

## К ВЫБОРУ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ ДОЗВУКОВОЙ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ

© 2019

**М. А. Ковалев** доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой эксплуатации авиационной техники;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[kovalev.ma@ssau.ru](mailto:kovalev.ma@ssau.ru)

**А. Н. Никитин** кандидат технических наук, доцент, доцент военного учебного центра;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[nikitin.an@ssau.ru](mailto:nikitin.an@ssau.ru)

Проводится сравнение двух аэродинамических компоновок дозвуковых крылатых ракет, отличающихся применением крыльев с прямой и обратной стреловидностью. Представлены результаты проведённых испытаний в аэродинамической трубе с применением автоматизированной системы измерений, характеризующие зависимости коэффициентов подъёмной силы и лобового сопротивления в достаточно широком диапазоне углов атаки. Это позволяет сопоставить величины аэродинамического качества исследуемых моделей крылатых ракет. На основании анализа результатов экспериментов с моделями и расчётов в условиях установившегося маловысотного горизонтального полёта выявлено, что выбранные для сравнения варианты компоновки крылатых ракет с крылом умеренной стреловидности имеют схожие аэродинамические характеристики. Обе компоновки обеспечивают режим полёта на заданной высоте и скорости в области наиболее выгодных углов атаки (максимального аэродинамического качества). При этом схема ракеты с крылом прямой стреловидности имеет лучшие аэродинамические характеристики по критерию максимального аэродинамического качества, а прирост подъёмной силы за счёт уменьшения потерь на балансировку для схемы с крылом обратной стреловидности лишь частично компенсирует различие аэродинамических характеристик рассматриваемых вариантов. Поэтому сделан вывод о предпочтительности выбора аэродинамической компоновки дозвуковой крылатой ракеты схемы с прямой стреловидностью.

*Крылатая ракета; стреловидное крыло; прямая и обратная стреловидность; аэродинамический эксперимент; коэффициент подъёмной силы; коэффициент лобового сопротивления; аэродинамическое качество; центр давления; плечо горизонтального оперения; балансировка.*

---

*Цитирование:* Ковалев М.А., Никитин А.Н. К выбору аэродинамической компоновки дозвуковой крылатой ракеты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 59-66. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-59-66

Высшее руководство Российской Федерации на долгосрочную перспективу рассматривает использование высокоточного оружия как одно из определяющих направлений повышения обороноспособности страны [1]. При этом опыт локальных военных конфликтов последних десятилетий показывает широкие боевые возможности такого класса высокоточного оружия, как крылатые ракеты [2].

Активные разработки и испытания высокоскоростных, в том числе и гиперзвуковых крылатых ракет, не умаляют роли дозвуковых крылатых ракет, являющихся в этом сегменте вооружений основным боевым потенциалом ведущих армий и военных блоков. Высокая точность, малая радиозаметность, использование маловысотного полёта с огибанием рельефа местности, манёвра и средств радиоэлектронной борьбы, возможность установки различных типов боеприпасов определяют существенную роль дозвуковых крылатых ракет при решении тактических, оперативных, а при массовом или

комбинированном использовании и стратегических задач, стоящих перед Вооружёнными силами Российской Федерации [2].

Одним из важнейших факторов широкого использования дозвуковых крылатых ракет являются существенно меньшие затраты на их разработку, производство и использование по сравнению с имеющимися и перспективными видами сверхзвуковых и гиперзвуковых крылатых ракет [3].

В этой связи актуальными являются исследования и разработки по улучшению характеристик дозвуковых крылатых ракет.

В качестве возможных направлений улучшения лётно-технических характеристик дозвуковых крылатых ракет могут рассматриваться:

- 1) повышение дальности полёта;
- 2) увеличение массы боевой нагрузки;
- 3) увеличение скорости полёта, в том числе и на малых высотах.

Одним из направлений увеличения крейсерской скорости крылатой ракеты, как и для дозвуковых самолётов, является применение стреловидного крыла. Поэтому в данной работе рассматриваются компоновки крылатых ракет с крылом умеренной стреловидности ( $30^\circ$ ), характерной для большинства современных скоростных пассажирских и транспортных самолётов [4]. Для сравнения выбраны два варианта:

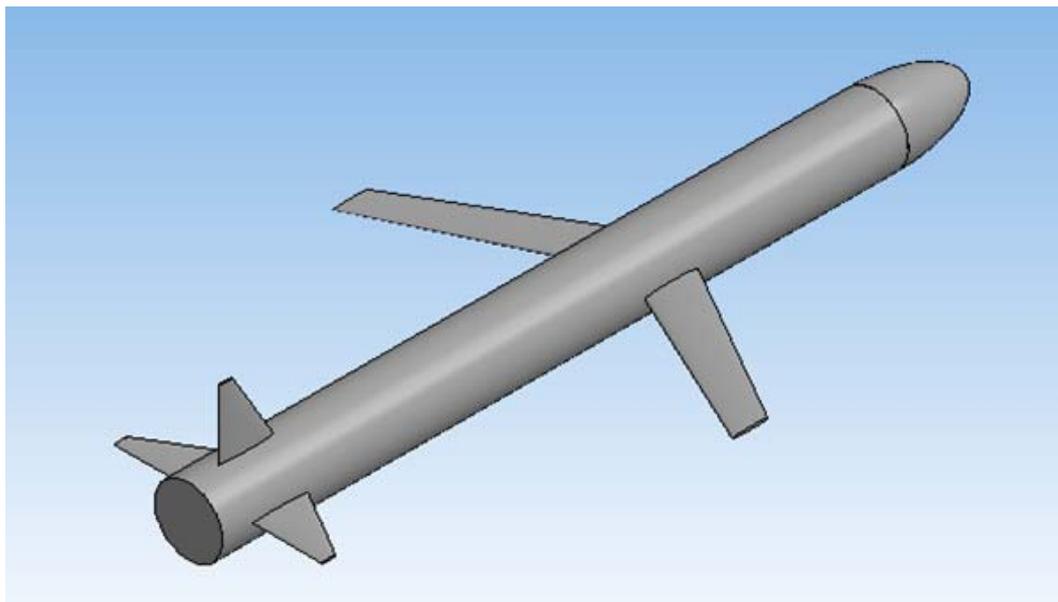
– вариант №1 – «нормальная» аэродинамическая схема с крылом прямой стреловидности;

– вариант №2 – схема «утка» с крылом обратной стреловидности.

В качестве базовой модели рассматривается гипотетическая крылатая ракета массой 1000 кг и площадью крыла  $0,47 \text{ м}^2$ , совершающая крейсерский полёт на высоте 100 м со скоростью 850 км/ч ( $M = 0,7$ ).

Для определения аэродинамических характеристик выбранных вариантов компоновок крылатых ракет изготовлены их модели в масштабе 1: 10, предназначенные для проведения экспериментов в аэродинамической трубе Т-2 Самарского университета.

На рис. 1 представлена 3D-модель крылатой ракеты нормальной схемы, а на рис. 2 – схемы «утка».



*Рис. 1. 3D-модель крылатой ракеты нормальной аэродинамической схемы*

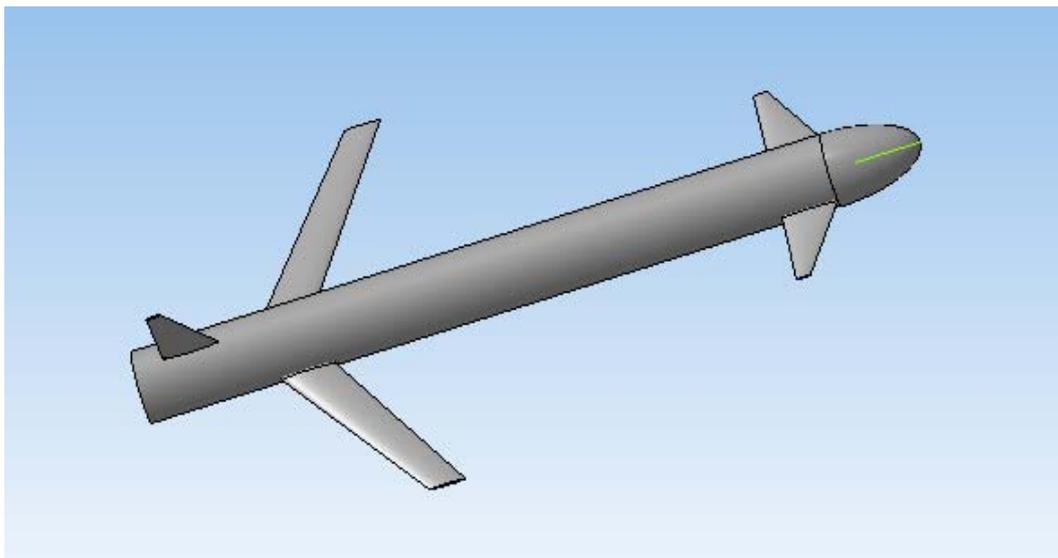


Рис. 2. 3D-модель крылатой ракеты схемы «утка»

На рис. 3 показана геометрия модели крылатой ракеты нормальной схемы, а на рис. 4 – схема крепления данной модели на державке тензовесов.

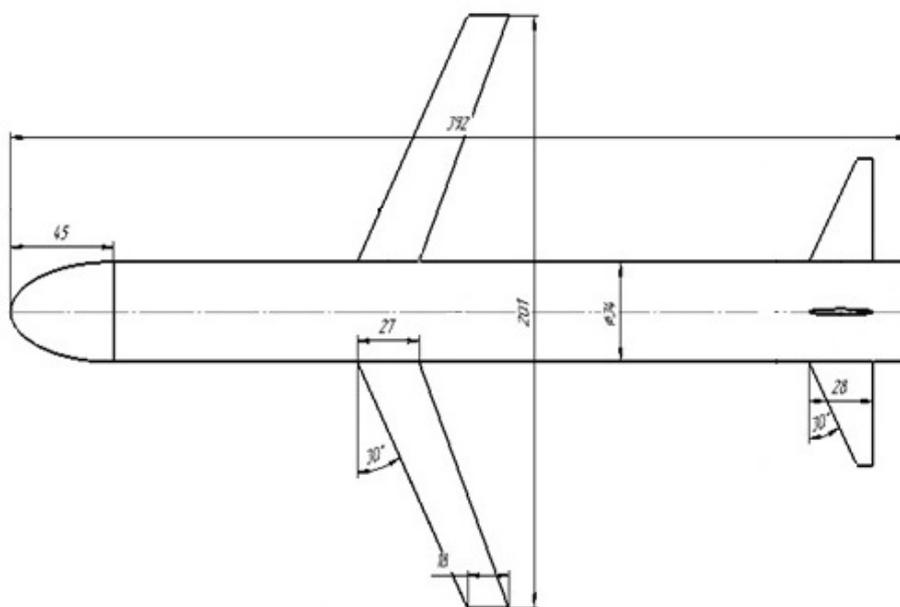


Рис. 3. Геометрия модели крылатой ракеты нормальной схемы

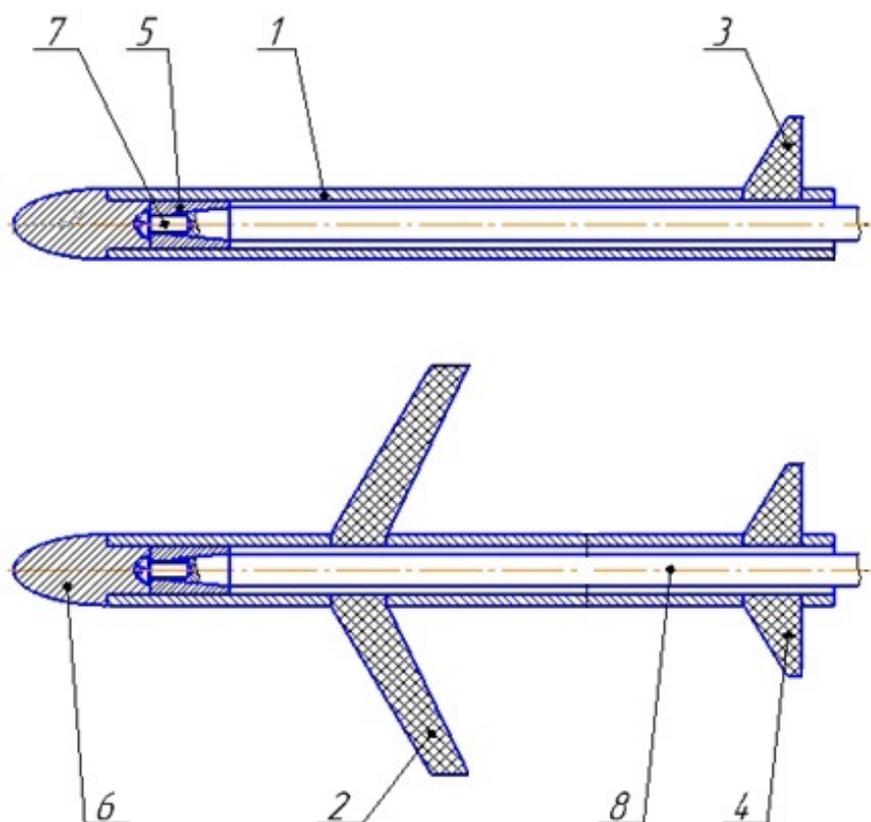


Рис. 4. Схема крепления крылатой ракеты нормальной схемы на державке тензосвесов:  
 1 – корпус ракеты; 2 – полуплоскость крыла; 3 – вертикальное оперение;  
 4 – полуплоскость горизонтального оперения; 5 – посадочный конус; 6 – обтекатель;  
 7 – винт М8×1 ГОСТ 174 73-80; 8 – державка тензосвесов

На рис. 5 показана геометрия модели крылатой ракеты схемы «утка», которая имеет аналогичную схему крепления на державке тензосвесов.

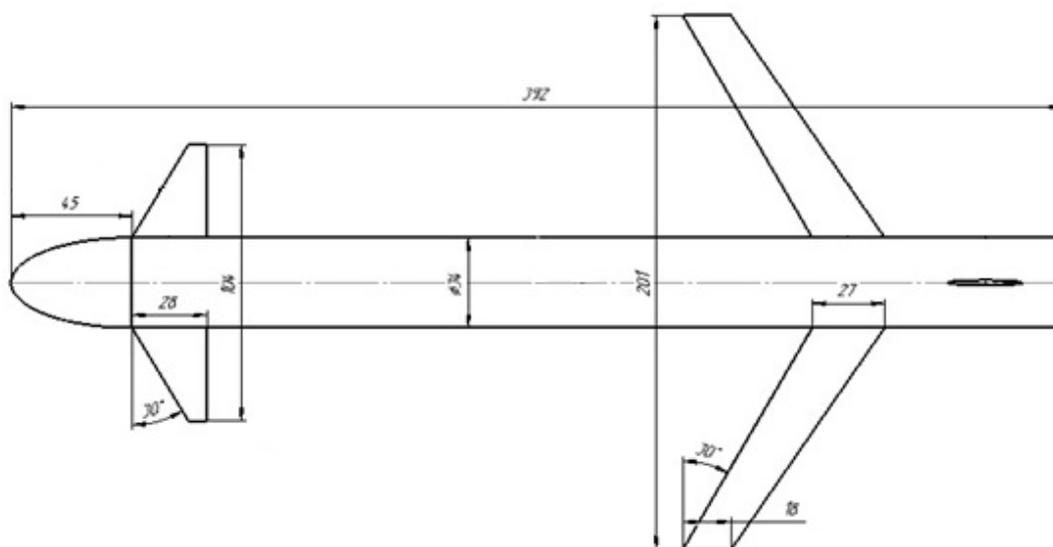


Рис. 5. Геометрия крылатой ракеты схемы «утка»

По результатам обработки экспериментальных данных (осреднение результатов трёх продувок для каждого варианта) построены аппроксимирующие зависимости аэродинамических коэффициентов моделей от угла атаки  $\alpha$  (рис. 6 – 8).

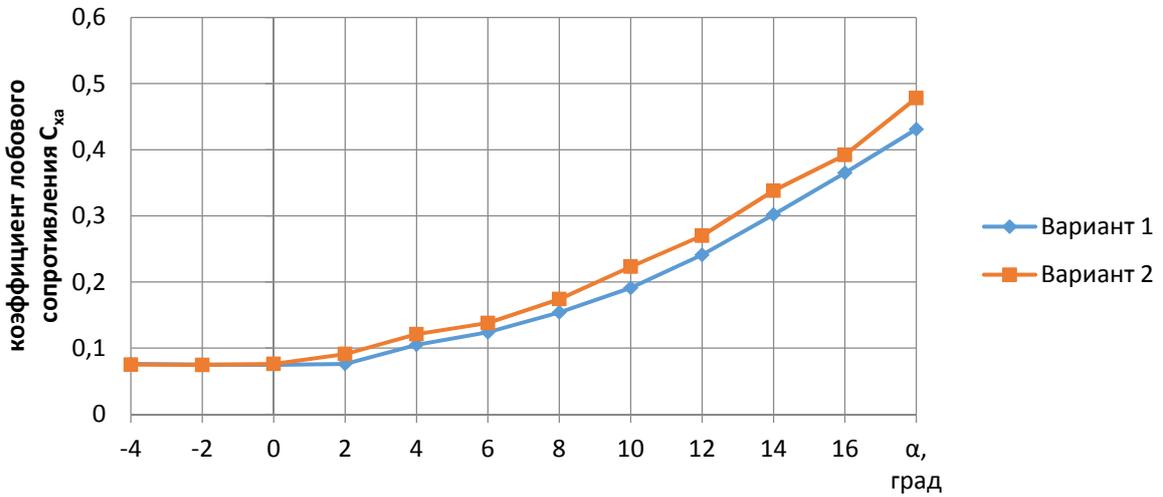


Рис. 6. Зависимость коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}$  от угла атаки для моделей крылатых ракет нормальной схемы (вариант 1) и схемы «утка» (вариант 2)

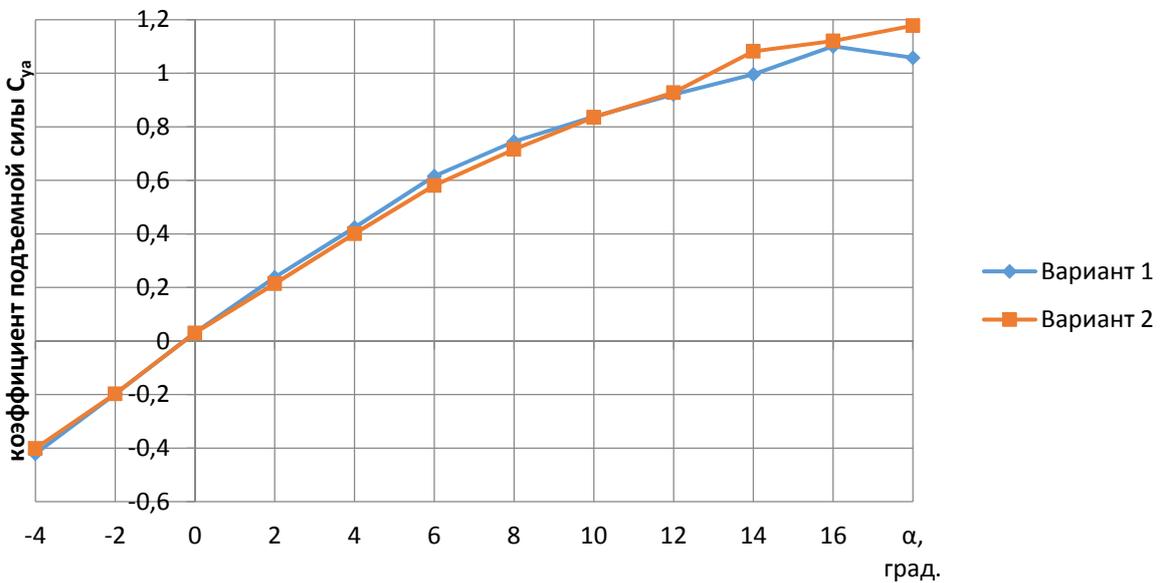


Рис. 7. Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$  от угла атаки для моделей крылатых ракет нормальной схемы (вариант 1) и схемы «утка» (вариант 2)

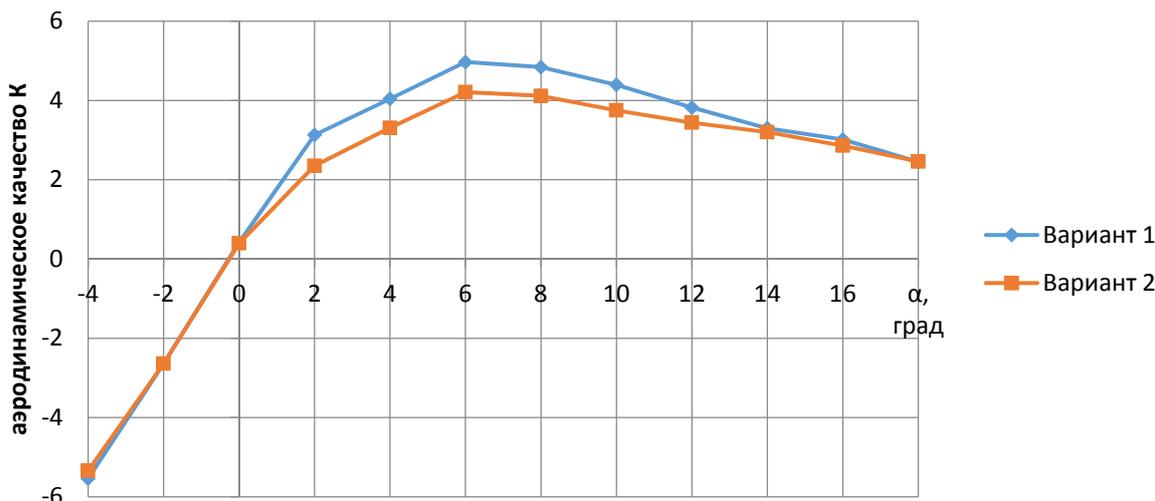


Рис. 8. Зависимость аэродинамического качества  $K$  от угла атаки для моделей крылатых ракет нормальной схемы (вариант 1) и схемы «утка» (вариант 2)

По всем рассматриваемым параметрам обе модели имеют достаточно близкие характеристики. При выбранных условиях маловысотного горизонтального полёта коэффициент подъёмной силы летательного аппарата (ЛА) равен 0,61. При этом значении коэффициента углы атаки обеих моделей ( $6,8^\circ$  и  $7,1^\circ$  соответственно) находятся в области наивыгоднейших значений (максимального аэродинамического качества:  $K_{\max 1} = 4,97$ ,  $K_{\max 2} = 4,21$ ).

Особенностью летательных аппаратов схемы «утка» является прирост суммарной подъёмной силы при балансировке статически устойчивого ЛА. Для дозвуковых ЛА, не предназначенных для интенсивного маневрирования, запас статической устойчивости по перегрузке (углу атаки) может достигать 20% средней аэродинамической хорды (САХ)  $b_a$ .

В качестве исходного для обоих вариантов компоновок крылатых ракет принят запас статической устойчивости  $0,15 b_a$  (15% САХ).

Для варианта №1 (нормальная схема) при  $b_a = 0,23$  м и плече горизонтального оперения  $L_{ГО} = 1,86$  м:

$$Y_a - \Delta Y_{aГО} = 9810 \text{ Н},$$

$$M_z = \Delta Y_{aГО} L_{ГО} - Y_a 0,15 b_a = 0.$$

Здесь  $Y_a$  – подъёмная сила крылатой ракеты при нейтральном положении рулей (без балансировки);  $\Delta Y_{aГО}$  – прирост (потеря) подъёмной силы горизонтального оперения при балансировке;  $x_{ЦД} - x_{ЦТ} = 0,15 b_a$  – разность координат точки приложения подъёмной силы (центра давления) и центра тяжести. Отсюда потери на балансировку оказываются равными:

$$\Delta Y_{aГО} = 185 \text{ Н}.$$

Для варианта № 2 (схема «утка») при тех же условиях:

$$Y_a + \Delta Y_{aГО} = 9810 \text{ Н},$$

$$M_z = \Delta Y_{aГО} L_{ГО} - Y_a (x_{ЦД} - x_{ЦТ}) = 0.$$

Отсюда прирост подъёмной силы составляет:

$$\Delta Y_{aГО} = 179 \text{ Н}.$$

Суммарный выигрыш в несущей способности крылатой ракеты схемы «утка» за счёт снижения потерь на балансировку в установившемся горизонтальном полёте составляет 364 Н, что соответствует 3,7% расчётной массы.

По результатам проведённых экспериментов и расчётов можно сделать следующие выводы:

1) выбранные для сравнения варианты компоновки крылатых ракет с крылом умеренной стреловидности имеют схожие аэродинамические характеристики;

2) обе аэродинамические компоновки обеспечивают режим полёта на заданной высоте и скорости в области наивыгоднейших углов атаки (максимального аэродинамического качества  $K_{\max}$ );

3) нормальная аэродинамическая схема (вариант №1) имеет лучшие аэродинамические характеристики по критерию максимального аэродинамического качества  $\Delta K_{\max} = 0,76$  (15%);

4) применение схемы «утка» с крылом обратной стреловидности (вариант №2) обеспечивает прирост подъёмной силы за счёт уменьшения потерь на балансировку в установившемся горизонтальном полёте в 363 Н (3,7% массы ЛА), что лишь частично компенсирует различие аэродинамических характеристик рассматриваемых вариантов.

Можно сделать вывод о предпочтительности с точки зрения аэродинамических характеристик варианта компоновки дозвуковой крылатой ракеты нормальной схемы.

### Библиографический список

1. Послание президента РФ Путина В.В. Федеральному собранию // Известия. 2 марта 2018. № 38 (30023).
2. Краснов А. Боевое применение крылатых ракет воздушного базирования // Зарубежное военное обозрение. 2001. № 2. С. 30-35.
3. Никольский М. Гиперзвук // Авиация и космонавтика. 2018. № 6. С. 6-19.
4. Кощеев А.Б., Платонов А.А., Хабров А.В. Аэродинамика самолётов семейства Ту-204/214: учеб. пособие. М.: Полигон-Пресс, 2009. 304 с.

### CHOOSING THE AERODYNAMIC CONFIGURATION OF A SUBSONIC CRUISE MISSILE

© 2019

**M. A. Kovalev** Doctor of Science (Engineering), Associate Professor,  
Head of the Department of Aircraft Maintenance;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[kovalev.ma@ssau.ru](mailto:kovalev.ma@ssau.ru)

**A. N. Nikitin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor  
of the Military Education Center;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[nikitin.an@ssau.ru](mailto:nikitin.an@ssau.ru)

The paper presents a comparison of two aerodynamic configurations of subsonic cruise missiles, characterized by the use of swept-back and forward-swept wings. The results of wind tunnel tests with the use of an automated measurement system characterizing the dependence of the lift and drag coefficients in a sufficiently wide range of angles of attack are presented. This allows us to compare

the aerodynamic quality of the cruise missile models under investigation. The analysis of the results of experiments with the models and calculations in conditions of steady-state low-altitude horizontal flight revealed that the configurations of cruise missiles with a moderately swept wing, selected for comparison, have similar aerodynamic characteristics. Both configurations ensure the mode of flight at a given altitude and velocity in the range of the best angles of attack (maximum aerodynamic quality). Missiles with swept-back wings have better aerodynamic performance in terms of maximum aerodynamic quality, while the lift increment due to reduced trim losses for the forward-swept wing configuration only partially compensates the difference of the aerodynamic characteristics of the alternatives under consideration. Therefore, it is concluded that the choice of aerodynamic configuration of a subsonic cruise missile with a swept-back wing is preferable.

*Cruise missile; swept wing; sweepback and sweepforward; aerodynamic experiment; lift coefficient; drag coefficient; aerodynamic quality; center of pressure; horizontal-tail length; trim.*

---

*Citation:* Kovalev M.A., Nikitin A.N. Choosing the aerodynamic configuration of a subsonic cruise missile. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 59-66. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-59-66

### References

1. President Putin's Address to the Federal Assembly // *Izvestiya newspaper*. March, 2, 2018. No. 38 (30023). (In Russ.)
2. Krasnov A. Combat use of air-based cruise missiles. *Zarubezhnoe Voennoe Obozrenie*. 2001. No. 2. P. 30-35. (In Russ.)
3. Nikolskiy M. Hypersound. *Aviatsiya i Kosmonavtika*. 2018. No. 6. P. 6-19. (In Russ.)
4. Koshcheev A.B., Platonov A.A., Khabrov A.V. *Aerodinamika samoletov semeystva Tu-204/214: ucheb. posobie* [Aerodynamics of Tu-204/214 family aircraft: study guide]. Moscow: Poligon-Press Publ., 2009. 304 p.