НАУКА и ОБРАЗОВАНИЕ

Эл № ФС77 - 48211. Государственная регистрация №0421200025. ISSN 1994-0408

электронный научно-технический журнал

# Экспериментальное и математическое моделирование процесса обтекания летательных аппаратов с тормозными устройствами

# 11, ноябрь 2012 DOI: 10.7463/1112.0489665 Калугин В. Т., Чернуха П. А., Чин Ч. Х. УДК 532.517.4

> Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана <u>kaluginvt@mail.ru</u> <u>Trunghieu171@yahoo.com</u>

#### Введение

Для торможения и стабилизации при спуске на поверхность планеты спускаемых аппаратов, а также для коррекции по дальности с целью увеличения точности стрельбы артиллерийских снарядов и боевых элементов используются тормозные и управляющие устройства с отклоняющимися «лепестковыми» щитками, предельным вариантом которых является сплошная «юбка» (расширяющийся конус). Обтекание таких органов управлений (ОУ) носит достаточно сложный характер и во многом определяется формой летательного аппарата (ЛА).

На аэродинамические характеристики и структуры обтекания ЛА влияют конструктивные параметры компоновки, такие как форма обтекателя, удлинение корпуса, вид тормозных устройств и.т.д.

Ниже проводятся результаты физического и численного моделирования обтекания цилиндрического тела с различными формами носовой части и конфигурациями тормозного устройства. Определены аэродинамические характеристики ЛА, а также рассмотрено влияние протока между лепестками на распределение давления за донным срезом.

#### Исследуемые модели экспериментов

Изучаемые аппараты представляли собой комбинацию цилиндрического корпуса, головного обтекателя и тормозных устройств (рисунок 1).

Наиболее простыми тормозными устройствами являются дисковые щитки. Дисковые щитки обеспечивают максимальное тормозное усилие, но структура потока в отрывной зоне имеет склонность к неустойчивости в определенном диапазоне удлинений и чисел Маха. Одним из средств, предотвращающих пульсационные нагрузки, является проток газа из зоны отрыва в донный след через специальные отверстия, или применение лепестковых тормозных устройств. Форма лобового обтекателя также влияет на значение продольного сопротивления.



Рисунок 1 - Исследуемые модели тел:

1 – головной обтекатель; 2 – корпус; 3 – тормозное устройство

Одной из особенностей конструкции щитковых тормозных устройств является наличие протоков между отдельными щитками («лепестками»), обеспечивающих массообмен между зоной отрыва и донным следом. Такой массообмен способствует стабилизации течения в передней отрывной зоне, уменьшению ее размеров, а, следовательно, возрастанию давления на лобовую поверхность щитков. Кроме того, наличие протоков в тормозном стабилизирующем устройстве позволяет устранить пульсационный режим обтекания и обеспечивает выбор b и h, исходя из требуемых тормозных сил. Различные варианты исследуемых щитковых ОУ приведены в таблице 1.

#### Анализ результатов экспериментального моделирования

Результаты экспериментов позволили установить влияние конструктивных параметров тормозных устройств на аэродинамические коэффициенты провести сравнительный анализ эффективности И торможения. Исследование аэродинамических различных систем характеристик проводилось при числах Маха Маха Мар =0,81... 5,12, полном  $P_0 = 0,708.10^5 \Pi a$  и температуре  $T_0=260$ . Все давлении ниже представленные результаты получены для наиболее типичного числа Маха  $M_{0}=2,06.$ 

Результаты экспериментов позволили определить влияние конструктивных параметров тормозных устройств на аэродинамические коэффициенты и провести сравнительный анализ эффективности различных систем торможения.

На рисунке 2 приведены наиболее типичные аэродинамические характеристики для исследованных вариантов щитков. Коэффициенты  $c_x, c_v u m_z$  рассчитывали по характерной площади  $S_M = \pi d^2/4$ , а момент  $M_z$  определяли относительно носка ЛА.

На тормозной эффект при обтекании ЛА влияют следующие конструктивные факторы: форма головной части зонда, угол наклона, количество и геометрические размеры (ширина, высота) щитков.

Применение обтекателей с затупленной головной частью (рисунок 2.б), с одной стороны, увеличивает общее сопротивление зонда, но, с другой стороны, из-за образования высокоэнтропийного подслоя с низкими скоростями течения более интенсивно распространяется отрыв перед щитками вверх по потоку, что уменьшает это сопротивление.

При заостренной конической головной части зонда создаются условия обтекания щитков потоком большей энергии вследствие малых потерь полного давления в скачках уплотнения, что уменьшает продольное сопротивление.

No	Схема модели	Количество шитков	Относительная Ширина щитка, <b>q</b>	Относительная суммарная площадь протока, <i>S</i> _ =
1		-	-	0
2		8	0,38	0,46
3		6	0,38	0,6
4		4	0,71	0,46
5		-	-	0
6		8	0,38	0,46
7		6	0,38	0,6
8		4	0,71	0,46
9		-	-	0
10		8	0,38	0,46
11		6	0,38	0,6
12		4	0,71	0,46

### Таблица 1 - Основные геометрические параметры моделей.



Рисунок 2 - Зависимость аэродинамических характеристик Cx, Cy и mz от угла атак

Влияние числа щитков на аэродинамические характеристики исследовалось при условии, что либо неизменной оставалась ширина

щитков b (см. таблицу 1 варианты 2, 3), либо их суммарная площадь (варианты 2, 4). В обоих случаях высота щитков была постоянной h=34 мм.

На рисунке 2.а показано, что наличие протока газа в донную область снижает величину коэффициента продольной силы  $c_x$ . Изменение числа щитков в диапазоне N = 6..8 (при одинаковой ширине и длине щитков вариант 2 и 3) и, соответственно, их суммарной площади, на которой создается тормозное усилие, не существенно изменяет продольное сопротивление. Изменение количества щитков при их постоянной суммарной площади (вариант 2 и 4) практически не меняет значение продольного сопротивления.

#### Математическое моделирование процесса обтекания летательных аппаратов с тормозными устройствами

Особый интерес представляет изменение давления в донной области в рассмотренных экспериментах для различной формы носовой части и тормозных устройств. Это является важным фактом в определение сопротивления ЛА, так как при обтекании тела вращения сверхзвуковым потоком донное сопротивление может составить значительную часть полного аэродинамического сопротивления.

С целью проведения анализа полученных экспериментальных данных и установления влияния форм носовой части и тормозных устройств на донное давление были выполнены численные расчеты в прикладном пакете Ansys 12 (001а922d8114) методом контрольного объема с использованием осредненных уравнений Рейнольдса с замкнутой SSTмоделью турбулентности. Исходная система уравнений Навье - Стокса в форме Рейнольдса.

$$\frac{\partial}{\partial t} \left( \rho \overline{u_j} \right) + \frac{\partial}{\partial x_i} \left( \rho \overline{u_i} \cdot \overline{u_j} \right) = -\frac{\partial \overline{p}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \mu \left( \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} \right) - \rho \overline{u_i' u_j'} \right],$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0, \qquad \frac{\partial u'_i}{\partial x_i} = 0,$$
$$\rho \overline{u'_i u'_j} = -\mu_m \left( \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} \right) + \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij},$$

где  $\bar{p}$  - среднее давление;  $\bar{u}_{i}, \bar{u}_{j}$  - проекция скорости на оси декартовой системы; индексы i=1,2,3 и j=1,2,3 соответствуют координатам x,y,z;  $\mu_{m}$ -дополнительная вязкость, вызванная пульсациями;  $\delta_{ij}$  – символ Кронекера,  $\delta_{ij} = 0$  при  $i \neq j$  и 1- при i = j. Для расчета турбулентных течений с использованием SST модели турбулентности исходная система уравнений замыкалась уравнениями:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} = \tilde{P}_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_i) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right]$$
$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i \omega)}{\partial x_i} = \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_i) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}$$

где *k*,*ω*,*µ*, - энергия турбулентных пульсаций, удельная скорость диссипации турбулентной энергии, турбулентная вязкость.

$$\tilde{P}_{k} = \min\left(P_{k}, 10\beta^{*}\rho\omega k\right)$$

$$P_{k} = \left[\mu_{t}\left(\frac{\partial U_{i}}{\partial x_{j}} + \frac{\partial U_{j}}{\partial x_{i}} - \frac{2}{3}\delta_{ij}\frac{\partial U_{k}}{\partial x_{k}}\right) - \frac{2}{3}\delta_{ij}\rho k\right]\frac{\partial U_{i}}{\partial x_{j}}$$

$$F_{1} = \tanh\left(\arg_{1}^{4}\right); \quad \arg_{1} = \min\left[\max\left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^{*}\omega y}; \frac{500\nu}{y^{2}\omega}\right); \frac{4\rho\sigma_{w2}k}{CD_{k\omega}y^{2}}\right];$$

$$CD_{k\omega} = \max\left(2\rho\sigma_{w2}\frac{1}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_{j}}\frac{\partial\omega}{\partial x_{j}}; 10^{-10}\right)$$

$$\mu_{t} = Min\left(\frac{\rho k}{\omega}; \frac{a_{1}\rho k}{|S_{ij}|F_{2}}\right),$$
$$\left|S_{ij}\right| = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$$
$$F_{2} = \tanh\left[\left[\max\left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^{*}\omega y}, \frac{500\nu}{y^{2}\omega}\right)\right]^{2}\right]$$
$$\alpha = \alpha_{1}F + \alpha_{2}(1 - F)$$

Константы для модели:

 $\beta^* = 0.09, \ \alpha_1 = 5/9, \ \beta_1 = 3/40, \ \sigma_{k1} = 0.85, \ \sigma_{\omega 1} = 0.5, \ \alpha_2 = 0.44, \ \beta_2 = 0.0828, \ \sigma_{k2} = 1, \ \sigma_{\omega 2} = 0.856.$ 

Расчетная область для всех исследуемых конфигураций представляла собой параллелепипед длиной 3L от носовой части до левой границы и 6L от кормового среза до правой границы, высотой 10L и с поперечными размерами 10L. Количество ячеек N≈900 000.

Известно, что при обтекании затупленного тела с иглой сверхзвуковым потоком могут возникать нежелательные пульсации давления в отрывной зоне. Физическая природа пульсаций объясняется неустойчивостью структуры течения и проявляется при отношениях длины иглы h к диаметру тела d, лежащих в диапазоне h/d=2...3. У исследуемых моделей соотношение длины тела к диаметру диска равно 3,15, что режим течения является устойчивым.

Результаты численных расчетов обтекания основных моделей представлены на рисунок 3. Здесь показаны изобары и линия тока.



Рисунок 3 - Изобары и линии тока наиболее типичных вариантов

Сравнительный анализ полученных данных с результатом экспериментальных исследований (рисунок 4) показал их сходимость, что подтверждает адекватность используемого пакета, правильность построения сетки и выбора модели турбулентности.

Ha рисунок 5 представлена зависимость осредненного относительного давления за донным срезом в ближнем следе  $\overline{p_{cp}} = p_{cp}/p_{\infty}$ ОТ относительной площади протока через щитки, давление  $p_{cp} = \frac{1}{s} \int_{S} p_i \, dS.$  Рассмотрены зависимости р<sub>ср</sub>определяется по устройства лепестки типа для которых стабилизующие меняется количество щитков при одной и той же их ширине. Видно что, с увеличением площади протока, осредненное донное давление возрастает.

Очевидно, что при обтекании цилиндрических тел, имеющих различные лобовые обтекателя, величина осредненного донного давления в значительной степеньни зависит от угла раскрытия конуса носовой части. Это связано с чем, что  $\overline{p_{cp}}$  определяется давлением и числом Маха набегающего потока на цилиндрическом корпусе, которые в свою очередь, зависит от формы носовой части. Чем больше угол раскрытия конуса, тем выше донное давление.



Рисунок 4 - Зависимость аэродинамических характеристик от угла атаки: а - для модели 1, б - для модели 2.



Рисунок 5 - Зависимость среднего донного давления  $\overline{p_{cp}} = p_{cp}/p_{\infty}$  от

относительной площади протока  $\bar{S}$ .

Эксперимент и расчет показывал что, при одной и той же площади протока, изменение количества щитков **практически** не влияет на значение осредненного донного давления, так например при числе Маха  $M_{\infty}=2,06$  для модели 11 с 8 щитками  $\overline{p_{cp}}=0,42$ , а для модели 12 с 4 щитками  $\overline{p_{cp}}=0,41$ .

#### Заключение

На эффект торможения и стабилизации ЛА при  $M_{\infty} > 1$  существенные влияния определяются форма носовой части и конструкции тормозного устройства. При увеличении угла полураствора лобового обтекателя, общее сопротивление уменьшает, а осредненное донное давление увеличивает.

Наличие протока в стабилизующем устройстве приводит к стабилизации течения в области отрыва перед ним. При этом с увеличением площади протока возрастает донное давление и оно не зависит от количества щитков при одинаковой площади протока.

#### Список литературы

 Калугин В. Т. Аэродинамика органов управления полетом летательных аппаратов: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 688 с.
 Швец А.И., Швец И.Т. Газодинамика ближнего следа. Киев: Наукова

думка, 1976. 382 с.

 Краснов Н. Ф. Основы аэродинамического расчета. М.: Высшая школа, 1981. 496 с.

4. Чжен П. Управление отрывом потока : Экономичность, эффективность, безопасность : пер. с англ. М.: Мир, 1979. 552 с.

5. Белов И.А., Исаев С.А. Моделирование турбулентных течений: учеб. пособие. Спб.: БГТУ, 2001. 107 с.

6. Ferziger J.H., Peric M. Computational Methods for Fluid Dynamics. Springer-Verlag, Berlin, 2002. 423 p.

7. Weller H.G., Tabor G., Jasak H., Fureby C. A tensorial approach to computational continuum mechanics using object oriented techniques // Computers in Physics. 1998. Vol. 12, no. 6. P. 620-631.

 Jasak H., Weller H.G., Gosman A.D. High resolution NVD differencing scheme for arbitrarily unstructured meshes // International journal for numerical methods in fluids. 1999. Vol. 31, no. 2. P. 431-449. DOI: 10.1002/(SICI)1097-0363(19990930)31:2<431::AID-FLD884>3.0.CO;2-T

 Флетчер К. Вычислительные методы в динамике жидкостей. В 2 т. Т.1. Основные положения и общие методы : пер. с англ. М.: Мир, 1991. 504 с.
 Wyborny W., Kabelitz H.R. Comparison of hypersonic aerodynamic deceleration system based on gun tunnel investigations // AIAA Paper. 1970. No. 1174. 11 p. **SCIENCE and EDUCATION** 

EL № FS77 - 48211. №0421200025. ISSN 1994-0408

electronic scientific and technical journal

## Experimental and mathematical simulation of fairing aircraft with braking devices

# 11, November 2012 DOI: 10.7463/1112.0489665 Kalugin V.T., Chernuha P.A., Chin Ch.H.

> Russia, Bauman Moscow State Technical University kaluginvt@mail.ru <u>Trunghieu171@yahoo.com</u>

The purpose of this work is to determine the influence of design parameters, such as a form of the fairing, lengthening of the body, type of brakes, on aerodynamic characteristics and flow structure of an aircraft. This paper presents the results of physical experiments on the flow around aircraft with different configurations of the bow and braking. Numerical calculations of the studied bodies and comparative analysis of the results were conducted. Problem formulation and method of calculation were described. The Reynolds equations were closed using the k-omega SST turbulence model. The solution method is based on the finite method algorithm. The influence of gas flow between the plates on the value of the base drag was revealed.

**Publications with keywords:** <u>mathematical model</u>, <u>equations</u>, <u>turbulence model</u>, <u>braking</u> <u>devices</u>, <u>disc pads</u>, <u>bottom pressure</u>

**Publications with words:** <u>mathematical model</u>, <u>equations</u>, <u>turbulence model</u>, <u>braking</u> <u>devices</u>, <u>disc pads</u>, <u>bottom pressure</u>

#### References

 Kalugin V. T. Aerodinamika organov upravleniia poletom letatel'nykh apparatov [Aerodynamics of control surfaces of flight of aircraft]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2004. 688 p.

2. Shvets A.I., Shvets I.T. *Gazodinamika blizhnego sleda* [Gas dynamics of the near trace]. Kiev, Naukova dumka, 1976. 382 p.

3. Krasnov N.F. *Osnovy aerodinamicheskogo rascheta* [Fundamentals of aerodynamics calculations]. Moscow, Vysshaia shkola, 1981. 496 p.

4. Chang P.K. Control of Flow Separation: Energy Conservation, Operational Efficiency and Safety. McGraw-Hill Companies, 1976. 523 p. (Russ. ed.: Chzhen P. Upravlenie otryvom potoka: Ekonomichnost', effektivnost', bezopasnost'. Moscow, Mir, 1979. 552 p.).

5. Belov I.A., Isaev S.A. *Modelirovanie turbulentnykh techenii* [Simulation of turbulent flows]. St. Petersburg, BGTU Publ., 2001. 107 p.

6. Ferziger J.H., Peric M. *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Springer-Verlag, Berlin, 2002. 423 p.

7. Weller H.G., Tabor G., Jasak H., Fureby C. A tensorial approach to computational continuum mechanics using object oriented techniques. *Computers in Physics*, 1998, vol. 12, no. 6, pp. 620-631.

8. Jasak H., Weller H.G., Gosman A.D. High resolution NVD differencing scheme for arbitrarily unstructured meshes. *Int. J. Numer. Meth. Fluids*, 1999, vol. 31, no. 2, pp. 431-449. DOI: 10.1002/(SICI)1097-0363(19990930)31:2<431::AID-FLD884>3.0.CO;2-T

9. Fletcher C.A.J. Computational Techniques for Fluid Dynamics. In 2 vols. Vol. 1. Fundamental and General Techniques. Springer-Verlag, Berlin, 1988. (Russ. ed.: Fletcher K. Vychislitel'nye metody v dinamike zhidkostei. V 2 t. T.1. Osnovnye polozheniia i obshchie metody. Moscow, Mir, 1991. 504 p.).

10. Wyborny W., Kabelitz H.R. Comparison of hypersonic aerodynamic deceleration system based on gun tunnel investigations. *AIAA Paper*, 1970, no. 1174, 11 p.