

УДК 623.54

## **Методика расчета баллистических характеристик идентичных моделей в условиях аэродинамической интерференции от носителя**

**Замолоцких О.А.\*, Николаев А.В.\*\*, Николаев А.В.\*\*\***

*Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина,  
ул. Старых большевиков, 54а, Воронеж, 394062, Россия*

*\*e-mail: [Oleg.zamolotskikh@mail.ru](mailto:Oleg.zamolotskikh@mail.ru)*

*\*\*e-mail: [alex\\_kasya@mail.ru](mailto:alex_kasya@mail.ru)*

*\*\*\*e-mail: [vaiu@mil.ru](mailto:vaiu@mil.ru)*

### **Аннотация**

Одной из важнейших задач применения авиации является доставка грузов, сбрасываемых с внешних подвесных устройств в строго намеченную область. Однако при подвеске, и последующем сбросе идентичных грузов при одних и тех же условиях, но с различных внешних узлов подвески самолета-носителя, возникают значительные отклонения мест падения грузов от расчетных. Для определения причин, приводящих к большим значениям отбоя, произведено моделирование процесса обтекания воздушного судна с грузами, расположенными на различных внешних точках подвески в программном комплексе ANSYS. По результатам моделирования сделан вывод, что основной причиной, приводящей к расхождениям в результатах сбросов с различных внешних точек подвески, является аэродинамическая интерференция от носителя, которая представляет собой дополнительные аэродинамические силы и моменты, которые приводят к

изменению аэродинамических качеств баллистических тел. Следовательно возникает задача учета изменения аэродинамических качеств грузов в зависимости от места расположения в математической модели движения баллистического тела. В статье приведен способ учета характеристик аэродинамической интерференции, а также представлена разработка методики расчета баллистических характеристик грузов, расположенных на внешних подвесных устройствах самолета в условиях аэродинамической интерференции.

**Ключевые слова:** баллистические характеристики, моделирование, аэродинамическая интерференция, баллистическая модель.

### **Введение**

В настоящее время современные авиационные комплексы решают задачу определения условий для попадания груза в намеченную область путем решения системы дифференциальных уравнений движения твердого тела непосредственно на борту носителя [1]. Основной характеристикой, содержащей баллистические сведения о грузе, а именно массу, площадь поперечного сечения и аэродинамические качества, в модели движения является баллистическая характеристика (БХ). Однако, как показали практические испытания, БХ не в полной мере отражает реальные свойства груза на траектории движения [2]. Как следствие, использование некорректных БХ приводит к изменению траектории движения тела.

Таким образом, целью данной работы является разработка методики расчета баллистических характеристик грузов, расположенных на внешних подвесных устройствах самолета для повышения эффективности применения авиационных комплексов. Новизной статьи является разработка способа учета характеристик аэродинамической интерференции (АИ) в значении баллистической характеристики.

### **Постановка задачи и ограничения**

Установлено [3], что тела, расположенные близко друг к другу в потоке воздуха, оказывают взаимное влияние на характер их обтекания. В результате этого изменяются картина обтекания и формы линий тока, вихревого следа и возмущений, вызванных каждым элементом самолета в отдельности, что приводит к перераспределению сил давления. В результате взаимного влияния частей самолета отдельно взятые элементы – в данном случае фюзеляж, подвесное устройство и груз, расположенные рядом, соединенные в единую конструкцию, теряют частично свои индивидуальные аэродинамические характеристики и приобретают новые. Данное явление характеризует аэродинамическую интерференцию.



## Рис.1 Модель самолета с внешними подвесками

Она определяется главным образом геометрией обтекаемого тела, поэтому при смене места подвески груза изменяется обтекаемая воздушным потоком геометрия. На рис. 1 изображены характерные точки расположения груза на самолете. По аэродинамическим качествам можно выделить следующие точки подвески – крыльевые, расположенные под фюзеляжем и расположенные на двигательной установке. Ввиду того, что крыльевые и точки подвески под мотогондолами симметричны, для исследования целесообразно использовать по одной из каждой группы. Таким образом введем обозначения – подфюзеляжная точка, расположенная ближе к носовой части самолета – первая точка подвески, расположенная за ней – вторая, точка подвески под двигателем – третья и крыльевая – четвертая. Также при постановке задачи на исследование используется интервал числа Маха от 0,4 до 1. Это обосновывается тем, что современные самолеты имеют ограничения по скорости при выполнении сброса грузов, и подавляющее количество сбросов производится именно в этом интервале.

### **Структура разрабатываемой методики**

1. Расчет зависимости коэффициента силы лобового сопротивления от числа Маха [4] в условиях влияния аэродинамической интерференции.

1.1. Расчет аэродинамической силы лобового сопротивления грузов, расположенных на носителе.

Действующая на самолет с внешними подвесками аэродинамическая сила  $F_a(t)$  определяются распределением давления  $p(\bar{r}, t)$  воздушного потока по поверхности  $S$  самолета [4]:

$$F_a(t) = \int_S p(\bar{r}, t) \bar{n}(\bar{r}, t) ds, \quad (2)$$

где  $\bar{n}(\bar{r}, t) = \frac{\text{grad}S(\bar{r}, t)}{|\text{grad}S(\bar{r}, t)|}$  – внешняя нормаль к поверхности самолета в точке  $\bar{r}$ ,

поверхность ЛА описывается уравнением  $S(\bar{r}, t) = 0$ .

В свою очередь, распределение давления может быть найдено на основе решения уравнений, описывающих движение воздушного потока [5].

Уравнение неразрывности (закон сохранения массы)

$$\frac{d\rho}{dt} + \text{div}(\rho \bar{W}) = 0, \quad (3)$$

где  $\bar{W} = (u, v, w)^T$  – три компоненты вектора скорости газа,  $\rho$  – плотность газа.

Закон изменения тепловой энергии газа

$$\rho \frac{Dh}{Dt} - \frac{Dp}{Dt} = \Phi - \text{div} \bar{Q}, \quad (4)$$

где  $h$  – удельная энтальпия,  $\Phi$  – диссипативная функция, возникающая из необратимой работы вязких сил,  $\bar{Q}$  – скорость переноса тепла через единицу площади [5].

Уравнение Эйлера (движения вязкого газа)

$$\frac{1}{\rho} \frac{D\bar{W}}{Dt} = \rho \bar{f} - \text{grad}p + \text{div}\tau. \quad (5)$$

где  $\bar{f}$  – объемная сила, действующая на единицу массы газа [6],  $\tau$  – тензор вязких напряжений.

Решение уравнений (2) – (5) позволяет вычислить значение силы лобового сопротивления для характерных точек подвески грузов.

1.2 Расчет аэродинамического коэффициента силы лобового сопротивления в интерференционном поле.

$$C_{x\text{инт}}^k(M) = \frac{F_a(M)}{qS}, \quad (6)$$

где  $q = \frac{\rho v^2}{2}$  – скоростной напор воздушного потока,  $k = 1, 2, 3, 4$  – номер точки подвески.

Расчет коэффициентов силы лобового сопротивления для характерных точек подвески позволяют оценить влияние аэродинамической интерференции. Результаты приведены в таблице 1.

Таблица 1

Коэффициенты силы лобового  
сопротивления

| $M$  | 1 т.п.<br>$C_x$ | 2 т.п.<br>$C_x$ | 3 т.п.<br>$C_x$ | 4 т.п.<br>$C_x$ |
|------|-----------------|-----------------|-----------------|-----------------|
| 0.4  | 0.623           | 0.429           | 0.657           | 0.651           |
| 0.55 | 0.71            | 0.385           | 0.694           | 0.747           |
| 0.65 | 0.748           | 0.38            | 0.738           | 0.779           |
| 0.75 | 0.815           | 0.409           | 0.889           | 0.819           |
| 0.8  | 0.79            | 0.387           | 0.857           | 0.839           |
| 0.85 | 0.781           | 0.353           | 0.872           | 0.924           |
| 0.9  | 0.856           | 0.379           | 0.921           | 1.041           |
| 1    | 1.145           | 0.636           | 1.143           | 1.554           |

Таким образом, получим массив аэродинамических коэффициентов силы лобового сопротивления, сформированных в условиях аэродинамической интерференции от носителя.

По данным таблицы 1 построим графики зависимости коэффициента силы лобового сопротивления от числа Маха.

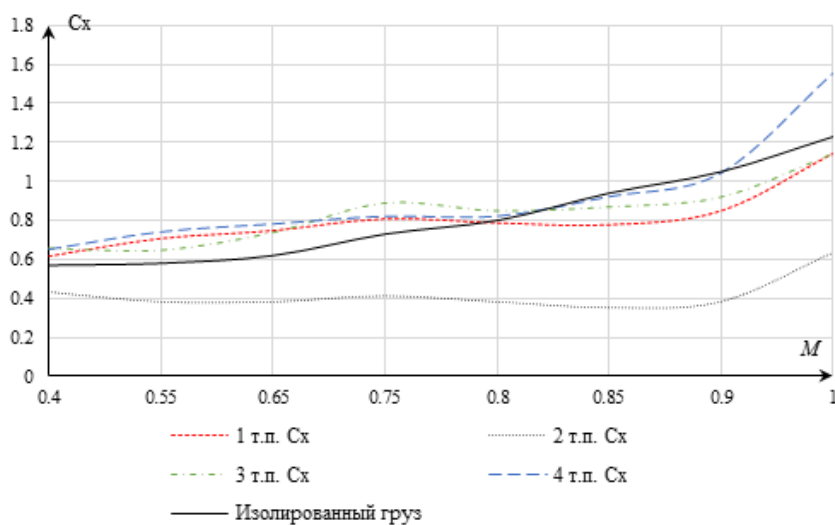


Рис. 2. Значения коэффициентов силы лобового сопротивления

Анализ рис. 2 показывает значительное отклонение аэродинамических характеристик от номинального значения для груза, особенно на второй точке подвески.

Аэродинамические характеристики можно получить и другим способом [7, 8, 9]. В целом задача определения характеристик АИ является одной из важнейшей в прикладной аэродинамике.

2. Расчет корректирующего множителя  $i$  – коэффициента формы груза для каждой точки подвески [10];

$$i = \frac{C_{\text{МНТ}}^k(M)}{C_{\text{хэ}}(M)}, \quad (7)$$

где  $C_{\text{хэ}}(M)$  – эталонная функция коэффициента силы лобового сопротивления для группы объектов со схожей формой.

Таблица 2

Корректирующие множители для  
характерных точек подвески

| $M$  | $i_1$ | $i_2$ | $i_3$ | $i_4$ |
|------|-------|-------|-------|-------|
| 0.4  | 1.07  | 0.74  | 1.13  | 1.12  |
| 0.55 | 1.2   | 0.65  | 1.17  | 1.26  |
| 0.65 | 1.15  | 0.59  | 1.14  | 1.2   |
| 0.75 | 1.08  | 0.54  | 1.18  | 1.09  |
| 0.8  | 0.95  | 0.47  | 1.03  | 1.01  |
| 0.85 | 0.85  | 0.38  | 0.95  | 1.01  |
| 0.9  | 0.85  | 0.38  | 0.92  | 1.04  |
| 1    | 0.97  | 0.54  | 0.97  | 1.32  |

3. Расчет баллистической характеристики с учетом коэффициентов силы лобового сопротивления, формируемых в условиях аэродинамической интерференции. Для учета характеристик АИ в БА необходимо рассчитать БХ. Формы БХ могут быть различными, но в данном случае остановимся на характеристической скорости, так она определена в качестве основной БХ в большинстве стран [11].

$$V_{\theta}(M) = \sqrt{\frac{2mg_0}{S\rho_{N0}i}} \quad (8)$$

где  $\rho_{N0}$  – плотность у поверхности Земли,  $m$  – масса баллистического тела,  $g_0$  – ускорение силы тяжести,  $S$  – площадь поперечного сечения.

В таблице 3 приведены значения БХ для четырех точек подвески в интервале  $M \in [0.4..1]$ .



Таблица 3

Значение баллистической характеристики  
для четырех точек подвески

| M    | $V_{\theta 1}$ | $V_{\theta 2}$ | $V_{\theta 3}$ | $V_{\theta 4}$ | $V_{\theta \text{НОМ}}$ |
|------|----------------|----------------|----------------|----------------|-------------------------|
| 0.4  | 236            | 195            | 242            | 241            | 301                     |
| 0.55 | 249            | 183            | 246            | 255            | 301                     |
| 0.65 | 244            | 174            | 243            | 249            | 301                     |
| 0.75 | 237            | 168            | 247            | 237            | 301                     |
| 0.8  | 222            | 155            | 231            | 228            | 301                     |
| 0.85 | 210            | 141            | 222            | 228            | 301                     |
| 0.9  | 210            | 140            | 218            | 231            | 301                     |
| 1    | 224            | 167            | 224            | 261            | 301                     |

Анализ таблицы 3 показывает значительное отклонение расчетных значений от номинальной характеристики.

4. Аппроксимация полученных табличных данных, в виде аналитической зависимости. В практике баллистического обеспечения обычно используются упрощенные методы аппроксимации табличных данных [12]. Однако в ходе выбора метода аппроксимации выявлено, что использование простых способов, к примеру линейной аппроксимации, нецелесообразно ввиду колебательного характера функции. Поэтому для первой и второй точек подвески наиболее простым и достаточно точным оказалась аппроксимация методом наименьших квадратов [13].

График аппроксимационной функции БХ для первой точки подвески изображен на рис. 3.

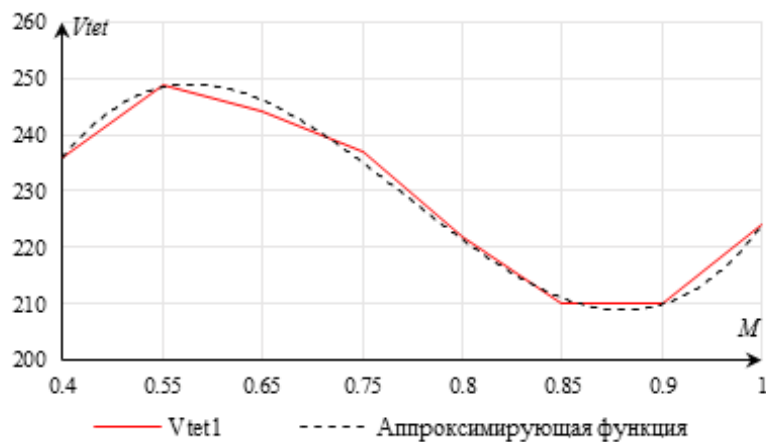


Рис. 3. График аппроксимации баллистической характеристики

Выражение для БХ первой точки подвески представляет собой полином третьей степени

$$V_{\theta}^1 = 0,995M^3 - 13,301M^2 + 45,347M + 202,93$$

Выражение для БХ второй точки подвески представляет собой полином четвертой степени –  $V_{\theta}^2 = 0,28M^4 - 4,33M^3 - 22,49M^2 + 54,70M + 231,52$  .

График аппроксимирующей функции БХ для второй точки подвески изображен на рис.5.

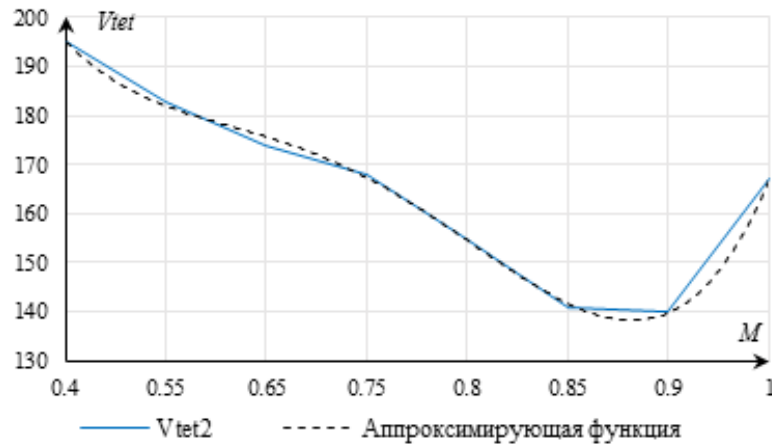


Рис.4. График аппроксимации баллистической характеристики

Для БХ третьей и четвертой точек подвески аппроксимация табличных данных методом наименьших квадратов не удовлетворяет требуемой сходимости результатов, поэтому для них используется метод кубической сплайн-интерполяции [14, 15, 16].

Выражение для БХ третьей и четвертой точки соответственно подвески имеет вид

$$V_{\theta}^3 = a_j + b_j(x - C_{\text{сплн}}^3(M)) + c_j(x - C_{\text{сплн}}^3(M))^2 + d_j(x - C_{\text{сплн}}^3(M))^3 \quad (8)$$

$$V_{\theta}^4 = a_j + b_j(x - C_{\text{сплн}}^4(M)) + c_j(x - C_{\text{сплн}}^4(M))^2 + d_j(x - C_{\text{сплн}}^4(M))^3 \quad (9)$$

Коэффициенты для сплайна на каждом отрезке числа Маха для третьей и четвертой точек подвески приведены в таблицах 4 и 5 соответственно [17, 18].

Таблица 4

Коэффициенты сплайн-интерполяции баллистической характеристики

| $j$ | $C_{\text{инт}}^3 (M)$ | $V_{\theta 3}$ | $a_j$ | $b_j$  | $c_j$   | $d_j$  |
|-----|------------------------|----------------|-------|--------|---------|--------|
| 0   | 0,4                    | 195            | 0     | 0      | 0       | 0      |
| 1   | 0,55                   | 183            | 183   | -210,4 | 889,2   | 14,8   |
| 2   | 0,65                   | 174            | 174   | -178,2 | -1767,5 | -88,5  |
| 3   | 0,75                   | 168            | 168   | -106,8 | 181,0   | 64,9   |
| 4   | 0,8                    | 155            | 155   | -215,3 | 1249,3  | 17,8   |
| 5   | 0,85                   | 141            | 141   | 88,2   | 1041,9  | 152,8  |
| 6   | 0,9                    | 140            | 140   | 142,5  | -337,0  | -179,3 |
| 7   | 1                      | 209            | 209   | 678,7  | 0       | 11,2   |

Таблица 5

Коэффициенты сплайн-интерполяции баллистической характеристики

| $j$ | $C_{\text{инт}}^4 (M)$ | $v_{\theta 4}$ | $a_j$ | $b_j$   | $c_j$   | $d_j$  |
|-----|------------------------|----------------|-------|---------|---------|--------|
| 0   | 0.4                    | 241            | 0     | 0       | 0       | 0      |
| 1   | 0.55                   | 255            | 241   | 270.3   | -291.14 | -4.85  |
| 2   | 0.65                   | 249            | 255   | -131.48 | -926.59 | 21.18  |
| 3   | 0.75                   | 237            | 249   | -4.39   | 2197.51 | 104.14 |
| 4   | 0.8                    | 228            | 237   | -161.1  | -531.89 | -45.49 |
| 5   | 0.85                   | 228            | 228   | 108.8   | 3530.06 | 67.7   |
| 6   | 0.9                    | 231            | 228   | 145.89  | 811.66  | -45.31 |
| 7   | 1                      | 261            | 231   | 327.06  | 0       | -27.06 |

Графики кубической сплайн-интерполяции БХ для третьей и четвертой точек подвески получены в программном пакете Maple 2016 изображены на рис. 5.

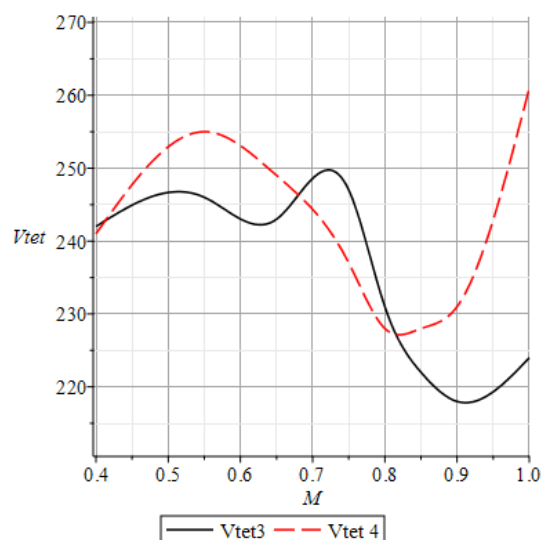


Рис. 5. График сплайн-интерполяции  
 BX третьей и четвертой точек подвески

### Выводы

Целью данной работы является разработка методики расчета баллистических характеристик грузов, расположенных на внешних подвесных устройствах самолета для повышения эффективности применения авиационных комплексов. Отличием от работ других авторов [19, 20] является получение аналитического выражения для баллистической характеристики, используемой в баллистических алгоритмах прицельных систем самолета, с учетом влияния аэродинамической интерференции от носителя, а также использование сплайн-интерполяции в качестве основного метода аппроксимации. По итогам можно сделать следующие выводы:

1. Явление аэродинамической интерференции существенно изменяет принятые и используемые в бортовых комплексах аэродинамические характеристики.

2. Количественное изменение аэродинамических качеств модели, порождаемые АИ, необходимо учитывать в функции, содержащей баллистические свойства груза – баллистической характеристике.

3. Разработанная методика позволяет учитывать индивидуальные особенности геометрии и баллистических свойств груза и получать БХ, которые более в полной мере отражают реальный процесс.

3. Так как АИ – проявляется кратковременно, необходимо разработать способ учета характеристик АИ в бортовом баллистическом алгоритме, в котором предусмотрено как движение в интерференционном поле, так и в невозмущенном поле атмосферы.

### **Библиографический список**

1. Краснов А.М. Авиационные прицельно-навигационные системы. - М.: ВВИА имени профессора Н.Е. Жуковского, 2006. - 623 с.
2. Конуркин В.А. Комплексы авиационного вооружения. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2003. - 947 с.
3. Мхитарян А.М. Аэродинамика. – М.: ЭКОЛИТ, 2012. - 448 с.
4. Любимов А.К. Применение системы ANSYS к решению задач механики сплошной среды. – Нижний Новгород: Изд-во ННГУ, 2006. - 227 с.
5. Баранов Н.А. Белоцерковский А.С., Каневский М.И., Турчак Л.И. Численные методы динамики летательного аппарата в условиях аэродинамической интерференции. – М.: Наука, 2001. - 205 с.

6. Темам Р. Уравнения Навье-Стокса. Теория и численный анализ. - М.: Мир, 1981. - 404 с.
7. Правидло М.Н. Методика идентификации характеристик аэродинамической интерференции при анализе материалов летных испытаний // Труды МАИ. 2010. № 37. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=13418>
8. Правидло М.Н., Корижин О.В. Методика расчета интерференционных аэродинамических характеристик грузов, отделяемых от летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т.21. № 5. С. 13 - 18.
9. Замолоцких О.А., Николаев А.В. Расчет аэродинамического коэффициента лобового сопротивления авиационного артиллерийского снаряда с помощью пакета ANSYS CFX // XVIII Международная научно-техническая конференция и школа молодых ученых, аспирантов и студентов «Авиакосмические технологии», АКТ-2017. Сборник трудов. (Воронеж, 19-20 октября 2017). – Воронеж: ВГТУ, 2017. С. 102 – 107.
10. Постников А.Г. Чуйко В.С. Методы решения прикладных задач внешней баллистики.– М.: ВВИА имени профессора Н.Е. Жуковского, 1979. – 162 с.
11. Дмитриевский А.А. Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика. – М.: Машиностроение, 2005. - 608 с.
12. Волков Е.А. Численные методы. – М.: Наука, 1987. – 248 с.
13. Abunawas Khaled Abdallah. An Approximation Method of Spline Functions // American Journal of Mathematics and Statistics, 2015, vol. 5, no. 5, pp. 311 - 315, doi: 10.5923/j.ajms.20150505.12.

14. Crino S., Brown D.E. Global optimization with multivariate adaptive regression splines // IEEE Transactions on Systems Man and Cybernetics. Part b: cybernetics, 2007, no. 37, pp. 333 - 340.
15. Franca Calio, Elena Marchetti. Cubic spline approximation for weakly singular integral models // Applied Mathematics, 2013, no. 4, pp. 1563 - 1567.
16. Круглова Е.Э. Кубический сплайн // Теория. Практика. Инновации. 2017. № 1. URL: [http://www.tpinauka.ru/2017/01/01\\_2017.pdf](http://www.tpinauka.ru/2017/01/01_2017.pdf)
17. Дьяконов В.П. Maple в математических расчетах. - М.: ДМК Пресс, 2014. - 800 с.
18. Richard H. Enns, George C. McGuire. Nonlinear physics with Maple for scientists and engineers, Berlin, Birkhauser Boston, 2012, 946 p.
19. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное моделирование интерференции между несущим и рулевым винтами вертолета на режиме горизонтального полета со скольжением // Труды МАИ. 2013. № 69. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=43135>
20. Мойзых Е.И., Завалов О.А., Кузнецов А.В. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик дистанционно-пилотируемого летательного аппарата с несущей системой «винт в кольце» в условиях косой обдувки // Труды МАИ. 2013. № 50. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=26557>