

УДК 533.6.01

Аналитический расчет параметров потока в угловом теле при сверхзвуковых скоростях

Котович А. В.^{1,*}, Толмачев В. И.¹

^{*}shurik.kot@gmail.com

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

Разработана методика аналитического расчета взаимодействия плоских скачков уплотнения в трёхмерных течениях. Расчет производится в плоскости нормальной линии пересечения скачков. Приводится анализ взаимодействия скачков уплотнения в угловом теле. Получены расчетные формулы для перехода от трёхмерного течения к двумерному и обратно. Разработанная методика позволяет анализировать взаимодействие трёхмерных скачков с плоскими поверхностями. Приводятся результаты расчета взаимодействия отраженного скачка уплотнения с поверхностью клина. Методика может быть использована при проектировании различных поверхностей летательных аппаратов, а также входных устройств летательных аппаратов больших скоростей.

Ключевые слова: скачок уплотнения, угловое тело

Введение

Угловое тело является удобной моделью для изучения взаимодействия плоских скачков уплотнения в пространстве и представляет из себя два пересекающихся клина, рис.1.

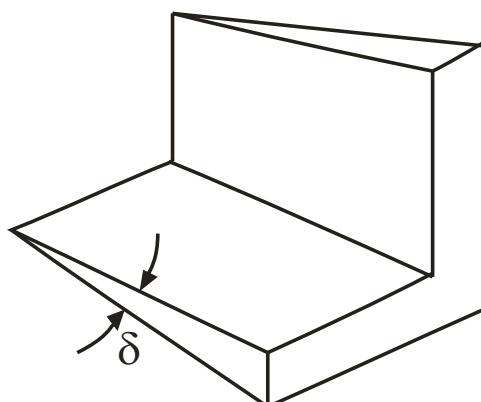


Рис.1. Угловое тело

При сверхзвуковых скоростях от каждого клина образуется скачок уплотнения, эти скачки взаимодействуют друг с другом; при этом возможны два типа взаимодействия скачков: регулярное и нерегулярное (называемое в дальнейшем маховским) рис.2, рис.3. На этих рисунках 1 – скачок уплотнения от клина, 2 – линия пересечения скачков, 3 – отраженный скачок, 4 – скачок Маха, 5 – линия тангенциального разрыва. В работах [1,2] показано, что тип взаимодействия скачков зависит от геометрии углового тела и числа M набегающего потока.

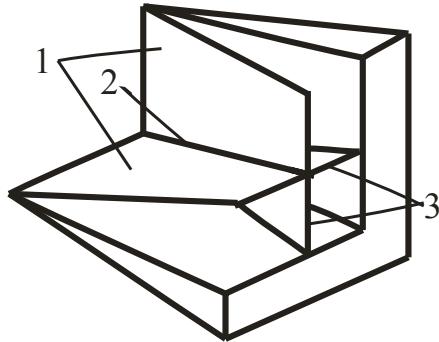


Рис.2. Регулярное взаимодействие

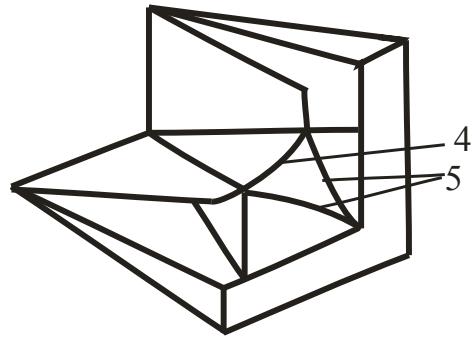


Рис.3. Маховское взаимодействие

Постановка задачи

В настоящей статье описывается методика аналитического расчета течений в угловых телах и приводятся некоторые результаты расчетов.

Решение

Для расчета скачков уплотнения используются соотношения для косого скачка уплотнения [3,4]. Угол косого скачка уплотнения определяется по следующим выражениям

$$a = \frac{2M^2 + 1}{M^4} + \left(\frac{(k+1)^2}{4} + \frac{k-1}{M^2} \right) \sin^2 \delta - \frac{c^2}{3},$$

$$b = -\frac{2}{27} c^3 + \frac{c}{3} \left(\frac{2M^2 + 1}{M^4} + \left(\frac{(k+1)^2}{4} + \frac{k-1}{M^2} \right) \sin^2 \delta \right) - \frac{\cos^2 \delta}{M^4},$$

$$c = \frac{M^2 + 2}{M} + k \sin^2 \delta,$$

$$h = \left(-\frac{b^2}{4} - \frac{a^3}{27} \right)^{\frac{1}{2}}.$$

Если $b < 0$, то

$$\sin^2 \alpha_w = \frac{c}{3} - 2\left(-\frac{a}{3}\right)^{\frac{1}{2}} \cos\left(\frac{\pi}{3} + \frac{\operatorname{arctg}\left(-\frac{2h}{b}\right)}{3}\right),$$

$$\sin^2 \alpha_s = \frac{c}{3} + 2\left(-\frac{a}{3}\right)^{\frac{1}{2}} \cos\left(\frac{\operatorname{arctg}\left(-\frac{2h}{b}\right)}{3}\right).$$

Если $b > 0$, то

$$\sin^2 \alpha_w = \frac{c}{3} - 2\left(-\frac{a}{3}\right)^{\frac{1}{2}} \cos\left(\frac{\pi}{3} + \frac{\pi - \operatorname{arctg}\left(-\frac{2h}{b}\right)}{3}\right),$$

$$\sin^2 \alpha_s = \frac{c}{3} + 2\left(-\frac{a}{3}\right)^{\frac{1}{2}} \cos\left(\frac{\pi - \operatorname{arctg}\left(-\frac{2h}{b}\right)}{3}\right),$$

где α_w - угол слабого скачка уплотнения, α_s - угол сильного скачка уплотнения, δ - угол отклонения потока, M - число Маха набегающего потока, k - отношение теплоёмкостей. Повышение давления в скачке уплотнения определяется по формуле

$$\bar{p} = \frac{2k}{k+1} M^2 \sin^2 \alpha - \frac{k-1}{k+1},$$

а число M за скачком определяется по формуле

$$M_1^2 = \frac{(k+1)^2 M_0^4 \sin^2 \alpha - 4(M_0^2 \sin^2 \alpha - 1)(kM_0^2 \sin^2 \alpha + 1)}{(2kM_0^2 \sin^2 \alpha - (k-1))(k-1)M_0^2 \sin^2 \alpha + 2},$$

где M_0 - число Маха набегающего потока, а M_1 - число Маха за скачком уплотнения.

Угол скачка для предельного угла отклонения потока определяется по формуле

$$\sin^2 \alpha_m = \frac{1}{kM^2} \left(\frac{k+1}{4} M^2 - 1 + \sqrt{\left(k+1 \right) \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 + \frac{k+1}{16} M^4 \right)} \right).$$

Зависимость $\bar{p} = f(\delta)$, где $0 < \delta < \delta_m$, представляет собой сердцеобразную кривую, называемую ударной полярой [5]. Так как после слабых скачков уплотнения скорость сверхзвуковая, то в этом сверхзвуковом потоке с числом M_1 могут образовываться новые скачки уплотнения, всё многообразие их можно изобразить новой ударной полярой для

числа M_1 . В этом случае по оси ординат откладывается отношение давлений $\frac{p_2}{p_1}$. Если

это отношение давлений умножить на отношение давлений в первом скачке $\frac{p_1}{p_0}$, то дав-

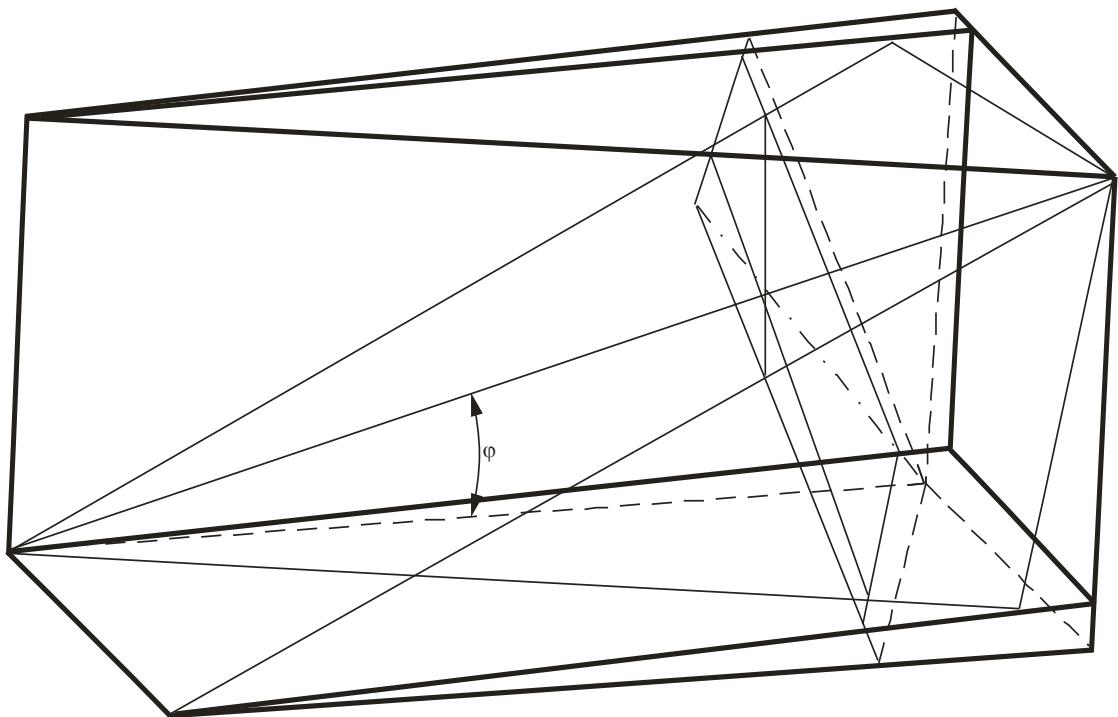
ление за вторым скачком будет отнесено к давлению набегающего потока $\frac{p_2}{p_1} \frac{p_1}{p_0} = \frac{p_2}{p_0}$.

Теперь можно строить две поляры в одной системе координат (δ, \bar{p}) . Если предельный угол для второй поляры больше угла отклонения потока в первом скачке, то реализуется регулярное взаимодействие скачков, если предельный угол меньше – то реализуется ма-ховское взаимодействие скачков, случай равенства этих углов является граничным [6].

После определения углов скачков уплотнения от клиньев, определяется линия пересечения плоскостей скачков уплотнения. Вектор набегающей скорости разлагается на две компоненты: одна лежит на линии пересечения, другая в плоскости, нормальной к ней. Для определения угла между скоростью набегающего потока и линией пересечения скачков, была выведена формула

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{2 \cos \frac{\Omega}{2}}{\frac{1}{\operatorname{tg} \alpha} + \operatorname{tg} \lambda},$$

где φ - угол между скоростью набегающего потока и линией пересечения скачков, Ω - угол между передними кромками, λ - угол скоса передних кромок, вектор набегающей скорости направлен вдоль внешнего ребра углового тела. Плоскость нормальная к линии пересечения в дальнейшем будет называться расчетной, в этой плоскости лежит нормаль-ная компонента скорости, которая используется как начальная в двумерном расчете. На рис.4 показана структура скачков уплотнения в угловом теле, на рис.5 отдельно показана расчетная плоскость. В обозначении параметров потока в расчетной плоскости использу-ется штрих.



Структура скачков и нормальная плоскость

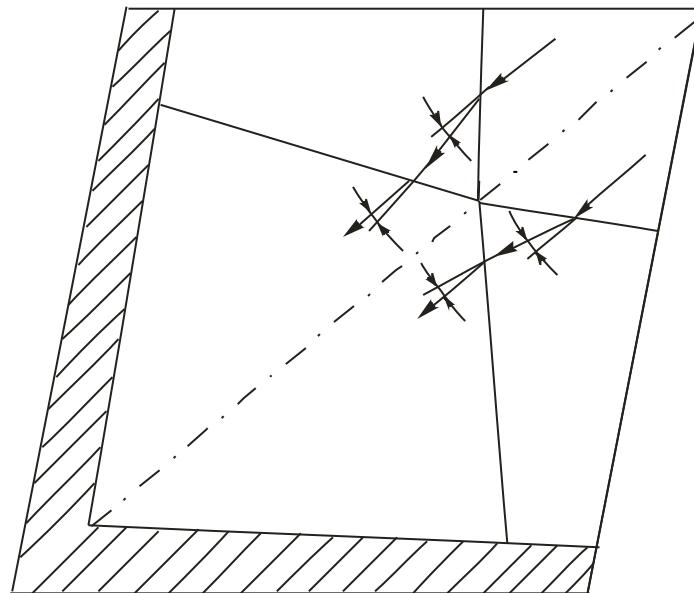


Рис.5. Расчетная плоскость

Для нахождения угла скачка в расчетной плоскости используется выражение $\alpha' = \arcsin(\sin \alpha / \sin \varphi)$, а для определения угла отклонения потока δ'_1 используется выражение

$$\frac{1}{\tg \delta} = \left(\frac{k+1}{2} \frac{M^2}{M^2 \sin^2 \alpha - 1} - 1 \right) \tg \alpha.$$

Зная угол α' и δ'_1 можно провести двумерный расчет взаимодействия скачков уплотнения и определить параметры отраженного скачка уплотнения: угол скачка α'_2 , угол отклонения потока δ'_2 и газодинамические параметры потока, которые сохраняют свои значения и в трёхмерном течении.

Для определения угла отраженного скачка уплотнения в трёхмерном потоке используется выражение $\alpha_2 = \arcsin\left(\sin \alpha'_2 \frac{M'_1}{M_1}\right)$. Для определения чисел M в трёхмерном потоке используются выражения

$$M_1 = \sqrt{M'_1{}^2 + M_0^2 \cos^2 \varphi \frac{1 + \frac{k-1}{2} M'_1{}^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_0^2}},$$

$$M_2 = \sqrt{M'_2{}^2 + M_0^2 \cos^2 \varphi \frac{1 + \frac{k-1}{2} M'_2{}^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_0^2}}.$$

Направление скорости за отраженным скачком определяется по выражению $\bar{V}_2 = \bar{V}_{n2} + \bar{V}_\tau$, где \bar{V}_{n2} - нормальная компонента скорости, \bar{V}_τ - тангенциальная компонента.

Анализ решения

Изложенный алгоритм позволил провести расчеты, на основании которых можно определять тип взаимодействия скачков уплотнения в угловом теле. На рис.6 представлена диаграмма для случая $\Omega = 90^\circ$ и $\lambda = 0^\circ$ [7,8]. На диаграмме ниже линии реализуется регулярное взаимодействие, выше - маховское. При такой геометрии углового тела регулярное взаимодействие реализуется только при малых углах клиньев.

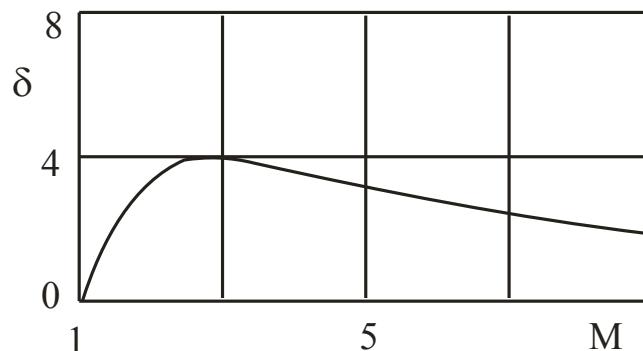


Рис.6. Границная линия для регулярного и маховского взаимодействия скачков уплотнения

Приведём анализ расчета углового тела с углом клина 3° и числом Маха 2,5. В этом случае реализуется регулярное взаимодействие скачков уплотнения. На рис.7 представлена расчетная плоскость. Рассматриваются два случая: слабые и сильные отраженные скачки уплотнения. Число Маха за отраженным скачком в расчетной плоскости равно 1,1 и 0,83 для слабого и сильного скачка уплотнения, соответственно. Число Маха за отраженным скачком в трёхмерном потоке остается больше 1 как за слабым скачком, так и за сильным отраженным скачком: 2,23 и 2,04, соответственно. Это позволяет предположить возможность реализации течения как со слабыми скачками, так и с сильными.

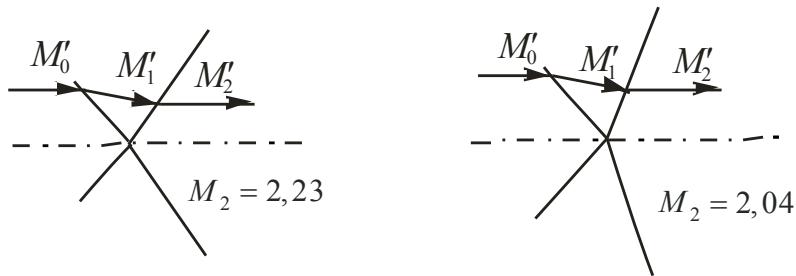


Рис.7. Расчетные плоскости для слабого и сильного отраженных скачков уплотнения

Проанализируем взаимодействие отраженного скачка с поверхностью клина. Для этого рассмотрим новую расчетную плоскость, перпендикулярную к линии пересечения скачка с поверхностью клина, как для слабого скачка, так и для сильного, рис.8. Как видно на рисунке, скорость имеет направление от поверхности клина: угол $1,07^\circ$ и $8,84^\circ$, соответственно для слабого и сильного отраженного скачка уплотнения. В работе [9] показано, что то или иное течение должно осуществляться при обтекании поверхности, составленной из векторов скорости поля соответствующего течения.

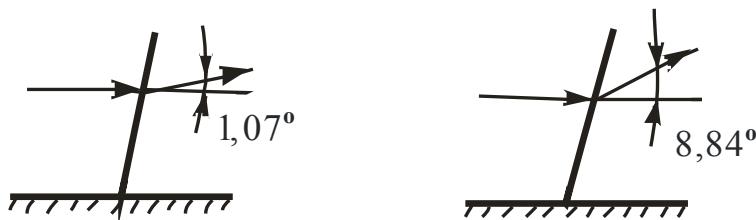


Рис.8. Расчетная плоскость для взаимодействие отраженного скачка уплотнения с поверхностью клина

Изменяя геометрию углового тела, можно изменять положение отраженного скачка уплотнения в пространстве. На рис.9 показаны расчетные плоскости для трёх значений угла скоса передней кромки: $\lambda = 0^\circ$, $\lambda = -4^\circ$, $\lambda = -25^\circ$. Знак «-» означает угол скоса навстречу потоку. На рисунке видно, что поток за скачком может быть направлен как от поверхности клина, так и в поверхность клина или оставаться параллельным поверхности клина. Взаимодействие отраженного скачка с пограничным слоем рассмотрено в [10,11,12].

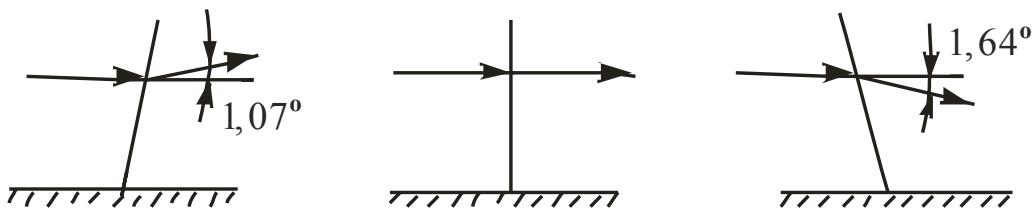


Рис.9. Расчетная плоскость для взаимодействие отраженного скачка уплотнения с поверхностью клина для трёх значений угла скоса передней кромки

В большинстве случаев (углы клина больше 3° , положительные углы скоса передней кромки) реализуется маховское взаимодействие. Расчет течений с маховским взаимодействием по разработанной методике затруднён, так как невозможно определить размер скачка Маха. Проанализируем основные особенности течения. Рассмотрим угловое тело с углом клина 5° , в этом случае реализуется маховское взаимодействие скачков уплотнения. При числе $M_\infty=2,5$ нормальной компоненте скорости соответствует число $M=1,48$. Число M за скачком Маха в расчетной плоскости 0,71, число M в трёхмерном течении оказывается равным 2,1, коэффициент восстановления давления в скачке Маха равен 0,936 (в двумерном течении при числе Maxa 2,5 коэффициент восстановления давления равен 0,5).

Заключение

Таким образом, в трёхмерных течениях имеется существенное отличие от двумерных течений: скорость за сильными отраженными скачками уплотнения и за скачком Маха остаётся сверхзвуковой. Коэффициент восстановления полного давления также оказывается существенно выше, чем в двумерных течениях. Эти особенности трёхмерного течения позволяют применять их при проектировании входных устройств для летательных аппаратов больших сверхзвуковых скоростей [13,14,15]. Повышение эффективности процесса сжатия воздуха в системе скачков уплотнения, в большей мере, лимитируется отрицательными эффектами взаимодействия пограничного слоя со скачками уплотнения. Стремление ослабить это влияние заставляет применять многоскаковую систему. В этих условиях традиционный подход к проектированию входных устройств приводит к значительной протяженности области сверхзвукового торможения, а, следовательно, и размерам входного устройства. Более рационально, в этих условиях, использовать пространственную систему скачков уплотнения, при реализации которой взаимодействие скачков между собой происходит в пространстве без пограничного слоя. Разработанная схема расчета позволяет проектировать начальный участок входного устройства. Предварительный аналитический расчет позволит более эффективно использовать различные численные методы [16,17,18].

Список литературы

1. Демьяненко В.С. Экспериментальное исследование пространственных сверхзвуковых течений газа в области интерференции пересекающихся поверхностей: дис. ... канд. техн. наук. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1973. 257 с.
2. Marconi F. Supersonic, Inviscid, Conical Corner Flowfields // AIAA Journal. 1980. Vol.18. № 1. Pp. 78-84. DOI: [10.2514/3.50733](https://doi.org/10.2514/3.50733)
3. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Т.1. М.: Наука, 1991. 600 с.
4. Голубев А.Г., Калугин В.Т., Луценко А.Ю. и др. Аэродинамика: учеб. пособие для вузов / ред. Калугин В.Т. М. : Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 687 с.
5. Упырев В.В. Исследование ударных поляр, описывающих косые скачки уплотнения. «Инновации в науке»: сборник статей по материалам XLVII международной научно-практической конференции. (29 июля 2015г.). Новосибирск: Изд. «СибАК». 2015. С. 64-80.
6. Булат П.В., Денисенко П.В., Продан Н.В. Интерференция встречных скачков уплотнения // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2015. Т. 15. № 2. С. 346-355. DOI: [10.17586/2226-1494-2015-15-2-346-355](https://doi.org/10.17586/2226-1494-2015-15-2-346-355)
7. Толмачев В.И. Определение типа взаимодействия скачков уплотнения в угловом теле с помощью ударных поляр. // В кн.: Исследования рабочих процессов силовых установок с ВРД. М.: МАИ, 1984. С.12-15.
8. Толмачев В.И. Анализ структуры потока в области интерференции двух пересекающихся плоскостей // Сборник науч. трудов МАИ. Изд-во МАИ. 1992. С.31-35.
9. Келдыш В.В. Пересечение в пространстве двух плоских скачков уплотнения // Прикладная математика и механика. 1966. Т.30. № 1. С. 189-193.
10. Федорова Н.Н., Федорченко И.А. Расчет взаимодействия падающего косого скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем на пластине // Прикладная механика и техническая физика. 2004. Т.45. № 3. С. 61-71.
11. Боровой В.Я., Егоров И.В., Мошаров В.Е., Ноев А.Ю., Радченко В.Н., Скуратов А.С., Струминская И.В. Трехмерное взаимодействие косого скачка, генерируемого клином, с турбулентным пограничным слоем пластины в присутствии энтропийного слоя // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. XLIII. №6. С. 3-17.
12. Borovoy V., Egorov I., Ivanov D. Numerical simulation of three-dimensional shock-wave/boundary-layer interaction on sharp and blunted flat plate // 28-th International Congress of the aeronautical sciences. 23-28 September, 2012, Brisbane, Australia.
13. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Сверхзвуковое обтекание системы из двух стреловидных клиньев, установленных на поверхности предварительного сжатия // Изв. РАН. МЖГ. 2013. № 2. С. 137-149.

14. Боровой В.Я., Мошаров В.Е., Радченко В.Н., Скуратов А.С., Струминская И.В. Влияние затупления передних кромок на течение в модельном воздухозаборнике // Известия РАН. МЖГ. 2014. № 4. С. 43-57.
15. Гунько Ю.П., Александров Е.А. Расчетное газодинамическое моделирование сверхзвукового трехмерного воздухозаборника // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17. № 1. С. 63-75.
16. Зарубин В.С., Кувыркин Г.Н. Математические модели механики и электродинамики сплошной среды. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 512 с.
17. Калугин В.Т., Мордвинцев Г.Г., Попов В.М. Моделирование процессов обтекания и управления аэродинамическими характеристиками летательных аппаратов / ред. Калугин В.Т. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 527 с.
18. Z.L. Jian, Y. Yang. Numerical Simulations of Shock Wave Reflection over Double Wedges // APCOM & ISCM 11-14th. December 2013, Singapore Shigeru Sato.
19. Toshihiko Munakata, Masaaki Fukui. Applications of 3-Dimensional Effect of Shock Waves caused by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine // AIAA 2011-2314.

Supersonic Interference Flow Along the Corner of Intersecting Wedges

A.V. Kotovich^{1,*}, V.I. Tolmachev¹

*shurik.kot@gmail.com

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: shock waves interaction, corner body

A corner body represented by two intersecting wedges is used as a model to study an interaction of plane shock waves in space.

With supersonic flow of such body, each wedge provokes forming a shock wave, and they are intersected and interact in space. There are two types of wedge-provoked shock wave interaction: regular and more complex – Mach's.

The author of the article has investigated the possibility of one or another type of interaction of shock waves in the corner body. The type of interaction depends not only on the intersecting shock waves, but also on the position of the intersection line in space.

The technique is based on analytical relations for oblique shock. For calculating is used a principle of the vector decomposition of running-in velocity into two components: one is directed along the line of intersection of shock waves, and the other lies in the plane of the normal line of intersection. Initial coordinate system is rotated so that one of its axes is directed along the line of intersection, and the two others lie in a plane perpendicular to the line of intersection. This is called a plane of calculation. In the calculation plane there is a normal component of the velocity, which is used as an initial. The flow structure in this plane is identical to two-dimensional interaction of shock waves.

The type of interaction is determined by the two-dimensional calculation. The solution is reduced to finding the flow parameters on both sides of the tangential discontinuity. The solution is illustrated by the shock polar in coordinates: a pressure ratio - flow deviation.

The article presents a calculating diagram to determine the interaction type of shock waves.

The article gives the downflow calculation results: interaction between the reflected shock wave and the wedge surface and other surfaces.

Determining the type of interaction is necessary in calculation of such flows by numerical methods, since it allows proper defining the geometry of the computational domain. In addition, in the case of regular interaction the analytical formulas can be used to determine the reflected shock parameters thereby reducing the time of numeric calculations and increasing the accuracy. The developed algorithm can be used in designing the space input devices for high supersonic speed aircrafts.

References

1. Dem'yanenko V.S. *Eksperimental'noe issledovanie prostranstvennykh sverkhzvukovykh techeniy gaza v oblasti interferentsii peresekayushchikhsya poverhnostey: dis. kand. tekhn. nauk* [Experimental study on dimensional supersonic gas flow in the area of intercrossing surfaces interference: kand. tech. sci. diss.]. Novosibirsk, ITPM SO AN SCSR Publ., 1973. 257 p. (in Russian).
2. Marconi F. Supersonic, Inviscid, Conical Corner Flowfields. *AIAA Journal*, 1980, vol.18, no. 1, pp. 78-84. DOI: [10.2514/3.50733](https://doi.org/10.2514/3.50733)
3. Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika. T.1* [Applied gas dynamics. Vol.1]. Moscow, Nauka Publ., 1991.600 p.
4. Golubev A.G., Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu. et al. *Aerodinamika* [Aerodynamics]. Bauman MSTU Publ., 2010. 687 p. (in Russian).
5. Upyrev V.V. [Research on shock polars describing angle-shock wave]. “*Innovatsii v nauke*”: sbornik statey po materialam XLVII mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii. (29 iyulya 2015g.) [“Science innovations”: collection of articles following proc. of XLVII int. research and practice conf. (June 29, 2015)]. Novosibirsk, “SibAK” Publ., 2015, pp. 64-80. (in Russian).
6. Bulat P.V., Denisenko P.V., Prodan N.V. Interference of counter-propagating shock waves. *Nauchno-tehnicheskiy vestnik informatsionnykh tekhnologiy, mekhaniki i optiki = Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2015, vol. 15, no. 2, pp. 346-355. (in Russian). DOI: [10.17586/2226-1494-2015-15-2-346-355](https://doi.org/10.17586/2226-1494-2015-15-2-346-355)
7. Tolmachev V.I. *Opredelenie tipa vzaimodeystviya skachkov uplotneniya v uglovom tele s pomoshch'yu udarnykh polyar. V kn.: Issledovaniya rabochikh protsessov silovykh ustyanovok s VRD* [Interaction type definition for compression shock wave in angle body using shock polars. In: Research on working processes in power units with jet engine] Moscow, MAI Publ., 1984. pp. 12-15. (in Russian).
8. Tolmachev V.I. *Analiz struktury potoka v oblasti interferentsii dvukh peresekayushchikhsya ploskostey. Sbornik nauch trudov MAI* [Flow structure analysis in the region of two intercrossing planes interference. In: Proceedings of MAI]. Moscow, MAI Publ., 1992. pp. 31-35. (in Russian).
9. Keldysh V.V. Intersection of two plane shock waves in space. *Prikladnaya matematika i mekhanika*, 1966, vol. 30, no. 1, pp. 189-193. (in Russian). (English version of journal: *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, 1966, vol. 30, no. 1, pp. 232-237. DOI: [10.1016/0021-8928\(66\)90072-4](https://doi.org/10.1016/0021-8928(66)90072-4))
10. Fedorova N.N., Fedorchenko I.A. Computations of Interaction of an Incident Oblique Shock Wave with a Turbulent Boundary Layer on a Flat Plate. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 2004, vol. 45, no. 3, pp. 61-71. (in Russian). (English version of jour-

nal: *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2004, vol. 45, no. 3, pp. 358-366.
DOI: [10.1023/B:JAMT.0000025017.49191.14](https://doi.org/10.1023/B:JAMT.0000025017.49191.14))

11. Borovoy V.Ya., Egorov I.V., Mosharov V.E., Noev A.Yu., Radchenko V.N., Skuratov A.S., Struminskaya I.V. 3D interaction between wedge-generated crossed shock wave and turbulent boundary layer of plate in presence of entropy layer. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2012, no. 6, pp. 3-17. (in Russian).
12. Borovoy V., Egorov I., Ivanov D. Numerical simulation of three-dimensional shock-wave/boundary-layer interaction on sharp and blunted flat plate. *28-th International Congress of the aeronautical sciences*. 23-28 September, 2012, Brisbane, Australia.
13. Gun'ko Yu.P., Mazhul' I.I. Supersonic flow past a system of two swept wedges mounted on a preliminary compression surface. *Izvestia RAN. Mekhanika Zhidkosti i Gaza*, 2013, no. 2, pp. 137-149. (in Russian). (English version of journal: *Fluid Dynamics*, 2013, vol. 48, no. 2, pp. 260-270. DOI: [10.1134/S0015462813020130](https://doi.org/10.1134/S0015462813020130)).
14. Borovoy V.Ya., Mosharov V.E., Radchenko V.N., Skuratov A.S. Leading edge bluntness effect on the flow in a model air-inlet. *Izvestia RAN. Mekhanika Zhidkosti i Gaza*, 2014, no. 4, pp. 43-57. (in Russian). (English version of journal: *Fluid Dynamics*, 2014, vol. 49, no. 4. pp. 454-467. DOI: [10.1134/S0015462814040061](https://doi.org/10.1134/S0015462814040061))
15. Gun'ko Yu.P., Aleksandrov E.A. Aerodynamic design of a supersonic three-dimensional inlet. *Teplofizika i aeromekhanika = Thermophysics and Aeromechanics*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 63-75. (in Russian).
16. Zarubin V.S., Kuvyrkin G.N. *Matematicheskie modeli mehaniki i elektrodinamiki sploshnoy sredy* [Mathematical models of continuous media mechanics and electrodynamics]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2008. 512 p. (in Russian).
17. Kalugin V.T., Mordvintsev G.G., Popov V.M. *Modelirovaniye protsessov obtekaniya i upravleniya aerodinamicheskimi kharakteristikami letatel'nykh apparatov* [Flow process simulation and modelling aircraft aerodynamic parameters control]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2011. 527 p. (in Russian).
18. Z.L. Jian, Y. Yang. Numerical Simulations of Shock Wave Reflection over Double Wedges. *APCOM & ISCM 11-14th*. December 2013, Singapore Shigeru Sato.
19. Toshihiko Munakata, Masaaki Fukui. Applications of 3-Dimensional Effect of Shock Waves caused by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine. *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference San Francisco, California*. DOI: [10.2514/6.2011-2314](https://doi.org/10.2514/6.2011-2314)