

# ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПАКЕТОВ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ NUMECA ДЛЯ РАСЧЕТА НЕСТАЦИОНАРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ В РАМКАХ ГИПОТЕЗЫ ИСКРИВЛЕННЫХ ТЕЛ

А.Ю. ГАЛАКТИОНОВ, доц., МГУЛ, канд. техн. наук<sup>(1)</sup>,  
М.С. АНТИПОВА, студентка магистратуры 2 курса МГУЛ<sup>(1)</sup>

*galakau@mail.ru, mayachka\_antipova@ymail.com*

<sup>(1)</sup>ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»

141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я институтская, д. 1, МГУЛ

Нестационарные аэродинамические характеристики свободно падающих тел могут быть определены прямым циклическим расчетом, но, так как это требует решения сопряженной задачи динамики полета нестационарной аэродинамики и связанного с этим большого потребления вычислительных ресурсов, был предложен подход определения нестационарных аэродинамических характеристик цилиндрических моделей с использованием возможностей современных пакетов аэродинамических программ и гипотезы искривленных тел. В качестве основного объекта исследования был выбран круговой цилиндр. Численные расчеты производных коэффициента момента тангажа по угловой скорости выполнены для дозвуковых и сверхзвуковых режимов обтекания кругового цилиндра в пакете Fine/Open. Представлены фрагменты картин течения в окрестности прямого и искривленного цилиндров. Проведена визуализация отдельных картин течения как в окрестности прямого, так и искривленного цилиндров, позволяющие отличить элементы структуры взаимодействия в ударном слое. Проведена оценка вычислительного потенциала, используемого для решения упомянутой задачи. Получен график зависимости аэродинамических коэффициентов производной момента тангажа от радиуса кривизны. Показано, что сверхзвуковое решение сходится в процессе уменьшения кривизны существенно быстрее, чем для дозвукового режима обтекания. Достоверность полученных данных подтверждена сходимостью результатов по математическому времени, по шагу расчетной сетки, а также по радиусу кривизны, так как принятая для расчета нестационарных аэродинамических характеристик гипотеза искривленного тела в отдельных случаях является достаточно приближенной.

Ключевые слова: нестационарные аэродинамические характеристики, гипотеза искривленных тел, круговой цилиндр, коэффициент момента тангажа, радиус кривизны

Одной из проблем современной предпроектной подготовки ракетополетов (РН) является сокращение размеров районов падения отделяемых частей в процессе выведения. С другой стороны, для систематизации существующих баз данных по полям падения отделяемых частей РН необходимы нестационарные аэродинамические характеристики, и, в первую очередь, демпфирующий момент тангажа, характеризующийся производной  $m_z^{\dot{\alpha}}$ .

Учитывая, что отделяемые части могут иметь достаточно сложную форму, целесообразно использование для упомянутой задачи современных пакетов программ (ANSYS, NUMECA, Star-CD и др.) как элементов Cals-технологий. Однако на данный момент эти программные пакеты либо не располагают «модулями» для проведения прямых численных нестационарных расчетов упомянутой задачи, либо потребляют слишком большие временные и вычислительные ресурсы, не сопоставимые с потребностями в массовых расчетах оценках отраслевых научно-иссле-

довательских институтов (НИИ) и конструкторских бюро (КБ).

В то же время использование метода искривленных тел, предложенного еще в 1934 г., в сочетании с современными ПЭВМ и пакетами прикладных программ позволяют получить оперативные оценки отмеченных характеристик [1].

Целью настоящей работы стало исследование возможностей пакета Fine/Open по оперативному расчету дозвуковых и сверхзвуковых нестационарных аэродинамических характеристик цилиндра большого удлинения в рамках гипотезы искривленных тел.

Ниже приведены постановка задачи и фрагменты некоторых картин течения. Также представлены зависимости момента тангажа от числа итераций (для отмеченного объекта исследования) и зависимости демпфирующего момента от радиуса кривизны цилиндра.

В качестве объекта исследования был выбран круговой цилиндр (радиус  $R = 2$  м,

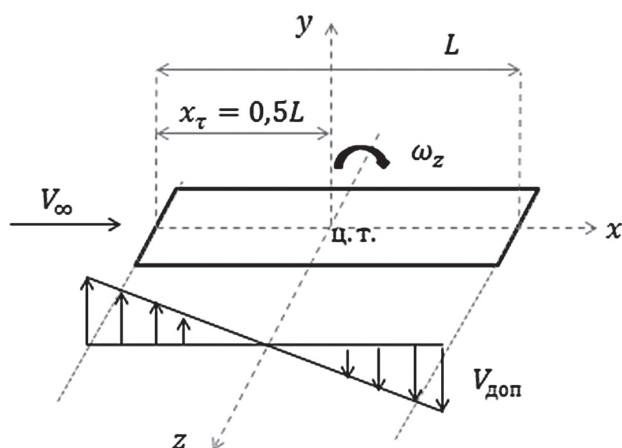


Рис. 1. Эпюра распределения дополнительных скоростей  $V_d$ , вызванных вращением цилиндра,  $\Delta\alpha = \arctg V_d / V_\infty$

Fig. 1. The diagram of the distribution of the additional velocity  $V_d$  caused by the rotation of the cylinder,  $\Delta\alpha = \arctg V_d / V_\infty$

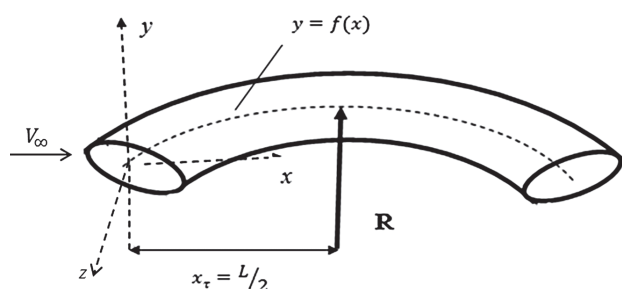


Рис. 2. Геометрическая модель цилиндрической формы с радиусом кривизны  $R$

Fig. 2. The geometric model of a cylindrical shape with a radius of curvature  $R$

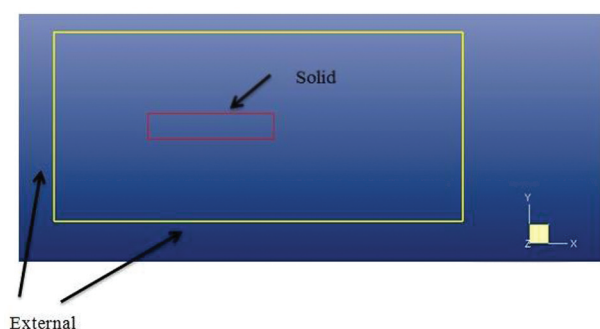


Рис. 3. Границы расчетной области

Fig. 3. The boundaries of the computational domain

высота  $L = 20$  м). Аэродинамические характеристики (в первую очередь

$$m_z^{\bar{\alpha}} = \frac{\partial m_z}{\partial \bar{\alpha}},$$

картины течения и др.) были определены как для дозвукового случая ( $M_\infty = 0,6$ ,  $Re = 3 \cdot 10^8$ ,

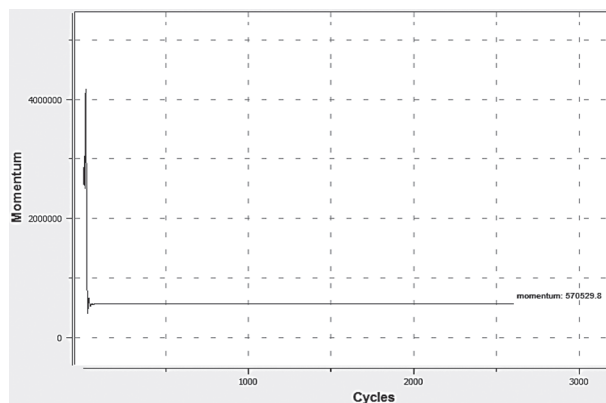


Рис. 4. График сходимости решения для цилиндрической модели с условиями: число Маха = 4, угол атаки =  $0^\circ$ , радиус кривизны = 100 м

Fig. 4. A schedule of convergence of solutions for a cylindrical model with conditions: the Mach number is 4, the angle of attack =  $0^\circ$ , the radius of curvature = 100 m

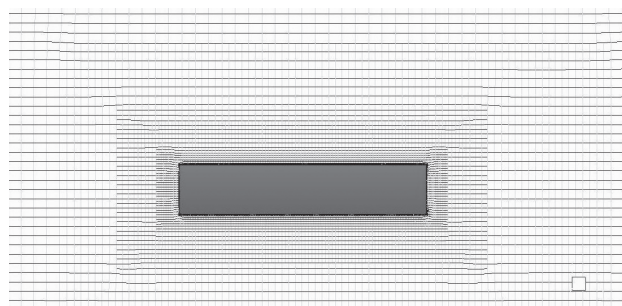


Рис. 5. Расчетная сетка, количество элементов около  $10^6$

Fig. 5. The computational grid, the number of about  $10^6$

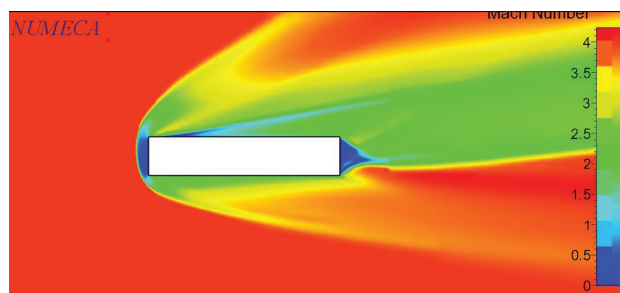


Рис. 6. Поле чисел Маха для случая прямой цилиндрической модели с числом Маха = 4, углом атаки =  $10^\circ$

Fig. 6. The field of Mach numbers in the case of a straight cylindrical model with a Mach number = 4, the angle of attack =  $10^\circ$

$T_w = 0,9$ ), так и для сверхзвукового случая ( $M_\infty = 0,6$ ,  $Re = 1,7 \cdot 10^9$ ,  $T_w = 0,9$ ) с использованием гипотезы искривленных тел [2, 3].

Численный расчет аэродинамических характеристик выполняется на прямоугольной расчетной сетке, количество узлов кото-

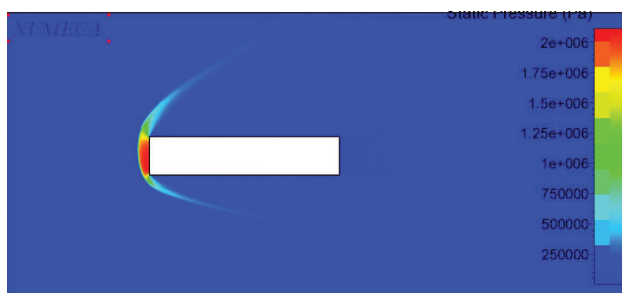


Рис. 7. Распределение значений статического давления (Па) для случая прямой цилиндрической модели с числом Маха = 4, углом атаки = 10 °

Fig. 7. Distribution of the values of the static pressure (Pa) in the case of a straight cylindrical model with Mach number = 4, the angle of attack = 10 °

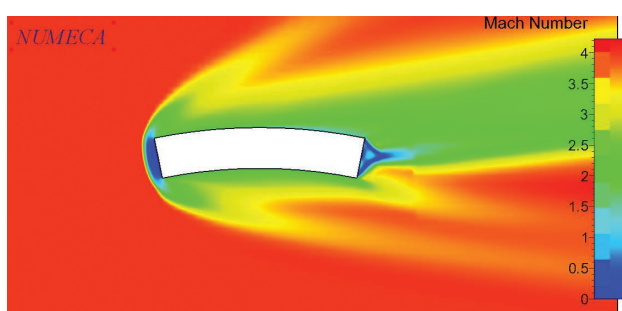


Рис. 8. Поле чисел Маха для случая искривленной цилиндрической модели с числом Маха = 4, углом атаки = 10 ° и радиусом кривизны  $R = 50$  м

Fig. 8. The field of Mach numbers for the case of a curved cylindrical pattern with Mach number = 4, angle of incidence = 10 ° and a radius of curvature  $R = 50$  m

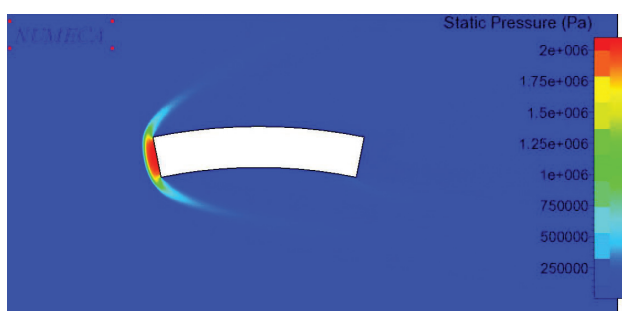


Рис. 9. Распределение значений статического давления (Па) для случая искривленной цилиндрической модели с числом Маха = 4, углом атаки = 10 ° и радиусом кривизны  $R = 50$  м

Fig. 9. The distribution of values of the static pressure (Pa) in the case of a curved cylindrical pattern with Mach number = 4, angle of incidence = 10 ° and a radius of curvature  $R = 50$  m

рой составляет около  $10^6$ . Пространственная дискретизация выполняется методом конечных объемов. Используется модель турбулен-

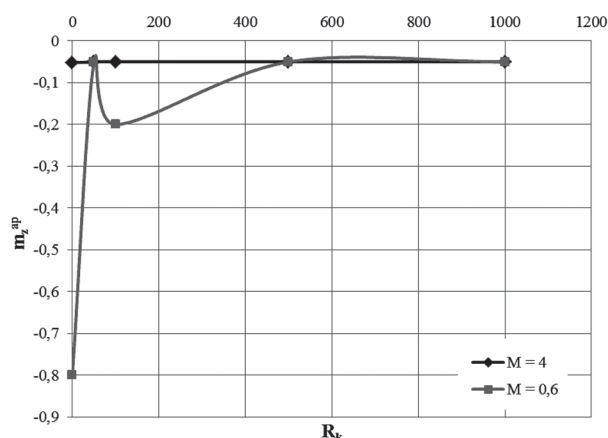


Рис. 10. Зависимости производных коэффициента момента тангажа от радиуса кривизны, полученные в результате численных расчетов для дозвукового и сверхзвукового режимов обтекания

Fig. 10. Derivatives of a pitching moment coefficient of the radius of curvature obtained by numerical calculations for subsonic and supersonic flow regimes

тной вязкости Спаларта–Аллмараса в рамках уравнения Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу [4].

Задача решается численно в границах расчетной области, представленной на рис. 3. Граничное условие External задается на внешних стенках расчетной области, условие Solid – на стенках цилиндрической модели [5, 6].

В качестве первого теста был рассмотрен вопрос о сходимости решения по времени [7]. Для выхода на установившийся режим как на дозвуке, так и на сверхзвуке потребовалось от 6 до 8 тыс. итераций, что соответствует от 8 до 14 часов машинного времени на ЭВМ с характеристиками: Windows 7 Ч64, Intel® Core™ i3-3220U CPU @ 3300 GHz, ОЗУ – 4 Гб. Расчеты проводились на неструктурированной сетке, представленной на рис. 5.

На рис. 6–9 представлены картины течения. Для более четкой визуализации в процессе численного расчета для одного из случаев (число Маха = 4, угол атаки = 10 °) расчетная сетка адаптировалась по градиенту скорости и давления. Расчеты для остальных случаев проводились на начальной расчетной сетке с областями сгущения вокруг отмеченной модели, представленной на рис. 5, для сокращения времени расчетов.

На рис. 6 и 7 можно отметить головную ударную волну, а также тонкие структуры течения в ударном слое.

Учитывая, что принята для расчета нестационарных аэродинамических характеристик гипотеза искривленного тела в отдельных случаях является достаточно приближенной, был рассмотрен вопрос о сходимости нестационарных характеристик в процессе уменьшения кривизны (увеличение радиуса кривизны) [8, 9]. На рис. 10 приведены зависимости аэродинамических коэффициентов производной момента тангажа от радиуса кривизны описанной цилиндрической модели, полученные численно для дозвукового (число Маха = 0,6) и сверхзвукового случаев (число Маха = 4). Радиус кривизны изменялся в интервале от 10 до 1000 м, что соответствовало изменению числа Струхала от 4,08 до 0,0201, при характерной длине модели – 20 м. Критерием правильности расчета нестационарных характеристик было выбрано условие автомодельности по числу Струхала. Как для дозвукового, так и для сверхзвукового случая обтекания был отмечен выход решения на асимптоту начиная с радиуса кривизны 200 м. Расчеты при радиусе кривизны более 500 м были осложнены ограничениями графических редакторов, а также недостатком вычислительных ресурсов, которые потребовались для генерации более мелкой расчетной сетки, чтобы захватить незначительное изменение в геометрии.

Как видно из рис. 10, сверхзвуковое решение выходит на автомодельный режим при меньших радиусах кривизны, чем дозвуковое. В то же время, значение коэффициента демпфирования для рассматриваемой модели на сверхзвуке почти на порядок меньше, чем при дозвуковом режиме, что необходимо учитывать при математическом моделировании свободного падения тел отмеченной формы с воспроизведением углового движения в продольной плоскости [10].

### Выводы

Изложен подход, позволяющий определять нестационарные аэродинамические

характеристики цилиндрических моделей сравнительно большого удлинения с использованием пакета Fine/Open (Numeca Int.) на основе метода искривленных тел.

Для дозвукового и сверхзвукового случаев обтекания (числа Маха = 0,6 и 4) прямого и искривленного цилиндра получены аэродинамические характеристики, в первую очередь картины течения и моменты тангажа.

Определены значения производной момента тангажа по угловой скорости, достоверность которых показана сходимостью по величине радиуса кривизны как для звукового, так и для сверхзвукового режимов обтекания.

### Библиографический список

1. Гуджиенко, Г.А. Метод искривленных моделей и применение его к изучению криволинейного полета воздушных кораблей / Г.А. Гуджиенко // Труды ЦАГИ. – 1934. – № 182.
2. Лебедев, А.А. Динамика полета летательных аппаратов: учеб. пособие для вузов / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. – 2-е изд. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
3. Лунев, В.В. Метод искривленных тел в задачах нестационарного гиперзвукового обтекания тонких тел / В.В. Лунев // Известия АН СССР, Механика жидкости и газа. – 1968. – № 5. – С. 64–75.
4. Антипова, М.С. Выбор модели турбулентной вязкости для расчета аэродинамических характеристик ЛА сферической формы в условиях сверхзвукового обтекания / М.С. Антипова, М.Ю. Ефремова // XI Гагаринские чтения. Научные труды Международной научной конференции в 9 томах. – М. МАТИ им. К.Э. Циолковского. – 2014. – Т. 5. – С. 49–50
5. Fine/Open v. 2.12 Documentation v. 2.12c: Theoretical Manual. – Brussels: NUMECA International. – 2012.
6. Fine/Open DLR F4 – Euler: External Application. – Brussels: NUMECA International. – 2012. – 18 с.
7. Боков, К.И. Математическое моделирование выхода на устойчивый режим сопряженных задач газовой динамики / К.И. Боков // XI Гагаринские чтения. Научные труды Международной научной конференции. МАТИ им. К.Э. Циолковского. – 2014. – Т. 5. – С. 69.
8. Антонец, А.В. Определение нестационарных аэродинамических характеристик путем расчетов стационарного обтекания летательных аппаратов с видоизмененной формой поперечных сечений / А.В. Антонец. – М.: Известия академии наук. Механика жидкости и газа – 2003. – С. 23–28.
9. Кудрявцева, Н.А. Атлас стационарных и нестационарных аэродинамических характеристик крыльев различной формы в плане со сверхзвуковыми кромками / Н.А. Кудрявцева, В.Г. Табачников, М.К. Фурсов; под общей ред. С.М. Белоцерковского. – М.: ЦАГИ, 1965. – 350 с.
10. Петров, К.П. Аэродинамика тел простейшей формы / К.П. Петров. – М.: Факториал. – 1998. – 432 с.

## THE USE OF SIMULATION PACKAGE NUMECA FOR NUMERICAL COMPUTATION CYLINDRICAL MODELS' UNSTEADY AERODYNAMIC CHARACTERISTICS ACCORDING TO METHOD OF CURVED BODIES

Galaktionov A.Yu., Assoc. Prof. MSFU, Ph.D. (Tech.)<sup>(1)</sup>; Antipova M.S., MSFU<sup>(1)</sup>

galakau@mail.ru, mayachka\_antipova@yandex.ru

<sup>(1)</sup>Moscow Forest State University (MSFU), 1<sup>st</sup> Institutskaya st., 1, 141005 Mytishchi, Moscow reg., Russia

Unsteady aerodynamic characteristics of freely falling bodies can be determined by direct cyclic calculation but it requires the dual problem solution of nonsteady aerodynamics of the flight dynamics and a large consumption of computing. An approach was proposed for determining unsteady aerodynamic characteristics of cylindrical models by using the capabilities of modern aerodynamic programs and hypothesis of curved bodies. A circular cylinder was chosen as the main object of research. Numerical calculations of the pitching moment derivative coefficient of the angular velocity are performed for subsonic and supersonic flow conditions of a circular cylinder in the program Fine / Open. The visualization of individual patterns of flow is shown. The estimation of computing capacity is appraised to solve the above problem. A plot was made of a pitching moment derivative aerodynamic coefficient of the curvature's radius as well. It is shown that supersonic solution converges in the process of reducing radius of the curvature substantially faster than for subsonic flow condition. The accuracy of the data is confirmed by the convergence results of mathematical time, stepping computational grid, as well as the radius of curvature.

Keywords: Unsteady aerodynamic characteristics, the hypothesis of curved bodies, circular cylinder, the pitching moment coefficient, the radius of curvature

### References

1. Gudzhienko G.A. *Metod iskrivlennykh modeley i primeneniye ego k izucheniyu krivolineynogo poleta vozdukhnykh korably* [The Method of curved models and its application to the study of curved flight airships]. Scientific works TsAGI's. 1934. № 182.
2. Lebedev A.A. *Dinamika poleta letatel'nykh apparatov* [Flight dynamics of aircraft]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1973. 616 p.
3. Lunev, V.V. *Metod iskrivlennykh tel v zadachakh nestatsionarnogo giperzvukovogo obtekaniya tonkikh tel* [The method of curved bodies in problems of unsteady hypersonic flow subtle bodies]. Izvestiya AN SSSR, Mekhanika zhidkosti i gaza [Fluid Mechanics]. 1968. № 5. pp. 64–75.
4. Antipova, M.S. *Vybor modeli turbulentnoy vyazkosti dlya rascheta aerodinamicheskikh kharakteristik LA sfericheskoy formy v usloviyakh sverkhzvukovogo obtekaniya* [Choosing a model of turbulent viscosity to calculate the aerodynamic characteristics of the aircraft in a spherical shape of a supersonic flow] XI Gagarin's readings. Scientific Proceedings of the International Scientific Conference in 9 volumes. Moscow: MATI. 2014. pp. 49-50.
5. Fine/Open v. 2.12 Documentation v. 2.12c [Elektronnyy resurs]: Theoretical Manual. Brussels: NUMECA International. 2012.
6. Fine/Open DLR4 – Euler [Elektronnyy resurs]: External Application. Brussels: NUMECA International. 2012. 18 p.
7. Bokov, K.I. *Matematicheskoe modelirovaniye vykhoda na ustoychivyy rezhim sopryazhennykh zadach gazovoy dinamiki* [The mathematical modeling of formation stable condition gas dynamics' dual problems]. XI Gagarin's readings. Scientific Proceedings of the International Scientific Conference in 9 volumes. Moscow: MATI. 2014. pp. 69.
8. Antonets, A.V. *Opredeleniye nestatsionarnykh aerodinamicheskikh kharakteristik putem raschetov statsionarnogo obtekaniya letatel'nykh apparatov s vidoizmenennoy formoy poperechnykh secheniy* [Determination of unsteady aerodynamic characteristics by calculating steady flow of aircraft with a modified cross-sectional shape]. Moscow: Proceedings of the Academy of Sciences. Fluid Dynamics. 2003. pp. 23-28.
9. Kudryavtseva, N.A. *Atlas statsionarnykh i nestatsionarnykh aerodinamicheskikh kharakteristik kryl'ev razlichnoy formy v plane so sverkhzvukovymi kromkami* [Atlas of steady and unsteady aerodynamic characteristics of wings of different shapes in terms of supersonic edges]. Moscow: TsAGI, 1965. 350 p.
10. Petrov, K.P. *Aerodinamika tel prosteyshykh formy* [Bodies simplest form aerodynamics]. Moscow: Faktorial. 1998. 432 p.