство написанной программы обусловлено минимальным количеством входных данных для расчета, а также уменьшением времени нахождения интересующих нас параметров.

По графикам на рис. 3 и 4 можно сделать вывод, что для корректного определения полных параметров потока воздуха при числах Маха $M > 4$ необходимо учитывать диссоциацию.

Расчет параметров потока воздуха за косым скачком уплотнения при сверхзвуковом полете. С ростом скорости полета летательного аппарата полная температура набегающего потока возрастает. Обычно при определении параметров потока после прохождения через скачок уплотнения используют газодинамические функции, принимая допущение, что показатель адиабаты воздуха k остается неизменным по всему тракту воздухозаборного устройства (ВЗУ). Однако при больших числах Маха это допущение применять нельзя по той причине, что заметную роль начинают играть процессы диссоциации, которые происходят особенно интенсивно в разреженных слоях атмосферы. Постоянство k используется для упрощения расчетов, однако с ростом скорости набегающего потока нельзя не учитывать химические реакции, проходящие в нем. Это может привести к ошибочным результатам, поэтому оценить коэффициент σ восстановления полного давления ВЗУ с требуемой точностью не получится.

При сверхзвуковом полете летательного аппарата перед ним возникает ударная волна, вызывающая значительное сопротивление. В зависимости от угла и формы обтекаемой поверхности она может представлять собой косой скачок уплотнения или выбитую головную волну.

Фронт косо́го скачка располагается наклонно к направлению потока. Косой скачок получается в том случае, когда, пересекая фронт скачка, газовый поток должен изменить свое направление. Схема образования косо́го скачка уплотнения при обтекании клина показана на рис. 5.

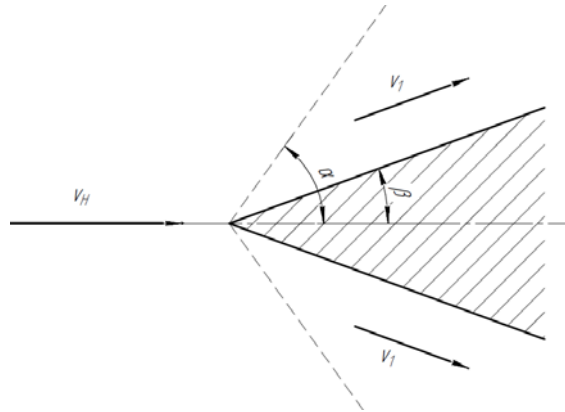


Рис. 5. Образование косо́го скачка уплотнения при обтекании клина

Методика расчета параметров потока воздуха за косо́м скачком уплотнения с учетом диссоциации и без. Для расчета параметров потока (параметры с индексом н являются параметрами набегающего воздуха) за косо́м скачком уплотнения, вызванного обтеканием клина с углом β , решаем следующую систему уравнений [7, 8]:

– равенство тангенциальной составляющей скорости

$$v_n \cos \alpha = v_1 \cos(\alpha - \beta); \quad (2)$$

– уравнение количества движения в направлении, перпендикулярном фронту скачка

$$p_1 - p_n = \rho_n v_n \sin \alpha (v_n \sin \alpha - v_1 \sin(\alpha - \beta)); \quad (3)$$

– уравнение неразрывности

$$\rho_n v_n \sin \alpha = \rho_1 v_1 \sin(\alpha - \beta); \quad (4)$$

– уравнение теплосодержания в адиабатном процессе

$$\int_{T_1}^{T_{n0}} c_p dT = \frac{v_1^2}{2}; \quad (5)$$

– уравнение состояния идеального газа

$$p_1 = \rho_1 R T_1, \quad (6)$$

где α — угол между поверхностью фронта скачка и направлением набегающего потока; $T_{н0}$ — полная температура набегающего потока.

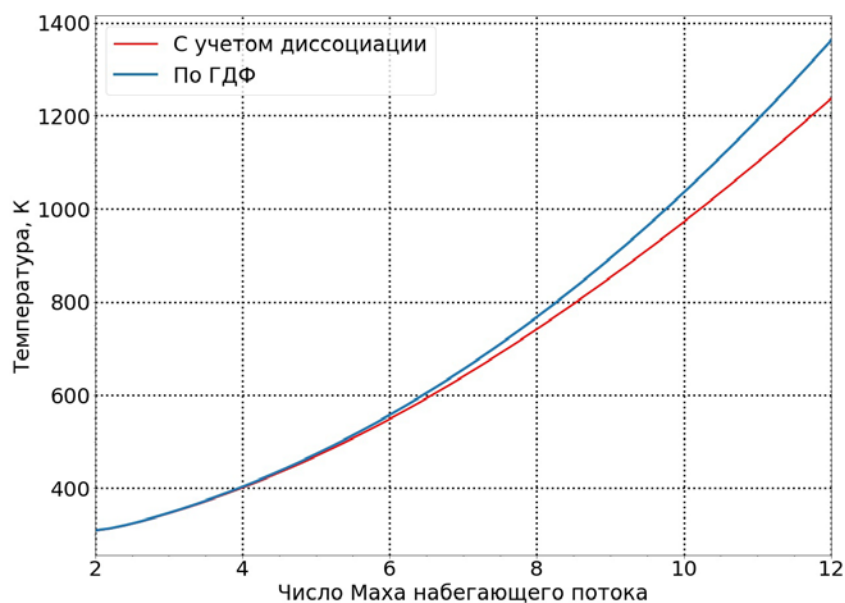
При расчете без учета диссоциации значения изобарной теплоемкости, газовой постоянной и показателя адиабаты набегающего воздуха принимаются неизменными. Значения полных параметров находятся через ГДФ.

Для учета диссоциации принимаем значения газовой постоянной и изобарной теплоемкости в зависимости от параметров состояния потока. Значения изобарной теплоемкости и газовой постоянной берутся из библиотеки Cantera. Это позволяет решить систему уравнений (2)–(6) численными методами.

Параметры заторможенного потока рассчитывают по методике с учетом диссоциации, изложенной ранее.

Сравнение полученных результатов вычислений. На рис. 6 видно, что диссоциация начинает влиять на температуру потока за скачком, несмотря на то, что поток не разогревается до температур начала диссоциации. Это связано с тем, что в расчете параметров за косым скачком уплотнения участвует полная температура потока.

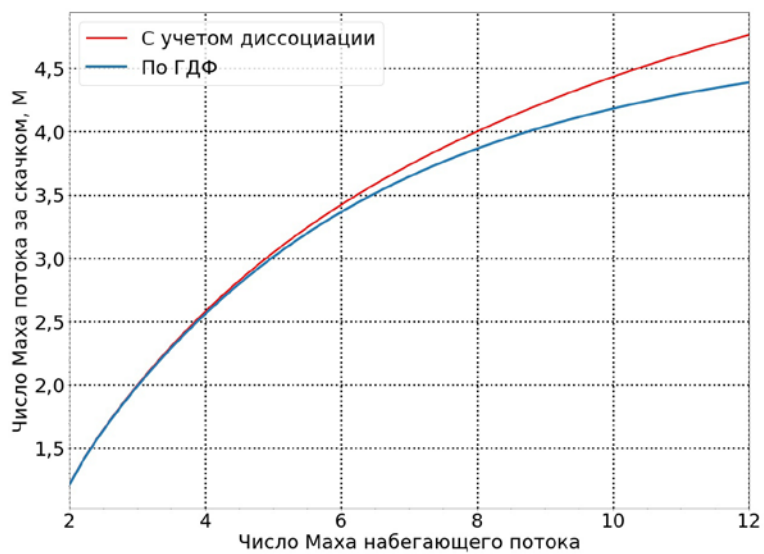
На скорость потока и его давление за скачком диссоциация почти не влияет, что показано на рис. 7.



a

Рис. 6 (начало). Зависимости статической температуры и числа Маха потока за косым скачком уплотнения от числа Маха набегающего потока на высоте 25 км и угле клина 20°:

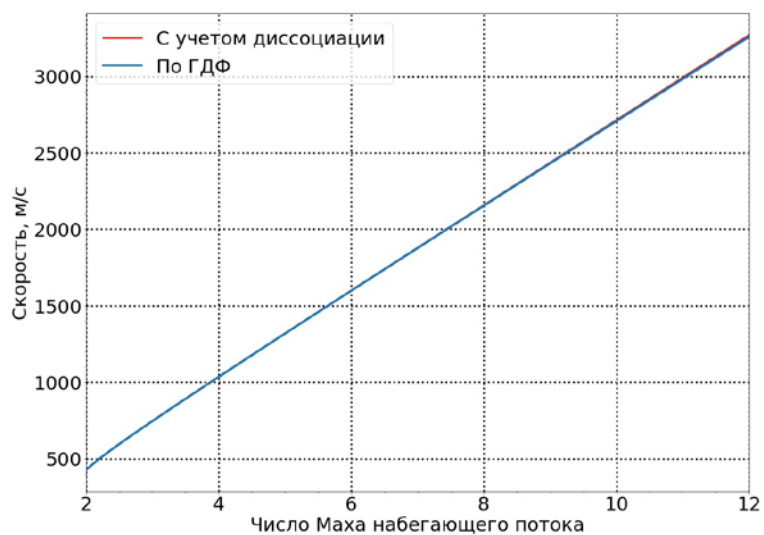
a — температура потока за скачком уплотнения



b

Рис. 6. Зависимости статической температуры и числа Маха потока за косым скачком уплотнения от числа Маха набегающего потока на высоте 25 км и угле клина 20°:

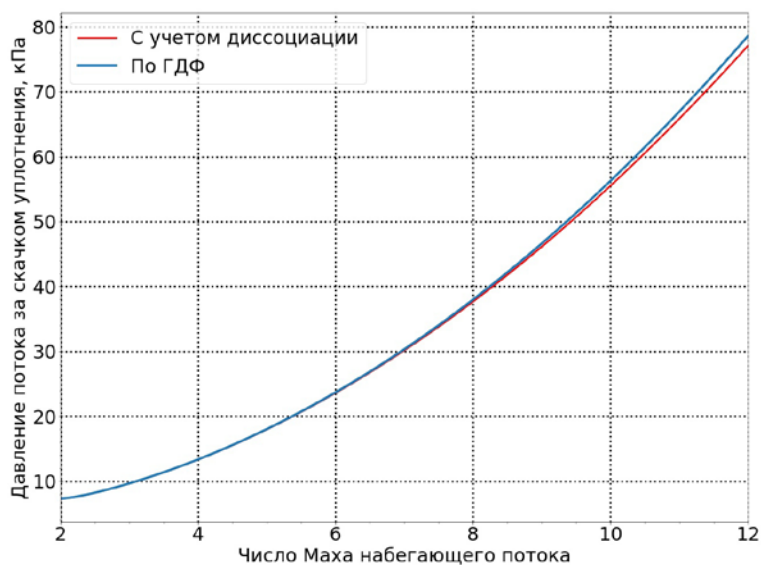
b — число Маха потока за скачком уплотнения



a

Рис. 7 (начало). Зависимости статического давления и скорости потока за косым скачком уплотнения от числа Маха набегающего потока на высоте 25 км и угле клина 20°:

a — скорость потока за скачком уплотнения, кПа



б

Рис. 7 (окончание). Зависимости статического давления и скорости потока за косым скачком уплотнения от числа Маха набегающего потока на высоте 25 км и угле клина 20°:

б — давление потока за скачком уплотнения, кПа

Расчет оптимальной системы косых скачков в ВЗУ с учетом диссоциации. При сверхзвуковых скоростях полета применяют диффузоры с косыми скачками. Это объясняется тем, что при фиксированном числе Маха набегающего потока интенсивность косого скачка, а следовательно, и потери давления в нем, всегда меньше, чем в прямом скачке. Методика расчета ВЗУ внешнего сжатия с системой косых скачков приведена в [9].

В работе [10] рассмотрен случай получения оптимума коэффициента восстановления полного давления σ воздухозаборного устройства. Максимальное значение σ определяется при условии, что интенсивности скачков равны между собой.

Рассмотрим задачу определения оптимальной системы, состоящей из четырех скачков в ВЗУ, предназначенном для торможения потока набегающего воздуха до числа Маха $M = 3$. Поиск решения данной задачи осуществляли численными методами, параметры за каждым косым скачком определялись по методике с учетом диссоциации, описанной ранее. Результаты данного расчета приведены в таблице.

Как видно из таблицы и графика на рис. 8, для достижения оптимального ВЗУ по коэффициенту восстановления полного давления правило равенства интенсивности скачков перестает работать начиная со скоростей, превышающих $M = 6$.

Результаты расчетов оптимальной системы скачков уплотнения

Параметр	1-й скачок	2-й скачок	3-й скачок	4-й скачок	Σ
Число Маха набегающего потока $M_n = 6$					
β , град	6,53	7,65	9,01	10,69	33,88
σ	0,931	0,931	0,931	0,931	0,751
Число Маха набегающего потока $M_n = 8$					
β , град	7,36	9,27	11,76	15,02	43,41
σ	0,815	0,815	0,815	0,816	0,442
Число Маха набегающего потока $M_n = 10$					
β , град	7,49	10,04	13,48	18,05	49,06
σ	0,695	0,695	0,695	0,704	0,236
Число Маха набегающего потока $M_n = 12$					
β , град	7,42	10,49	14,64	20,43	52,98
σ	0,587	0,588	0,593	0,623	0,127
Число Маха набегающего потока $M_n = 15$					
β , град	7,21	10,97	16,08	23,41	57,67
σ	0,454	0,456	0,483	0,561	0,056

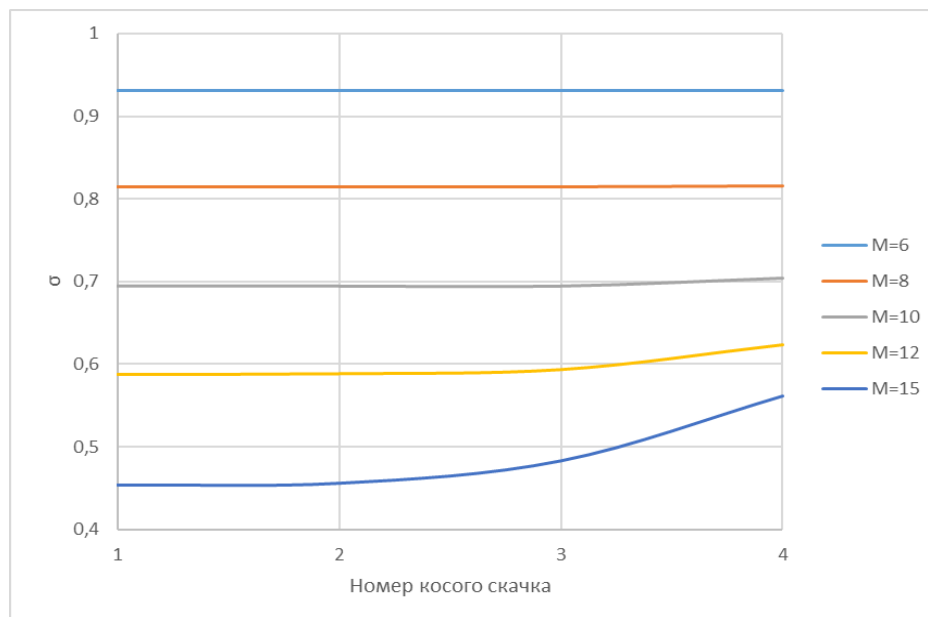


Рис. 8. Распределение коэффициента восстановления полного давления каждого косого скачка уплотнения в оптимальном ВЗУ для чисел Маха набегающего потока от 6 до 15

Заключение. Расчет показал, что для проектирования оптимального ВЗУ по максимуму коэффициента восстановления полного давления при числах Маха набегающего потока $M > 8$ необходимо уменьшать интенсивность каждого

последующего скачка уплотнения (на графике это соответствует увеличению σ). Метод проектирования ВЗУ, при котором интенсивности всех скачков равны между собой, не позволяет учитывать диссоциацию. Поэтому при больших скоростях полета данный метод не дает возможность получить максимальное значение σ .

Литература

- [1] Бузулук В.И., Васильев Р.П., Воеводенко Н.В. и др. Исследования концепций высокоскоростных гражданских самолетов в ЦАГИ. *Полет*, 2018, № 11, с. 37–49.
- [2] Шаршаков А.А. Проект орбитального самолета. *Авиационные системы*, 2012, № 2, с. 59–60.
- [3] Гончаров Б.Э. Многообразные космические системы, их прошлое и будущее. *Научная перспектива*, 2015, № 1, с. 72–73.
- [4] Калугин В.Т., ред. Аэродинамика. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017.
- [5] Goodwin D.G., Moffat H.K., Schoegl I. et al. Cantera: an object-oriented software toolkit for chemical kinetics, thermodynamics, and transport processes. Version 2.6.0. DOI: <http://dx.doi.org/10.5281/zenodo.6387882>
- [6] McBride B.J., Zehe M.J., Gordon S. NASA Glenn coefficients for calculating thermodynamic properties of individual species. NASA/TP-2002-211556, 2002.
- [7] Строгалев В.П., Толкачева И.О., Быков Н.В. Основы прикладной газовой динамики. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014.
- [8] Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М., Наука, 1991.
- [9] Орлов Б.В., ред. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов. М., Машиностроение, 1967.
- [10] Ганжело А.Н. Оптимизация одной системы скачков уплотнения. *Механика жидкости и газа*, 2009, № 4, с. 162–172.

Бугай Владимир Викторович — студент кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Шостов Артём Константинович — студент кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — Федотова Ксения Викторовна, кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Бугай В.В., Шостов А.К. Определение оптимальной системы скачков воздухозаборного устройства с учетом диссоциации молекул набегающего воздуха. *Политехнический молодежный журнал*, 2023, № 01(78). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2023-01-857>

**DETERMINATION OF THE OPTIMAL SYSTEM OF SHOCK WAVES
IN THE AIR INTAKE TAKING INTO ACCOUNT THE DISSOCIATION
OF THE INCOMING AIR MOLECULES**

V.V. Bugay
A.K. Shostov

6772800@gmail.com
catcher.boxer@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The parameters of the oncoming flow behind an oblique shock wave are compared in calculations with and without allowance for the dissociation of air molecules. The limits of applicability of the last method are revealed. The degree of atmospheric air dissociation is calculated for different pressures with increasing static temperature. The conditions for obtaining the maximum coefficient of restoration of the total pressure of the air intake device are determined, taking into account the dissociation of air at different air flow velocities. Mathematical modeling was carried out in the Python programming language using the Cantera library, designed for thermodynamic calculation. The results obtained will be useful in choosing a method for calculating air intake devices depending on the speed of the aircraft.

Keywords

Mach number, shock wave, air intake, supersonic flow, mathematical modeling, maximum total pressure, dissociation of molecules, deceleration parameters

Received 21.12.2022
© Bauman Moscow State Technical
University, 2022

References

- [1] Buzuluk V.I., Vasilyev R.P., Voevodenko N.V. et al. Research on high-speed civil aircraft concepts at TSAGI. *Polet [Flight]*, 2018, no. 11, pp. 37–49 (in Russ.).
- [2] Sharshakov A.A. Design of an orbital aircraft. *Aviatsionnye sistemy*, 2012, no. 2, pp. 59–60 (in Russ.).
- [3] Goncharov B.E. Multiple space systems, their past and future. *Nauchnaya perspektiva*, 2015, no. 1, pp. 72–73 (in Russ.).
- [4] Kalugin V.T., ed. *Aerodinamika [Aerodynamics]*. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2017 (in Russ.).
- [5] Goodwin D.G., Moffat H.K., Schoegl I. et al. Cantera: an object-oriented software toolkit for chemical kinetics, thermodynamics, and transport processes. Version 2.6.0. DOI: <http://dx.doi.org/10.5281/zenodo.6387882>
- [6] McBride B.J., Zehe M.J., Gordon S. NASA Glenn coefficients for calculating thermodynamic properties of individual species. NASA/TP-2002-211556, 2002.
- [7] Strogalev V.P., Tolkacheva I.O., Bykov N.V. *Osnovy prikladnoy gazovoy dinamiki [Fundamentals of applied gas dynamics]*. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2014 (in Russ.).
- [8] Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika [Applied gas dynamics]*. Moscow, Nauka Publ., 1991 (in Russ.).

- [9] Orlov B.V., ed. *Osnovy proektirovaniya raketno-pryamotochnykh dvigateley dlya bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Fundamentals of designing rocket propulsion systems for unmanned aerial vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1967 (in Russ.).
- [10] Ganzhelo A.N. Optimization of a shock-wave system. *Mekhanika zhidkosti i gaza*, 2009, no. 4, pp. 162–172 (in Russ.). (Eng. version: *Fluid. Dyn.*, 2009, vol. 44, no. 4, pp. 621–629. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0015462809040164>)

Bugay V.V. — Student, Department of Aerospace Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Shostov A.K. — Student, Department of Aerospace Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — Fedotova K.V., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Aerospace Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Please cite this article in English as:

Bugay V.V., Shostov A.K. Determination of the optimal system of shock waves in the air intake taking into account the dissociation of the incoming air molecules. *Politekhicheskiy molodezhnyy zhurnal* [Politechnical student journal], 2023, no. 01(78). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2023-01-857.html> (in Russ.).