

# Аэрокосмический научный журнал

Сетевое научное издание  
МГТУ им. Н.Э. Баумана  
<http://aerospjournal.ru>

Ссылка на статью:

// Аэрокосмический научный журнал.  
МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015.  
№ 04. С. 1–14.

DOI: **10.7463/aersp.0415.0813899**

Представлена в редакцию: 01.05.2015

Исправлена: 15.05.2015

© МГТУ им. Н.Э. Баумана

УДК 533.6.011.55

## Проектный анализ аэродинамических схем спускаемых аппаратов капсульной формы численным методом по ньютонианской теории обтекания

Миненко В. Е.<sup>1,\*</sup>, Агафонов Д. Н.<sup>1</sup>,

\* [aly.work@mail.ru](mailto:aly.work@mail.ru)

Якушев А. Г.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

---

В данной статье рассмотрены три типа космических спускаемых аппаратов (СА) капсульной формы, аналогичных СА «Союз» и СА «Аполлон». Исследуются аэродинамические характеристики этих аппаратов в гиперзвуковом диапазоне скоростей по ньютонианской теории. Предложена инженерная методика определения аэродинамических характеристик капсульных аппаратов, которая может быть использована на стадии предварительных проектных исследований. Данная методика может оказаться востребованной в учебном процессе для соответствующих специальностей.

**Ключевые слова:** спускаемый аппарат, аэродинамические характеристики, аэродинамическое качество, аэродинамические коэффициенты, численный метод, ньютонианская теория обтекания, гиперзвуковой диапазон скоростей, Союз, Аполлон

---

### 1. Схема проектирования

Отправной точкой для проектирования спускаемого аппарата является определение необходимого аэродинамического качества, как основного параметра, влияющего на перегрузки и располагаемый боковой маневр при спуске в атмосфере. После определения необходимого аэродинамического качества задачей инженера проектировщика является выбор формы СА, обеспечивающей балансировку с необходимым запасом аэродинамической устойчивости и обладающей максимальным коэффициентом объёмного заполнения  $K_{зап}$ .

Рассмотрим подробнее проектные параметры и методики их расчёта.

### 1.1 Коэффициент объёмного заполнения

$$K_{зАП} = 4.836 \frac{V^{2/3}}{S}. \quad (1)$$

Где

$V$  – объём аппарата;

$S$  – площадь поверхности аппарата.

### 1.2 Аэродинамические коэффициенты

Согласно приближённой теории Ньютона [1,2,3,5], газообразная среда состоит из одинаковых и не взаимодействующих между собой частиц, расположенных на равных расстояниях друг от друга; скорость движения частицы до столкновения с поверхностью равна скорости невозмущённого потока; при столкновении частицы с элементом поверхности нормальная составляющая ее скорости становится равной нулю, а касательная составляющая при этом остаётся неизменной. Давление в данной точке, при этом, зависит только от ориентации соответствующего элемента поверхности по отношению к вектору скорости невозмущённого потока, а форма остальной части тела не влияет на давление в заданной точке.

Теория Ньютона не даёт возможности определить давление на участках поверхности, находящихся в «аэродинамической тени» тела (рис. 1).

На этих участках поверхности коэффициент давления нужно принимать равным нулю.



Рис. 1. Приближённая схема обтекания тела гиперзвуковым потоком.

Где

$\vec{U}_\infty$  – вектор набегающего потока;

$\alpha$  – угол атаки;

$\bar{p}$  - коэффициент давления.

При  $M \gg 1$  характер обтекания тел близок к приближённой схеме, принятой Ньютоном. Действительно, при этом скачок уплотнения вплотную приближается к поверхности, т.е.  $U = U_\infty$  почти до столкновения частиц с телом; нормальная составляющая скорости за скачком уплотнения мала; касательная составляющая скорости в скачке уплотнения не изменяется; в областях разрежения (в «аэродинамической тени») коэффициент давления стремиться к нулю.

Выведем формулу для определения коэффициента давления. Рассмотрим элемент поверхности  $dS$  с местным углом атаки  $\theta$  (рис. 2).

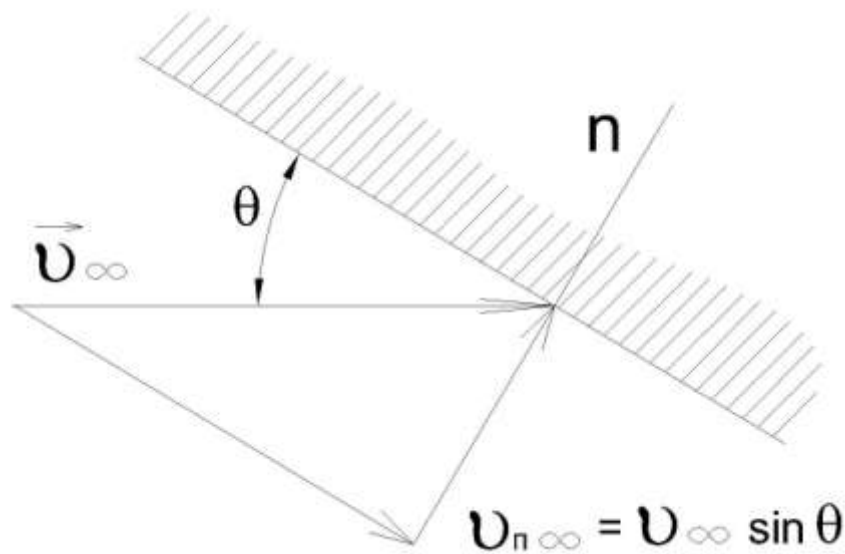


Рис. 2. Схема для вывода формулы Ньютона.

Тогда масса частиц газа, сталкивающихся в единицу времени с элементом поверхности, равна  $\rho_\infty \cdot v_\infty \cdot dS \cdot \sin \theta$ . До столкновения с поверхностью проекция количества движения этой массы на направления нормали к элементу поверхности выражается в виде  $\rho_\infty \cdot v_\infty^2 \cdot \sin^2 \theta \cdot dS$ .

После соударения с поверхностью нормальная составляющая количества движения равняется нулю. На основании теоремы импульсов изменение количества движения, происходящее в результате столкновения частиц газа с поверхностью, равно импульсу действующих сил:  $\rho_\infty \cdot v_\infty^2 \cdot \sin^2 \theta = p - p_\infty$ . Отсюда

$$\bar{p} = 2 \cdot \sin^2 \theta. \quad (2)$$

На основе ньютоновской теории [4] нами предложена инженерная методика для расчёта аэродинамических характеристик СА капсульной формы.

Суть методики:

- разработана программа, которая генерирует по заданным параметрам поверхность (модель аппарата) и разбивает исследуемую форму на элементарные треугольные ячейки поверхности;

- для всех элементов поверхности, с учётом «аэродинамической тени», производится расчёт по формуле Ньютона (2) коэффициентов давления;

- полученные векторы коэффициентов сил, действующие на элементарные ячейки, складываются и преобразуются в суммарные аэродинамические коэффициенты  $C_x$  и  $C_y$ ;

- повторение вышеизложенных операций для диапазона углов атаки от 0 до 180 градусов;

- производится расчёт центра давления  $C_d$ .

Математическая интерпретация методики может быть записана следующим образом:

$$\frac{\vec{P}}{\rho_{\infty} |\vec{v}_{\infty}|^2} = - \int_{\substack{S \in Sp \\ S \notin St}} \vec{n} \cdot \sin^2 \theta \cdot dS \quad (3)$$

Где

$\vec{P}$  - вектор суммарной аэродинамической силы, действующей на тело (Н);

$\rho_{\infty}$  - плотность невозмущенного потока (кг/м<sup>3</sup>);

$\vec{v}_{\infty}$  - вектор скорости невозмущенного потока (м/с);

$\vec{n}$  - нормаль к поверхности (нормированный вектор);

$\theta$  - угол между  $\vec{v}_{\infty}$  и плоскостью  $dS$ ;

$dS$  - площадь элементарной площадки (м<sup>2</sup>);

$Sp$  и  $St$  – площадь поверхности и площадь тени соответственно.

Точность расчёта аэродинамических характеристик формы СА по предложенной методике стремится к результатам, полученным аналитическими интегральными зависимостям по методике Ньютона (1,3) для конкретных геометрических конфигураций СА, соответственно плотности разбиения на элементарные элементы поверхности  $dS$ .

### 1.3 Запас устойчивости

Одним из требований, предъявляемых к капсульным СА, является статическая аэродинамическая устойчивость во всем диапазоне углов атаки на случай отказа системы управления. На рис. 3 продемонстрирована схема действия аэродинамических сил на участке спуска. Как видно из рисунка статическая устойчивость обеспечивается положением центра тяжести на линии действия суммарной аэродинамической силы смещенным относительно центра давления в направлении противоположным вектору силы.

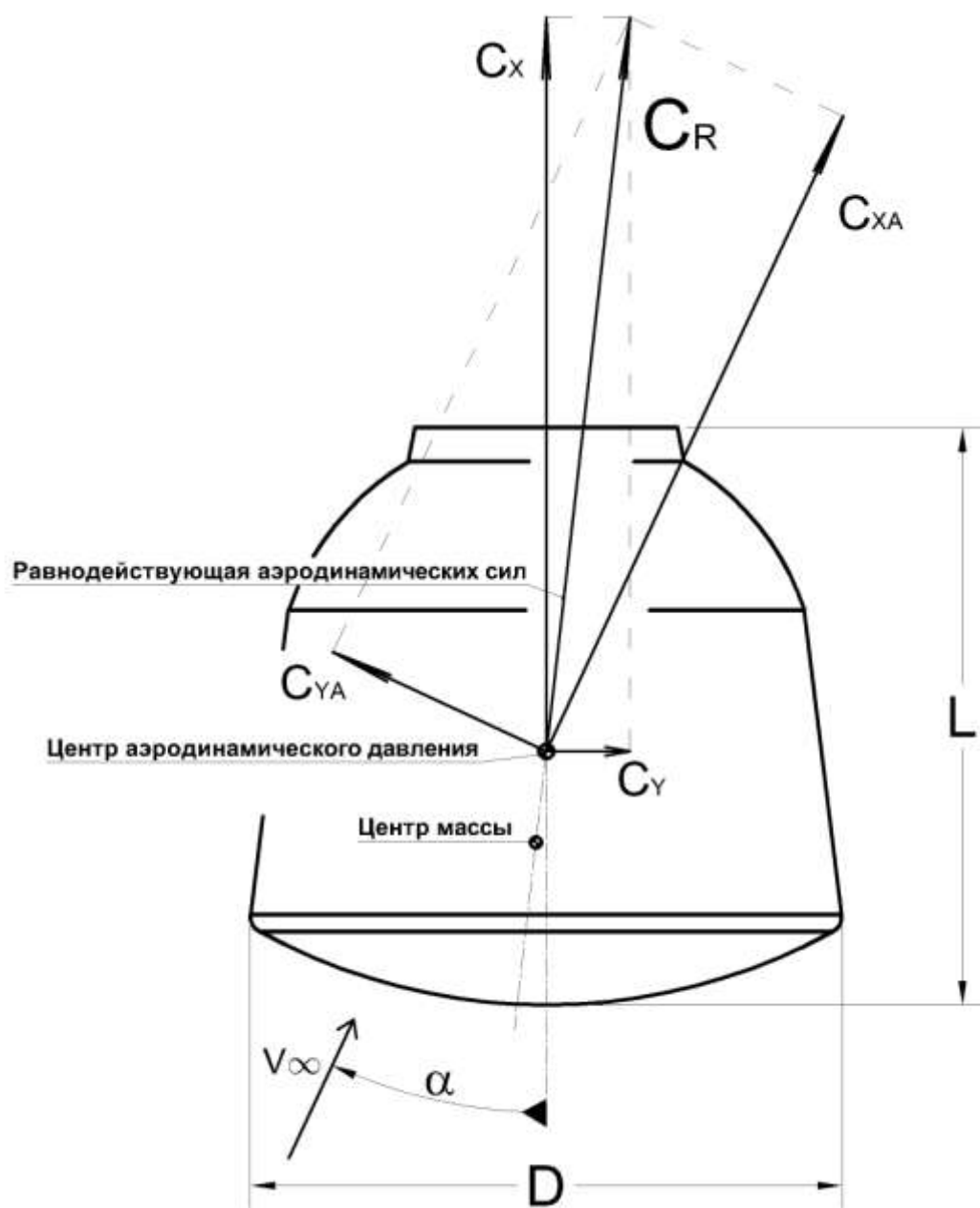


Рис. 3. Схема сил, действующих на спускаемый аппарат, на участке спуска.

Где

$C_r$  – коэффициент суммарной аэродинамической силы;

$C_x, C_y$  – коэффициенты тангенциальной и нормальной силы в связанной системе координат;

$C_{xa}, C_{ya}$  – коэффициенты лобового сопротивления и подъёмной силы в скоростной (поточной) системе координат;

$L/D = \lambda$  – удлинение СА;

$V_\infty$  – вектор набегающего потока;

$\alpha$  - угол атаки.

Для устойчивости аппарата требуется обеспечить координаты центра масс СА с некоторым запасом относительно возможного достижения минимального центра давления ( $C_d \min$ ) в соответствии с расчётными данными (см. ниже графики «Центр аэродинамического давления») [6]. Например, для СА аэродинамической формы «Союз» опасным моментом является обтекание аппарата под углами атаки  $\alpha \approx 80-120$  градусов. Поэтому требуется обеспечение некоторого запаса в части координат центра масс ( $\Delta C_d \min = 1-2\%$  от  $L$ ) (рис. 4).

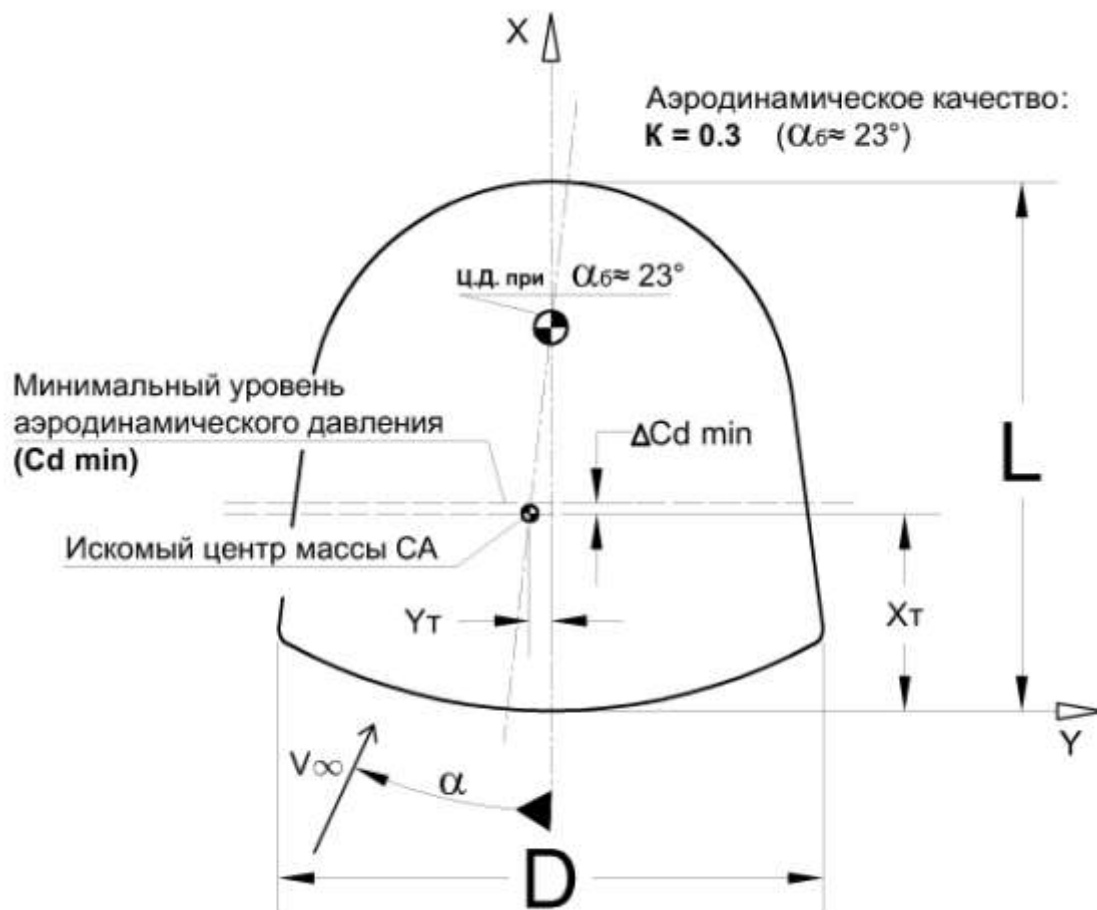


Рис. 4.

#### 1.4 Центровочные характеристики.

После определения проектного положения центра массы в соответствии с требованием обеспечения устойчивости, необходимо на ранней стадии, до компоновки СА, оценить сложности приведения центра массы в указанную точку. Для этого тело, образованное выбранной формой, сечётся плоскостями в соответствии с выбранной системой координат, после чего определяются объёмы и площади, образованных областей. Отношения полученных объёмов и отношения полученных площадей, будут указывать на отклонения центра тяжести от естественного для данной формы (рис. 5). Идеальным проектным случаем являются отношения, равные 1.

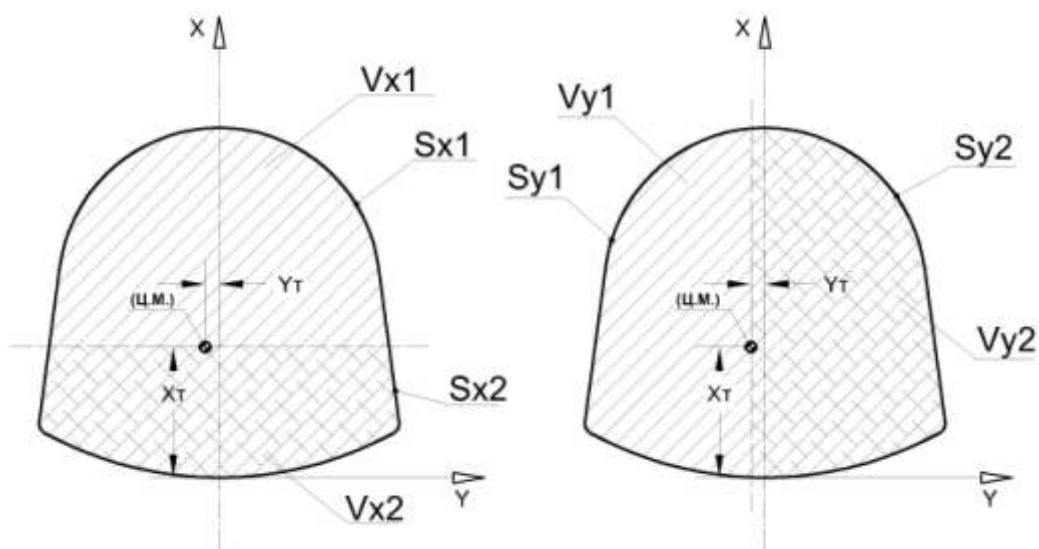


Рис. 5. Объёмно и поверхностно – центровочные коэффициенты.

Объёмно-центровочные коэффициенты:

$$\varphi_{VX} = V_{X1}/V_{X2}, \quad \varphi_{VY} = V_{Y1}/V_{Y2},$$

Поверхностно-центровочные коэффициенты:

$$\varphi_{SX} = S_{X1}/S_{X2}, \quad \varphi_{SY} = S_{Y1}/S_{Y2}.$$

## 2. Расчёт аэродинамических характеристик на примере аэродинамических форм СА «Союз», СА «Заря-2», командного модуля «Аполлон».

Далее, используя представленную методику, произведём анализ характеристик трёх форм (рис.6, рис.7, рис.8).

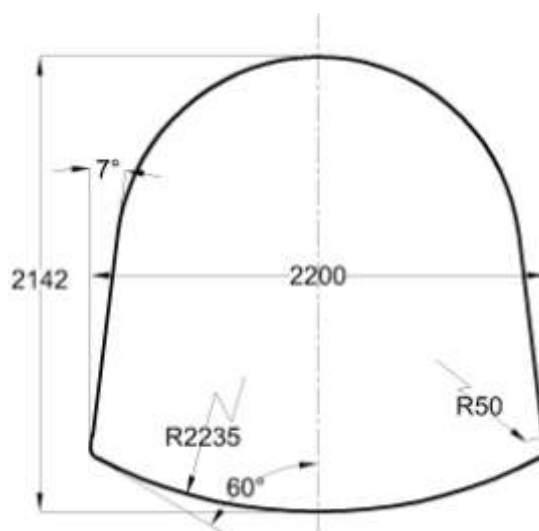


Рис. 6. Аэродинамическая форма на основе СА «Союз».

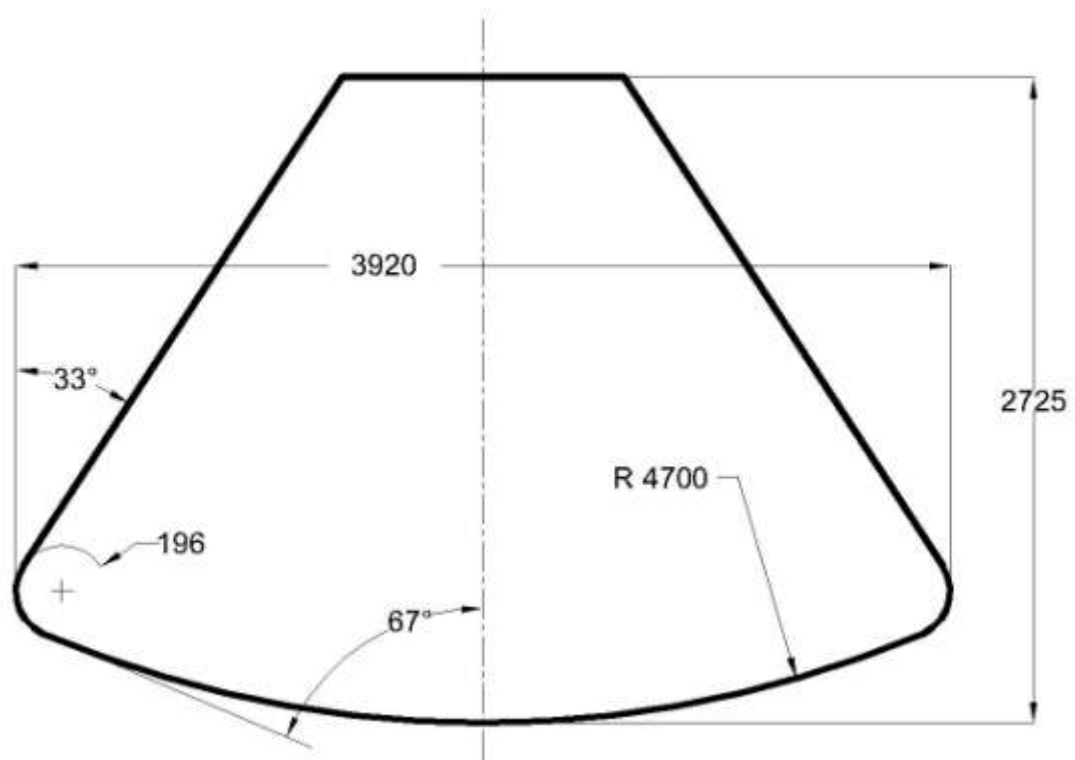


Рис. 7. Аэродинамическая форма на основе командного модуля «Аполлон».

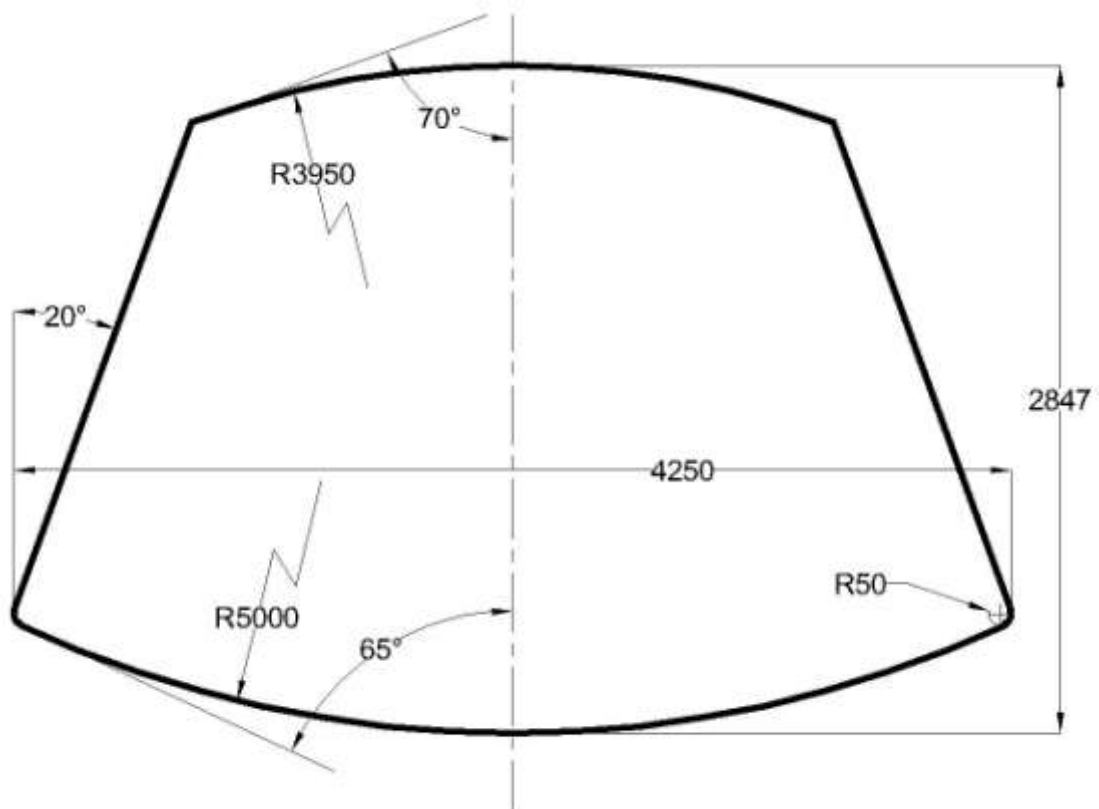


Рис. 8. Аэродинамическая форма на основе СА типа «Заря-2», разработанная К.П. Феоктистовым.  
Аэродинамические параметры.



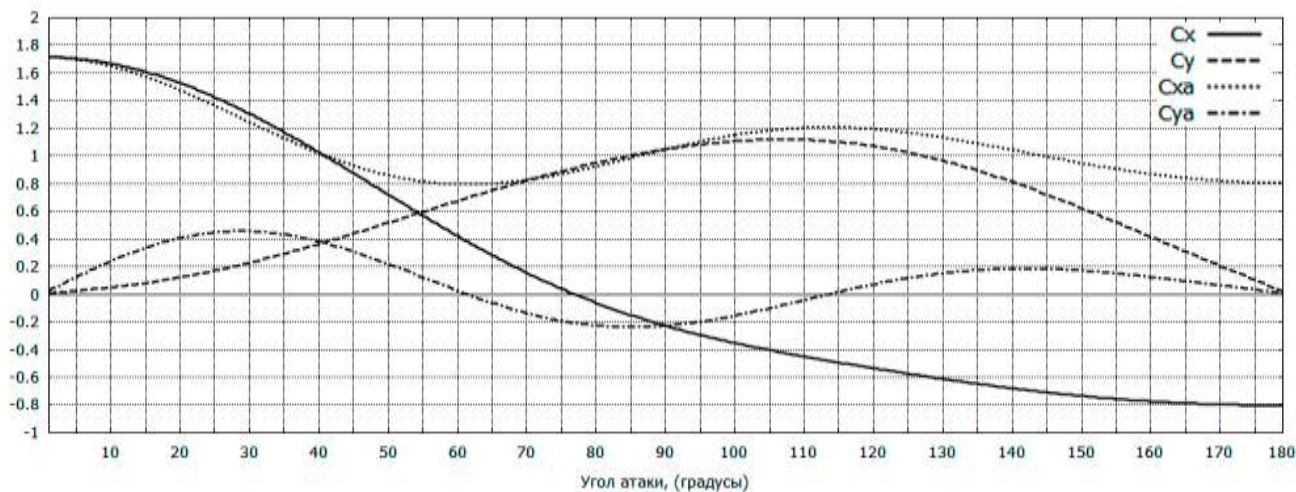


Рис. 9. Аэродинамические коэффициенты для формы на основе СА «Союз».

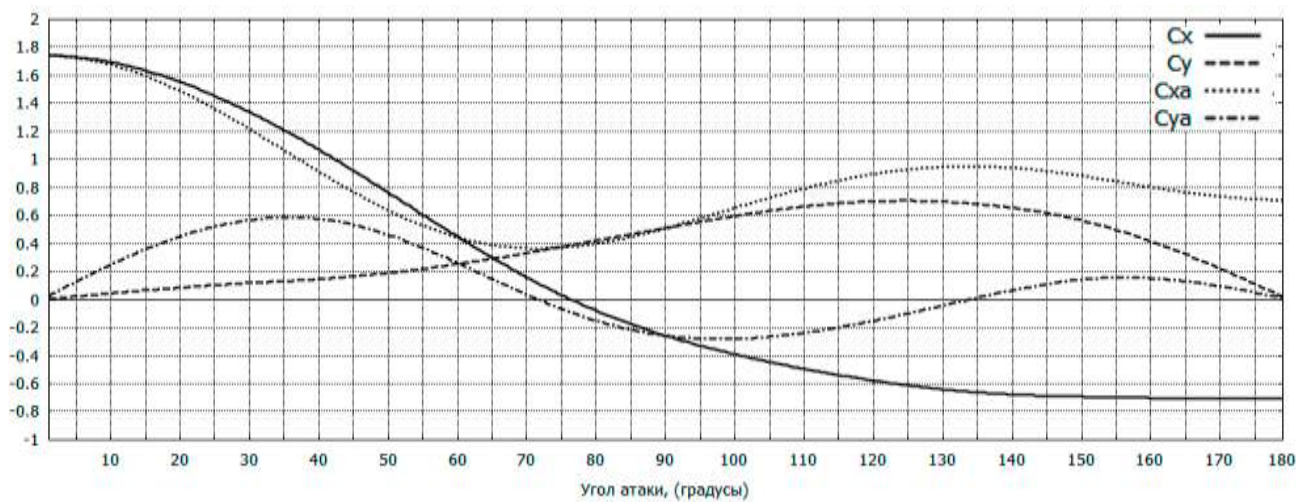


Рис. 10. Аэродинамические коэффициенты для формы на основе командного модуля «Аполлон».

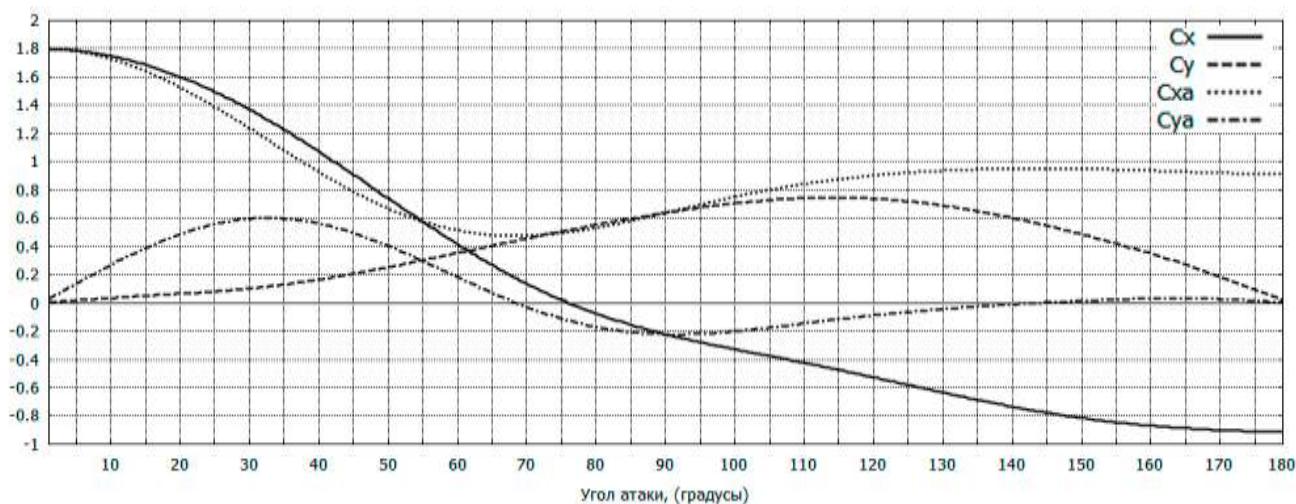


Рис. 11. Аэродинамические коэффициенты для формы на основе СА типа «Заря-2», разработанной К.П. Феоктистовым.

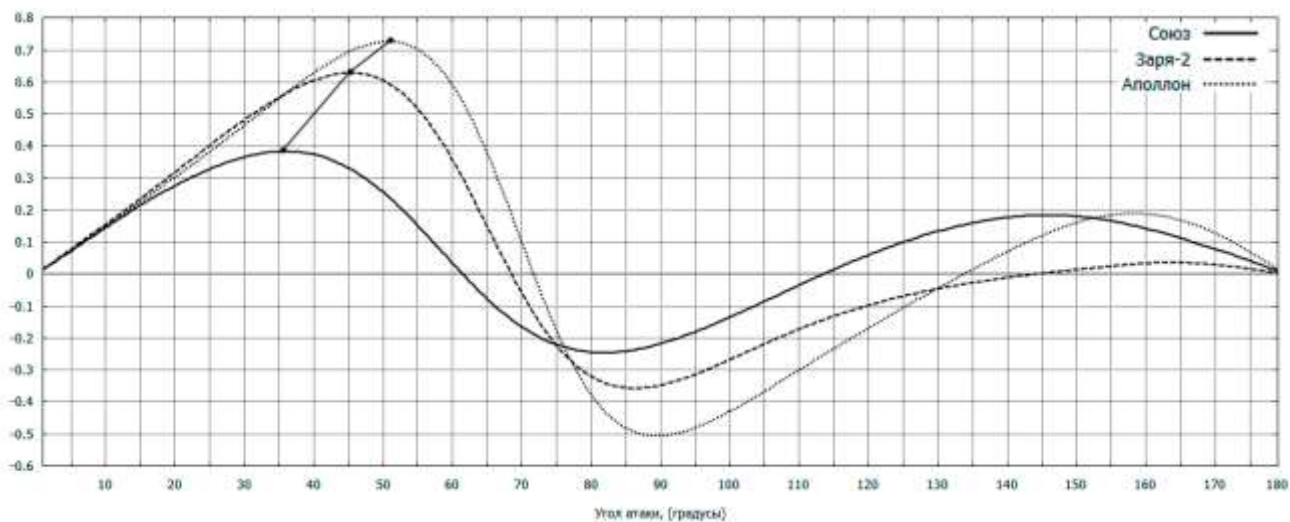


Рис. 12. Аэродинамическое качество на гиперзвуковом участке спуска К<sub>гип</sub>.

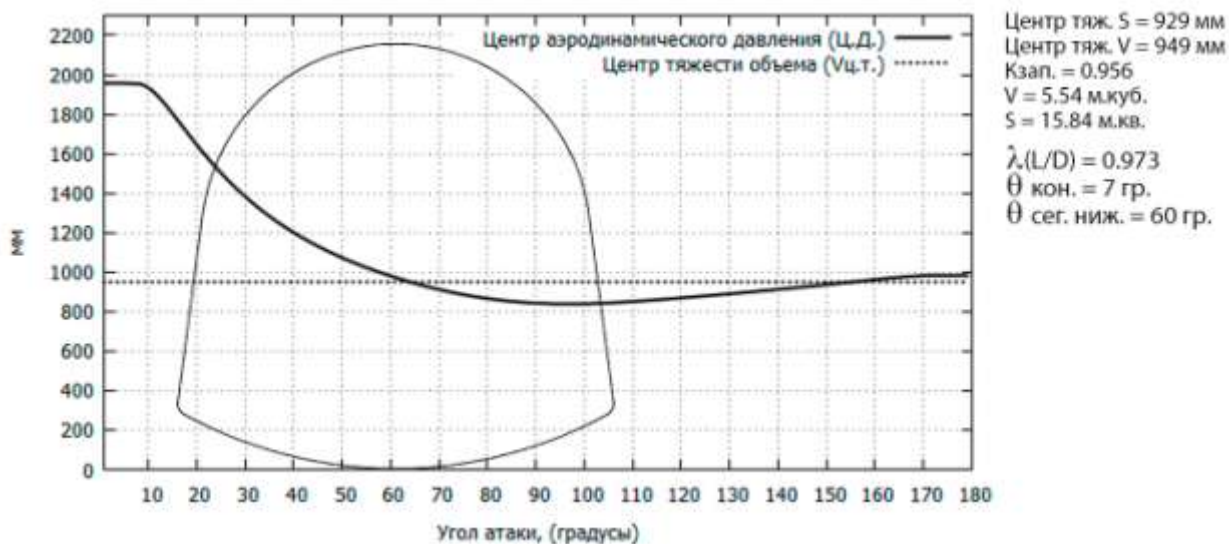


Рис. 13. Центр аэродинамического давления для формы на основе СА «Союз».

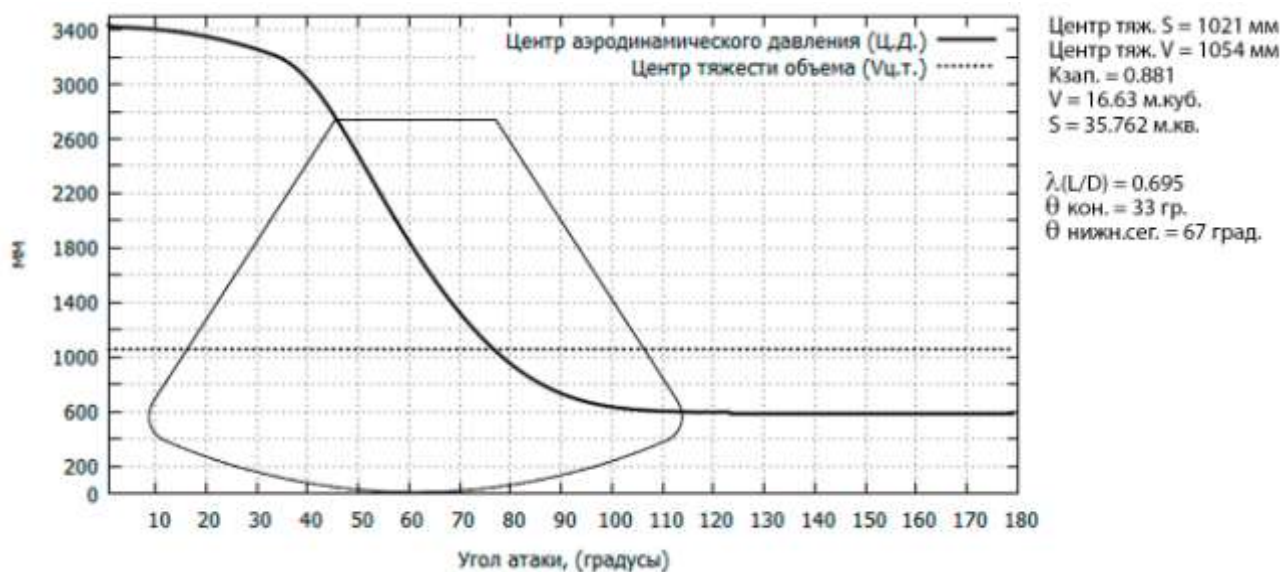


Рис. 14. Центр аэродинамического давления для формы на основе командного модуля «Аполлон».

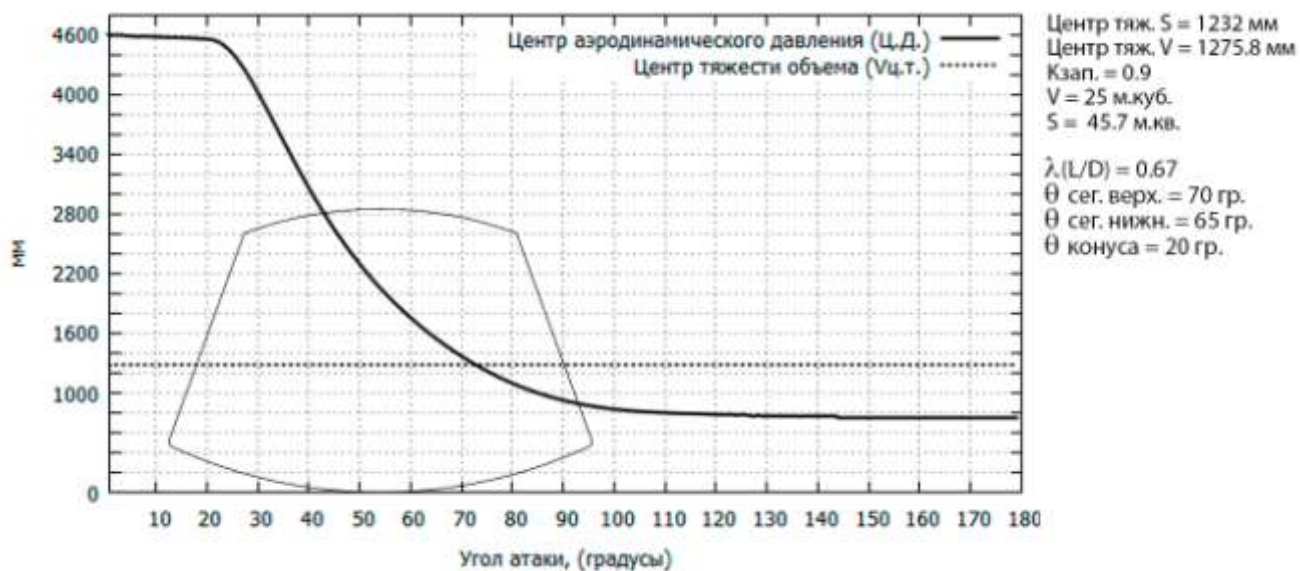


Рис. 15. Центр аэродинамического давления для формы на основе СА типа «Заря-2», разработанной К.П. Феоктистовым.

Основные характеристики по исследуемым формам.

Таблица №1

Наименование	Индекс	«Союз»	«Аполлон»	«Заря-2»
Диаметр	$D$ (мм)	2200	3920	4250
Высота (длина)	$L$ (мм)	2142	2725	2847
Удлинение	$\lambda = L/D$	0.973	0.695	0.67
Аэродинамическое качество	$K$	0.3	0.5	0.5
Балансировочный угол атаки (при указанном $K$ )	$\alpha_b$	23°	32°	31°
Площадь поверхности	$S_p$ (м <sup>2</sup> )	15.84	35.76	45.7
Координата Ц.М. СА по оси X	$X_m$ (мм)	800	535	702
Координата Ц.М. СА по оси Y	$Y_m$ (мм)	-85	-310	-253
Коэффициент заполнения	$K_{зап}$	0.956	0.88	0.9
Объемно-центровочный коэффициент по X	$\phi_{xx}$	1.31	3.3	2.83
Объемно-центровочный коэффициент по Y	$\phi_{yy}$	0.79	0.58	0.68
Поверхностно-центровочный коэффициент по X	$\phi_{sx}$	1.12	1.63	1.54
Поверхностно-центровочный коэффициент по Y	$\phi_{sy}$	0.85	0.69	0.77

## Выводы:

Предложенная инженерная методика удовлетворяет потребность в оперативной проектно-конструкторской оценке аэродинамических форм СА в процессе оптимизации проектных характеристик на начальном этапе исследований.

С её применением многократно увеличивается скорость анализа капсульных форм. Рассмотренные проектные параметры можно, в дальнейшем, рассматривать как критерии оптимальности, а инженерную методику можно расширить до полноценной программы по численному выбору оптимальных аэродинамических решений с непрерывной передачей полученных результатов для конструкторской разработки СА. Также она может быть легко расширена баллистическим и тепловым анализом с введением соответствующих критериев оптимальности.

## Список литературы

1. Аржанников Н.С., Садекова Г.С. Аэродинамика летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1983. 361 с.
2. Гиро Ж. Основные вопросы теории гиперзвуковых течений. М.: Мир, 1965. 300 с.
3. Краснов Н.Ф., Захарченко В.Ф., Кошевой В.Н. Основы аэродинамического расчёта. М.: Высшая школа, 1984. 264 с.
4. Лунёв В.В. Гиперзвуковая аэродинамика. М.: Машиностроение, 1985. 328 с.
5. Ферри А. Аэродинамика сверхзвуковых течений. М.: Гостехиздат, 1953. 463 с.
6. Чёрный Г.Г. Течение газа с большой сверхзвуковой скоростью. М.: Физматгиз, 1959. 220 с.
7. Решетин А.Г. Исследования проектных параметров пилотируемых космических спускаемых аппаратов баллистического и скользящего типов «Союз» и «Зонд». 1958-1968 гг. Комментарии и замечания // Космонавтика и ракетостроение. 2009. №4(57). С. 181-194.



## Project Analysis of Aerodynamics Configuration of Re-entry Capsule-shaped Body Based on Numerical Methods for Newtonian Flow Theory

V.E. Minenko<sup>1,\*</sup>, D.N. Agafonov<sup>1</sup>,  
A.G. Yakushev<sup>1</sup>

\* [aly.work@mail.ru](mailto:aly.work@mail.ru)

<sup>1</sup>Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

---

**Keywords:** space capsule, aerodynamic characteristics, aerodynamic efficiency, aerodynamic coefficients, numerical method, Newtonian theory, hypersonic speed range, Soyuz, Apollo

---

The article objective is to review the basic design parameters of space capsule (SC) to select a rational shape at the early stages of design.

The choice is based on the design parameters such as a volume filling factor (volumetric efficiency of shape), aerodynamic coefficients, margin of stability, and centering characteristics.

The aerodynamic coefficients are calculated by a numerical method based on approximate Newton's theory. A proposed engineering technique uses this theory to calculate aerodynamic characteristics of the capsule shapes. The gist of the technique is in using a developed programme to generate capsule shapes and provide numerical calculation of aerodynamic characteristics. The accuracy of the calculation, performed according to proposed technique, tends to the results obtained by analytical integral dependencies according to the Newtonian technique.

When considering the stability of the capsule shapes the paper gives a diagram of the aerodynamic forces acting on the SC in the descent phase, and using the aerodynamically-shaped SC "Soyuz" as an example analyses a dangerous moment of flow at adverse angles of attack.

After determining a design center-of-mass position to meet the stability requirements it is necessary at the early stage, before starting the SC layout work, to evaluate the complexity of bringing the center-of-mass to the specified point. In this regard have been considered such design parameters of the shape as a volume-centering and surface-centering coefficients.

Next, using the above engineering technique are calculated aerodynamic characteristics of capsule shapes similar to the well-known SC "Soyuz", "Zarya 2" and the command module "Apollo".

All calculated design parameters are summarized in the table. Currently, among the works cited in foreign publications concerning the contours of winged configuration of the type "Space Shuttle" some papers are close to the proposed technique.

Application of the proposed engineering technique allows a multi-fold increasing rate of the capsule shape analysis at an early designing stage. Reviewed design parameters can be fur-

ther considered as the optimality criteria when choosing the SC shape, and the engineering technique can be further extended to a full-fledged programme on the numerical selection of the optimal aerodynamic solutions with continuously transferred results for engineering development of the SC.

## References

1. Arzhannikov N.S., Sadecova G.S. *Aerodinamika letatel'nykh apparatov* [Aerodynamics of aircrafts]. Moscow, Vysshaya Shkola Publ, 1983. 361 p. (in Russian).
2. Gyro G. *Osnovnye voprosy teorii giperzvukovih techenii* [The basic theory of hypersonic flows]. Moscow, Mir Publ, 1965. 300 p. (in Russian).
3. Krasnov N.F., Zaharchenko V.F., Koshevoi V.N. *Osnovi aerodinamicheskogo rascheta* [Fundamentals of aerodynamic calculation]. Moscow, Vysshaya Shkola Publ, 1984. 264 p. (in Russian).
4. Lunev V.V. *Giperzvukovaia aerodinamika* [Hypersonic aerodynamics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985. 328 p. (in Russian).
5. Ferri A. *Aerodinamika sverhzhukovih techenii* [Aerodynamics of supersonic flows]. Moscow, Gostehizdat, 1953. 463 p. (in Russian).
6. Chernii G.G. *Techenie gaza s bolshoy sverhzhukovoi skorostiu* [flowing gas with large supersonic speed]. Moscow, Fizmatgiz. 1959. 220 p. (in Russian).
7. Reshetin A.G. Studies of Design Parameters of Manned Free Flying and Gliding Reentry Vehicles of the Soyuz and Zond Types. 1958 through 1968. Comments and Remarks. *Kosmonavtika i raketostroenie = Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2009, no.4 (57), pp.181-194. (in Russian).