

УДК 533.694.2 + 533.6.015.7

АДАПТИВНОЕ ОТКЛОНЕНИЕ НОСКОВ КРЫЛА УЧЕБНО-БОЕВОГО САМОЛЕТА И ЕГО ВЛИЯНИЕ НА ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

М.В. КОНДАЛОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Воробьевым В.В.

В данной статье приведены основные результаты численных расчетов по улучшению аэродинамического совершенства современного учебно-боевого самолета имеющего электро-дистанционную систему управления. Для определения аэродинамических характеристик использовался метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками. Представлен алгоритм отклонения механизации крыла для повышения аэродинамического качества самолета. Проведен расчет дальности и продолжительности полета учебно-боевого самолета при ступенчатом отклонении носков крыла и при реализации закона адаптивного отклонения носков для скорости $M < 0,6$.

Ключевые слова: учебно-боевой самолет, метод дискретных вихрей, механизация крыла, аэродинамическое качество.

Введение

Современные учебно-боевые самолеты должны обеспечить эффективное обучение летного состава на имеющиеся и перспективные боевые самолеты. Для этого они должны обладать близкими показателями безопасности, маневренности и боевого применения. Во многом летные свойства самолета зависят от уровня аэродинамического качества. Поэтому актуальной задачей, направленной на повышение аэродинамического качества, является адаптация основного несущего элемента самолета – крыла к различным режимам полета. На современных летательных аппаратах применение электро-дистанционных систем управления (ЭДСУ) позволяет решать данную задачу за счет адаптации аэродинамических поверхностей самолета к условиям полета.

Использование адаптации рулей и механизации крыла к режимам полета на маневренном учебно-боевом самолете (УБС), близком по аэродинамической схеме к современным истребителям, наиболее эффективно. Самолеты F-16 и F/A-18 ВВС США Су-27 и МиГ-29К ВВС России имеют автоматическое отклонение носков крыла и закрылков в зависимости от угла атаки и числа M для повышения маневренности самолета в бою и аэродинамического качества в крейсерском полете [1; 2]. Для обеспечения высоких летно-тактических характеристик аэродинамическая компоновка таких самолетов должна быть настроена на получение максимального аэродинамического качества на всех режимах полета. Настройка органов механизации крыла позволяет снизить величину индуктивного сопротивления при том же значении подъемной силы. Снижение уровня индуктивного сопротивления приводит к росту аэродинамического качества и, как следствие, к улучшению характеристик маневренности, дальности и продолжительности полета [3].

Впервые, с целью увеличения аэродинамического качества в крейсерском полете, дозвуковой самолет, оборудованный ЭДСУ, имеет автоматически отклоняющуюся механизацию крыла в зависимости от веса самолета, высоты и скорости полета. На дальне-магистральном лайнере Boeing-787 алгоритмы отклонения механизации крыла, реализованные в функции ЭДСУ «крейсерская механизация», в сочетании с новой силовой установкой позволили увеличить дальность полета самолета на 20 % [4].

Основным способом адаптации ЛА к режиму полета является поиск такого обтекания крыла самолета, при котором отклонение механизации крыла при изменении угла атаки происходит таким образом, что индуктивное сопротивление имеет минимальное значение, обеспечивая при

этом балансировку летательного аппарата. Решение этой задачи экспериментальным путем весьма затруднительно в связи с высокой стоимостью и продолжительностью исследований по поиску вариантов положений органов механизации.

Таким образом, выбор оптимальной формы аэродинамической компоновки УБС возможен только с использованием математического моделирования процесса обтекания на различных этапах полета с верификацией полученных характеристик другими методами, в том числе экспериментальными.

Постановка задачи

Современный УБС, предназначенный для подготовки летчиков ВВС России, оборудован комплексной электро-дистанционной системой управления, выполняющей функции системы автоматического управления и активной системы безопасности полета. С целью повышения аэродинамического качества в крейсерском полете и получения высоких маневренных свойств в ЭДСУ реализованы ступенчатые алгоритмы управления носками крыла от угла атаки, числа Маха и высоты полета $\delta_{\text{нос}} = f(\alpha, H \text{ и } M)$ [5]. Пример алгоритма отклонения носков крыла от угла атаки изображен на рис. 1. На рис. 2 изображены кривые аэродинамического качества $K = f(\alpha)$ УБС при данном законе отклонения носков крыла.

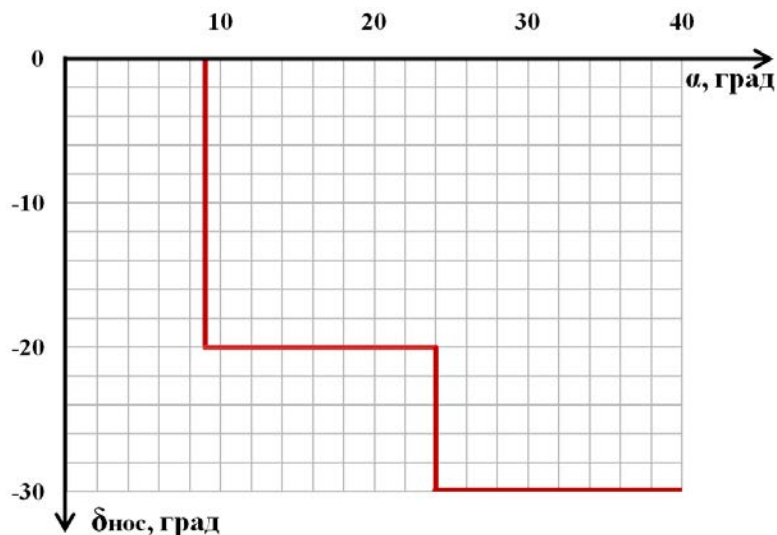


Рис. 1. Закон отклонения носков крыла от угла атаки $\delta_{\text{нос}} = f(\alpha)$

Реализация следящей системы управления носками крыла на УБС позволит увеличить дальность и продолжительность полета самолета при одинаковой заправке топливом, а следовательно, снизить затраты на подготовку летчиков.

Исследование аэродинамических характеристик самолета

Для поиска оптимального отклонения носков крыла была разработана вихревая модель УБС для расчета аэродинамических характеристик методом дискретных вихрей (МДВ) [6], как изображено на рис. 3.

Метод дискретных вихрей позволяет с достаточной для инженерных разработок точностью решать широкий спектр задач обтекания от простейших линейных и плоских до моделирования отрывного нестационарного обтекания сложных пространственных компоновок [7; 8]. В качестве численного метода решения задачи о нестационарном обтекании самолета используется МДВ с замкнутыми вихревыми рамками [9]. Общая постановка задачи о нестационарном обтекании УБС при определении аэродинамических характеристик излагалась в [10].

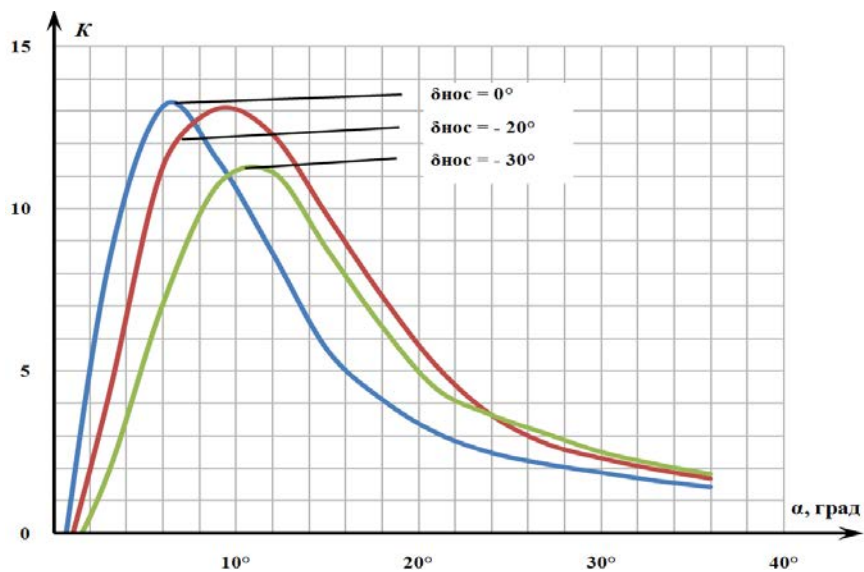


Рис. 2. Аэродинамическое качество $K = f(\alpha)$ при $\delta_{\text{нос}} = 0^\circ, -20^\circ, -30^\circ$

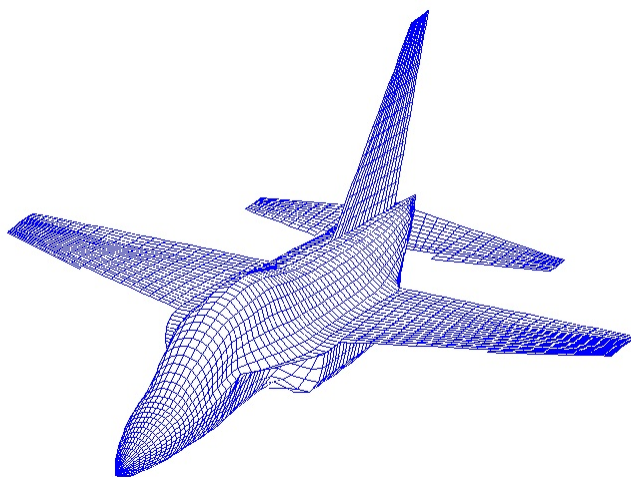


Рис. 3. Вихревая модель учебно-боевого самолета

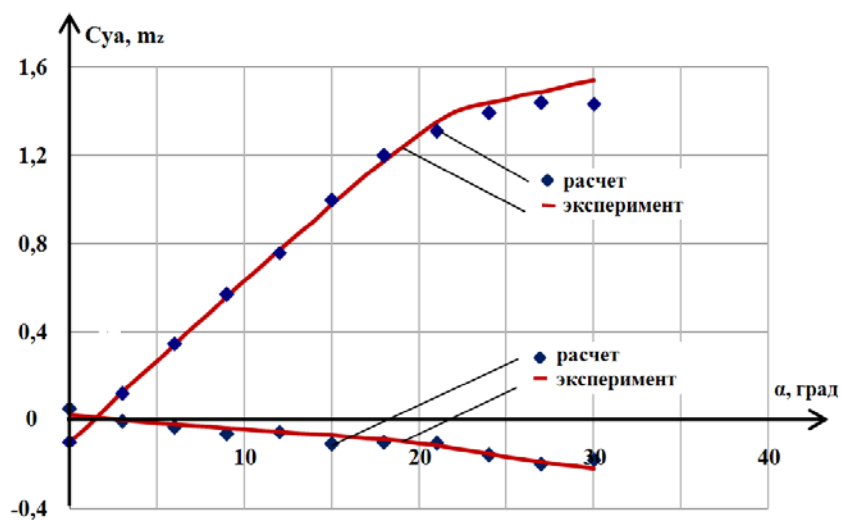


Рис. 4. Зависимость $c_{ya}(\alpha), m_z(\alpha)$ при $\delta_{\text{нос}} = -20^\circ$

При верификации данной модели УБС были получены его аэродинамические коэффициенты c_{ya} и m_z в зависимости от углов атаки $0 < \alpha < 36^\circ$ при отклонении носков крыла $\delta_{нос} = -20^\circ$ и $\delta_{нос} = -30^\circ$ (рис. 4, 5) [3].

На следующем этапе проведены расчеты при отклонении носков крыла с $\Delta\delta_{нос} = 5^\circ$ в диапазоне углов атаки α от 0° до 39° . В результате анализа полученных данных составлены кривые аэродинамического качества $K = f(\alpha)$ при фиксированном отклонении носков крыла $0^\circ \leq \delta_{нос} \leq -45^\circ$ с шагом $\Delta\delta_{нос} = 5^\circ$, изображенные на рис. 6.

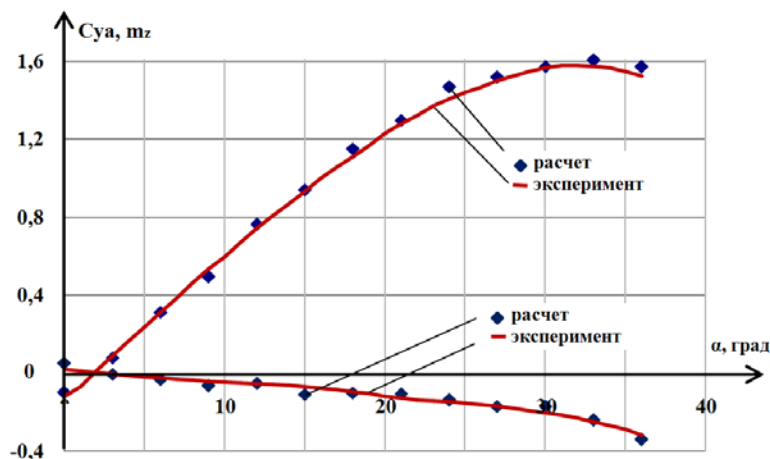


Рис. 5. Зависимость $c_{ya}(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ при $\delta_{нос} = -30^\circ$

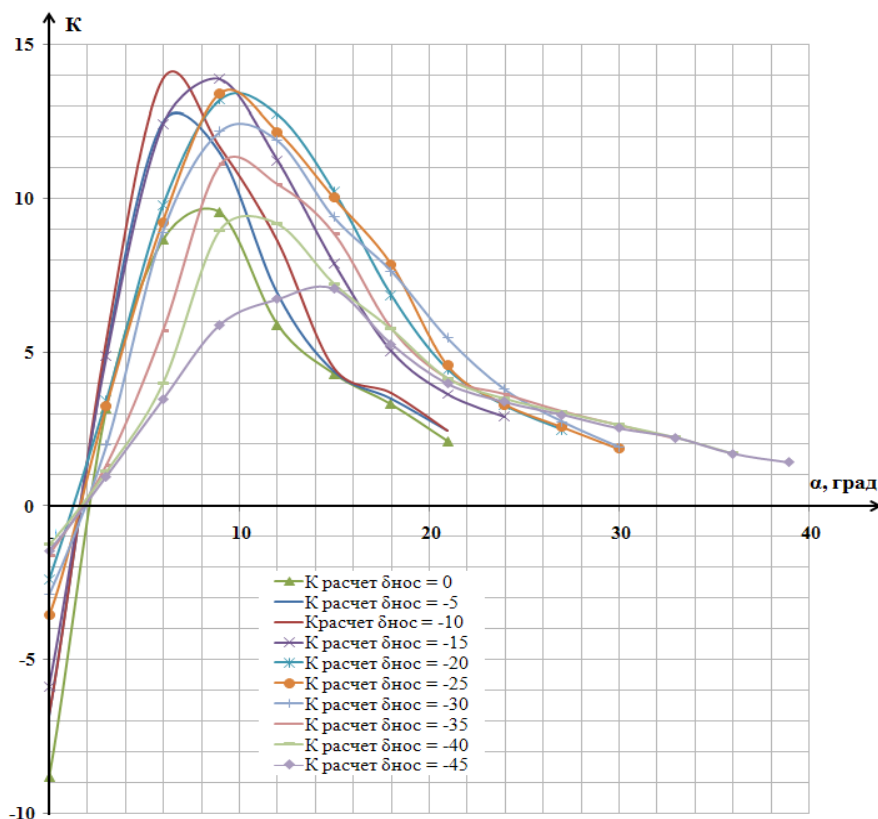


Рис. 6. Зависимость $K = f(\alpha)$ при $0^\circ \leq \delta_{нос} \leq -45^\circ$

Анализ семейства зависимостей $K = f(\alpha)$ позволил на каждом угле атаки из семейства зависимостей $K = f(\alpha)$ выбрать максимальное значение аэродинамического качества K_{\max} , которому поставлено в соответствие значение угла отклонения носков крыла. Результаты выборки представлены в табл. 1.

Таблица 1

α	0	3	6	9	12	15	18	21	24	27	30	33	36
K_{\max}	-2,2	8,5	14,0	13,9	12,6	10,0	7,8	5,2	3,8	3,1	2,4	2,1	1,8
$\delta_{\text{нос}}$	0	5	5	10	15	15	20	20	25	30	30	35	35

По данным табл. 1 получен ряд зависимостей, изображенных на рис. 7, 8. На рис. 7 изображены зависимости $K_{\max} = f(\alpha)$ при адаптивном $\delta_{\text{нос}} = f(\alpha)$ и при фиксированных значениях $\delta_{\text{нос}} = 0^\circ$, -20° и -30° . Как видно из графиков при адаптивном отклонении носков крыла полет самолета может выполняться по огибающей линии с максимальным аэродинамическим качеством для данного угла атаки. На рис. 8 представлены зависимость отклонения носков крыла (шаг $\Delta\delta_{\text{нос}} = 5^\circ$) от угла атаки α при K_{\max} (\blacklozenge – маркер) и сглаживающая кривая (пунктирная линия), соответствующая линеаризованному закону

$$\delta_{\text{нос}} = \alpha^3 - 0,013\alpha^2 + 1,604\alpha - 4,23.$$

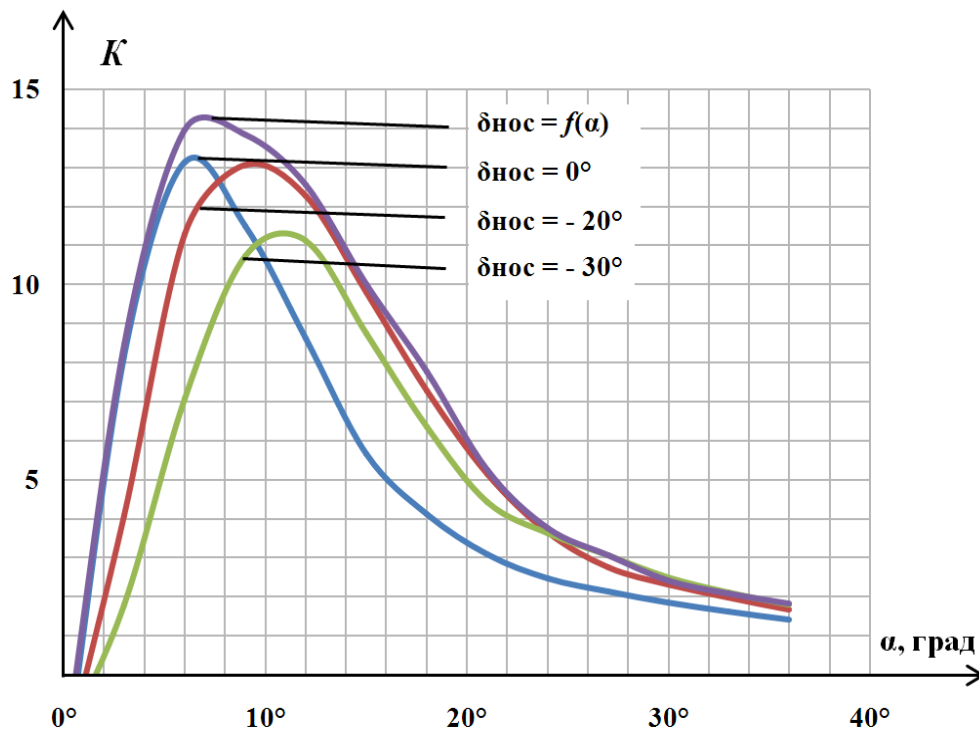


Рис. 7. Кривая $K_{\max} = f(\alpha)$, огибающая семейство кривых $K = f(\alpha)$ при $0^\circ \leq \delta_{\text{нос}} \leq -40^\circ$

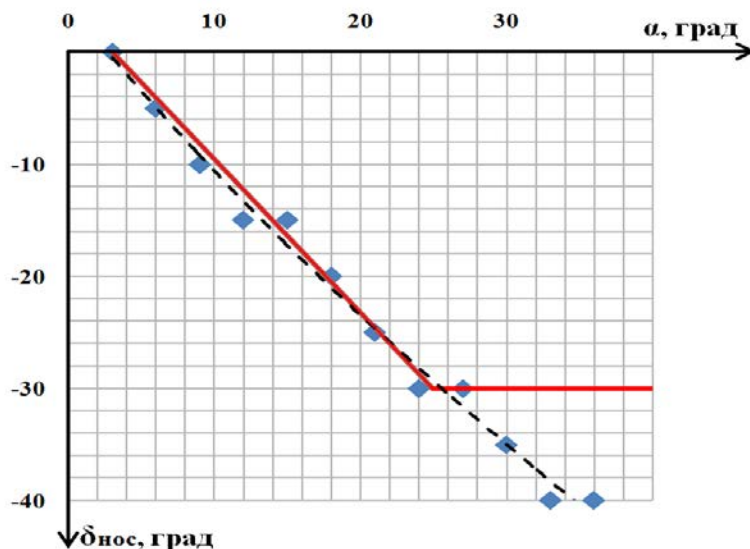


Рис. 8. Зависимость отклонения носков крыла от α при K_{max}

В связи с конструктивными ограничениями отклонения носков крыла $\delta_{н\max} = -30^\circ$ следящая программа отклонения носков крыла УБС может выглядеть как сплошная линия (рис. 8). Носки крыла начинают отклоняться вниз уже при угле атаки более 3° и достигают максимального отклонения -30° при истинном угле атаки 25° и более. То есть закон отклонения носков крыла может быть записан в виде

$$\delta_{\text{нос}} \begin{cases} 0 & \text{при } \alpha \leq 3^\circ \\ -1,36(\alpha - 3) & \text{при } 3 < \alpha \leq 25^\circ \\ -30^\circ & \text{при } \alpha > 25^\circ \end{cases} .$$

Такой закон изменения положения механизации крыла кроме предотвращения срыва потока с крыла обеспечивает более высокое аэродинамическое качество на небольших углах атаки по сравнению с фиксированным отклонением носков.

Расчет летно-технических характеристик учебно-боевого самолета

Дальность и продолжительность полета являются важными летно-техническими характеристиками самолета. Для удобства анализа и выбора наиболее выгодного режима полета всю траекторию разбивают на характерные участки. Например, при перелете из одной точки в другую таких участков три: набор высоты, горизонтальный полет с постепенным набором высоты за счет выработки топлива и снижение. Расчет дальности и продолжительности полета выполнен на основе методики, изложенной в [11].

Расчет дальности $L_{г.п.}$ и продолжительности горизонтального $t_{г.п.}$ полета без сброса нагрузки в общем случае производится суммированием пути и времени полета с учетом расхода топлива в горизонтальном полете:

$$L_{г.п.} = \sum_{i=1}^n \frac{G_{г.п.i}}{q_{срi}};$$

$$t_{г.п.} = \sum_{i=1}^n \frac{G_{г.п.i}}{C_{\eta i}},$$

где $G_{т.г.п}$ – масса топлива, расходуемая в горизонтальном полете; q – километровый расход топлива; C_{η} – часовой расход топлива.

Таким образом, чем меньше километровый и часовой расход топлива, тем больше дальность и продолжительность полета.

На рис. 9 изображены зависимости потребной тяги горизонтального полета УБС от скорости полета у земли при применении адаптивного отклонения носков крыла $\delta_{нос} = f(\alpha)$ и при $\delta_{нос} = 0$.

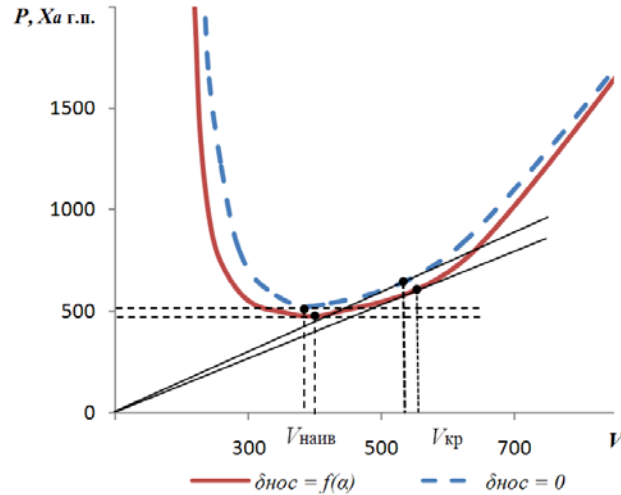


Рис. 9. Зависимость тяги, потребной для горизонтального полета, от скорости

Как видно из графиков, повышение аэродинамического качества крыла при реализации следящей системы отклонения механизации крыла позволяет уменьшить тягу, потребную для горизонтального полета.

Минимальный километровый расход топлива q на данной высоте полета соответствует крейсерской скорости полета самолета $V_{кр}$, соответствующей точке касания прямой, проведенной из начала координат, к кривой лобового сопротивления, как показано на рис. 9.

Километровый расход топлива вычисляется по формуле

$$q_{\min} = \frac{c_{уд} X_{a г.п.}}{V_{кр}} = c_{уд} \frac{G}{K_{\max} V_{кр}}, \quad (1)$$

где $c_{уд}$ – удельный расход топлива на данном режиме полета; $X_{a г.п.}$ – сила лобового сопротивления в горизонтальном полете; G – вес самолета; K_{\max} – максимальное аэродинамическое качество.

Формула (1) выражает зависимость километрового расхода топлива от экономичности двигателя $c_{уд}$ и «экономичности» планера ЛА, определяемого соотношением $\frac{X_{a г.п.}}{V_{кр}}$.

Наименьшее лобовое сопротивление соответствует наивыгоднейшей скорости полета $V_{наив}$ (рис. 9), которая характеризуется максимальной продолжительностью полета самолета $t_{г.п.}$ и минимальным часовым расходом топлива C_{η}

$$C_{\eta} = C_{уд} P_{пол} = C_{уд} \frac{G}{K_{\max}}. \quad (2)$$

Из соотношения (1) и (2) можно сделать вывод, что при постоянной скорости полета уменьшение лобового сопротивления (увеличение аэродинамического качества) приводит к уменьшению тяги, потребной для установившегося горизонтального полета. Соответственно к

уменьшению километрового и часового расхода топлива и увеличению дальности и продолжительности полета самолета.

По итогам расчетов при реализации предложенного алгоритма отклонения носков крыла, неизменных параметрах полета (заданная высота, постоянная скорость, режим работы силовой установки) километровый расход топлива уменьшается на 12 %, соответственно увеличивается дальность полета в 0,12 раз, уменьшается часовой расход топлива на 7 %, соответственно увеличивается продолжительность полета учебно-боевого самолета в 0,07 раз. Для уточнения количественного влияния адаптивного отклонения носков крыла на дальность и продолжительность полета необходимо проведение летных испытаний.

Заключение

Математическое моделирование процесса обтекания методом дискретных вихрей в нелинейной нестационарной постановке позволило получить аэродинамические характеристики учебно-боевого самолета во всем эксплуатационном диапазоне углов атаки, в том числе с отклоненной механизацией передней кромки крыла. В результате проведенных исследований получены аэродинамические характеристики учебно-боевого самолета при адаптивном отклонении носков крыла, разработан алгоритм отклонения носков крыла при изменении угла атаки $0^\circ \leq \alpha \leq 36^\circ$, при котором обеспечивается оптимальное соотношение подъемной силы и силы лобового сопротивления для скорости полета $M < 0,6$. Применение алгоритма отклонения носков крыла в ЭДСУ учебно-боевого самолета по следящему закону $\delta_{\text{нос}} = f(\alpha)$ позволяет без изменений конструкции самолета повысить его летно-технические и экономические показатели эксплуатации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Цихош Э. Сверхзвуковые самолеты: справочное руководство. - М.: Мир, 1983.
2. Фомин А. МиГ-29К: основное оружие новых индийских авианосцев // Взлет. Национальный аэрокосмический журнал. - 2005. - № 2 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.take-off.ru/2005/110>.
3. Гуляев В.В., Демченко О.Ф., Долженков Н.Н., Матвеев А.И., Подобедов В.А., Попов В.М. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата / под ред. В.А. Подобедова. - М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2005.
4. Фред Джордж. Boeing-787 глазами пилота // Авиатранспортное обозрение. АТО. - 2013. - № 139 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ato.ru/content/boeing-787-glazami-pilota>.
5. Акимов А.Н., Воробьев В.В., Демченко О.Ф., Долженков Н.Н., Матвеев А.И., Подобедов В.А. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов / под ред. Н.Н. Долженкова и В.А. Подобедова. - М.: Машиностроение / Машиностроение - Полет, 2005.
6. Кондалов М.В., Тарасов А.В. Схематизация математической модели самолета для расчета методом дискретных вихрей // XXXIX Гагаринские чтения: сб. науч. тр. МНТК. - М.: МАТИ, 2013. - Т. 2. - С. 166-167.
7. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И. Нелинейная теория крыла и ее приложения. - Алматы: Гылым, 1997.
8. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. - М.: Наука, 1978.
9. Белоцерковский С.М., Лифанов И.К. Численные методы в сингулярных интегральных уравнениях и их применение в аэродинамике, теории упругости, электродинамике. - М.: Наука, 1985.
10. Головнев А.В., Кондалов М.В. Общая постановка нестационарной нелинейной задачи о движении самолета при определении аэродинамических характеристик методом дискретных вихрей // Актуальные вопросы науки и техники в сфере развития авиации: сб. тезисов докладов III МНТК. - Минск: ВАРБ, 2013. - С. 299-301.
11. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полета: учебник для слушателей и курсантов Военно-воздушной инженерной академии им. проф. Н.Е. Жуковского / под ред. С.В. Левицкого. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008.

ADAPTIVE DEFLECTION OF WING NOSE FLAP OF COMBAT TRAINING AIRCRAFT AND ITS IMPACT ON FLIGHT RANGE AND DURATION**Kondalov M.V.**

In this article presented the main result of numerical investigation of ability to improve the aerodynamic perfection of modern combat training aircraft. To determine the aerodynamic characteristic was used the discrete vortex method with closed vortex frames. In the work was presented the algorithm of a deflection of mechanization of a wing for increase of aerodynamic quality of the aircraft. The calculation of flight range and duration was at incremental extension and at realization of adaptive deflection of nose flap for Mach number $M < 0.6$.

Key words: combat training aircraft, the discrete vortex method, high lift system, aerodynamic quality.

Сведения об авторе

Кондалов Максим Владимирович, 1980 г.р., окончил Сызранский военный авиационный институт (2002), адъюнкт ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор более 10 научных работ, область научных интересов – аэромеханика, математическое моделирование.