

УДК 629.73.017.2

О.Б. Анипко, И.Б. Ковтонюк

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ КРЕНОМ МАНЕВРЕННЫХ САМОЛЕТОВ

В статье рассмотрены моменты крена и сопутствующие моменты рыскания, возникающие при использовании различных органов поперечного управления. Даны рекомендации по применению органов поперечного управления на больших углах атаки.

Ключевые слова: органы управления креном, большие углы атаки.

Введение

В современных условиях реализуются научно-технические программы создания новых поколений истребителей, качественно отличающихся от существующих [1, 2]. Однако, это вооружение доступно лишь нескольким развитым странам мира, обладающим соответствующим научно-техническим, технологическим и производственным потенциалом.

Боевые возможности истребителей определяются их летно-техническими характеристиками, вооружением, возможностями бортового радиоэлектронного оборудования по управлению оружием, информационному обеспечению экипажа и защите самолета [3]. Непрерывно возрастают требования к летно-техническим характеристикам маневренных самолетов вследствие расширения задач по их боевому применению.

Для современного этапа развития авиационной техники характерны расширение диапазонов изменения параметров полета, многофункциональность, все-режимность, повышение требований к точности управления. Вышеперечисленные факторы требуют соответствующих пилотажных свойств ЛА и необходимых характеристик устойчивости и управляемости.

Устойчивость и управляемость относятся к основным характеристикам летательного аппарата, от которых во многом зависят безопасность полетов, точность и простота пилотирования и возможность реализации в полете летно-технических характеристик ЛА. Важным является также тот факт, что эксплуатационная область режимов полета многих современных ЛА военного назначения ограничена исходя из недостаточного уровня устойчивости и управляемости ЛА на этих режимах. Для большинства современных истребителей величина допустимого угла атаки ограничена возможностью поперечного управления [4, 5]. Поэтому разработка органов управления креном маневренных самолетов, эффективных на больших углах атаки, является актуальной.

В настоящее время известно много традиционных и нетрадиционных рулей, предназначенных для

поперечного управления, однако не все из них сохраняют управляющий эффект на больших углах атаки.

Целью данной статьи является проведение сравнительного анализа аэродинамической эффективности различных органов поперечного управления на больших углах атаки по данным трубного эксперимента.

Результаты исследований

Рассмотрена аэродинамическая эффективность на больших углах атаки следующих органов поперечного управления: элеронов, интерцепторов, дифференциально отклоняемых половин наплыва крыла, поворотных аэродинамических гребней и генератора вихрей в виде треугольного крылышка. В качестве критериев сравнения использовались:

- максимальный кренящий момент, создаваемый на данном угле атаки;
- величина и направление сопутствующего момента рыскания;
- запасы поперечной и путевой статической устойчивости.

Эффективность пластинчатых интерцепторов максимальна на малых углах атаки $\alpha = 0 \dots 12^\circ$, а затем резко уменьшается из-за возникновения на крыле отрыва потока и при $\alpha = 21^\circ$ становится равной нулю (рис. 1). Большое влияние на управляющий момент крена интерцепторов оказывает также угол стреловидности крыла.

Использование элеронов позволяет получить значение коэффициентов момента крена $m_x = 0,01$ при $\alpha = 20^\circ$, что приблизительно в шесть раз превышает коэффициент момента крена m_x интерцепторов. С ростом углов атаки элероны попадают в отрывную зону, возникающую на крыле, и их эффективность существенно уменьшается (рис. 1).

Флапероны на малых и средних углах атаки обеспечивают управляющий момент крена, превосходящий момент крена интерцепторов, однако на

угле атаки $\alpha = 28^\circ$ полностью утрачивают аэродинамическую эффективность (рис. 2).

При отклонении элеронов и флаперонов на больших углах атаки возникает момент рыскания одного знака с управляющим моментом крена. Образование такого сопутствующего момента рыскания приводит к уводу самолета по пути и возникновению дополнительного “тормозящего” поперечного момента, что может привести к “выкрениванию” самолета.

Применение дифференциально отклоняемых половин наплыва крыла позволяет получать для

$\alpha > 20^\circ$ значение коэффициента момента крена $m_x \approx 0,014$, но при этом также возникает неблагоприятный сопутствующий путевой момент и значительно ухудшаются характеристики боковой статической устойчивости (рис. 1).

Прирост поперечного момента при дифференциальном отклонении половин наплыва крыла при $25^\circ \leq \alpha \leq 40^\circ$ слабо зависит от угла атаки и остается достаточно большим.

При малых углах атаки дифференциально отклоняемые половины наплыва крыла неэффективны, как органы поперечного управления (рис. 1).

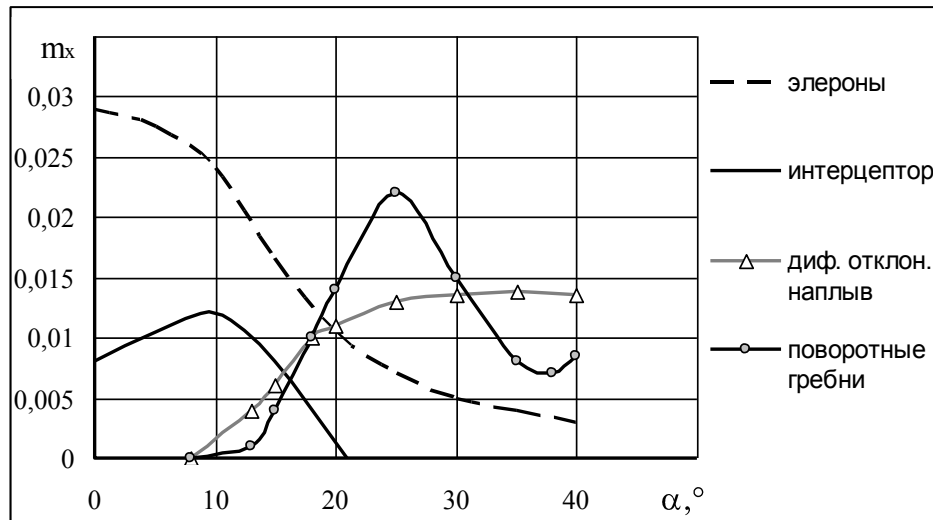


Рис. 1. Аэродинамическая эффективность элеронов, интерцепторов, дифференциально отклоняемых наплывов крыла, поворотных аэродинамических гребней

Использование поворотных аэродинамических гребней обеспечивает создание момента крена, превосходящего момент крена от элеронов при $\alpha > 20^\circ$ (рис. 1), однако и в этом случае образуется момент рыскания, вызывающий “тормозящий” поперечный момент.

Аппроксимация данных трубного эксперимента позволяет получить следующие приближенные соотношения для аэродинамической эффективности рационального варианта поворотных аэродинамических гребней в зависимости от угла атаки:

$$m_x^{\delta_r} = 10^{-9}\alpha^4 - 10^{-7}\alpha^3 + 10^{-6}\alpha^2 - 4 \cdot 10^{-6}\alpha + 0,0003,$$

где угол атаки изменяется в диапазоне $0 \leq \alpha \leq 40^\circ$.

Применение поворотных аэродинамических гребней практически не влияет на путевую статическую устойчивость и несколько уменьшает поперечную статическую устойчивость.

При установке на крыло маневренного самолета генераторов вихрей в виде треугольных крылышек и одновременном отклонении двухщелевого предкрылка максимальное значение коэффициента

поперечного момента достигает 0,04 и m_x становится равным 0 при $\alpha = 40^\circ$ (рис. 2).

Сопутствующий момент рыскания M_y генераторов благоприятствует крену и по величине составляет примерно половину M_x . К недостаткам данного органа поперечного управления следует отнести: необходимость обеспечения безотрывного обтекания, что не всегда возможно на больших углах атаки; смену знаков управляющего момента при возникновении отрыва на крыле; конструктивную сложность.

Выводы

Таким образом, для обеспечения поперечной управляемости на больших углах атаки целесообразно использовать альтернативные варианты органов управления креном.

При этом до достижения величины допустимого угла атаки $\alpha_{\text{доп}}$ управление по крену осуществляется штатными органами поперечного управления, а при $\alpha > \alpha_{\text{доп}}$ рациональным альтернативным органом управления креном.

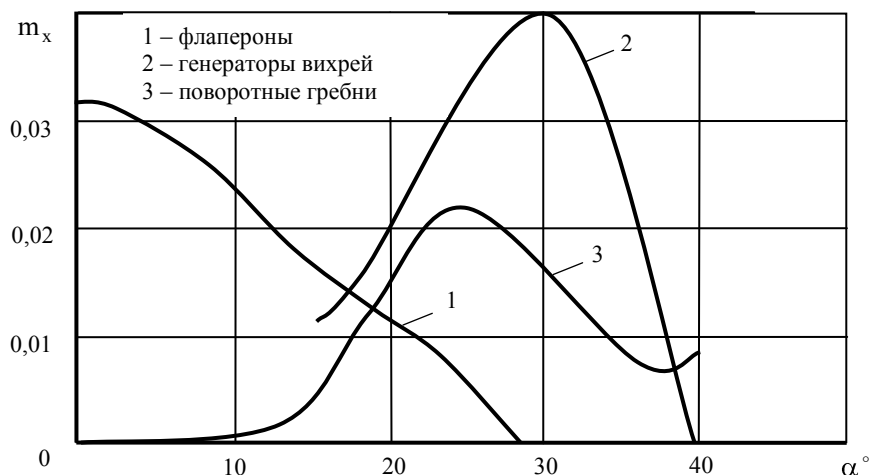


Рис. 2. Аеродинамічна ефективність флаперонів, генераторів вихрей і поворотних аеродинамічних гребней

Получены приближенные соотношения для определения в зависимости от угла атаки аеродинамической эффективности поворотных аеродинамических гребней, являющихся альтернативными органами управления креном, что позволяет проводить оценку и выбор рационального органа поперечного управления при многовариантной проработке конструктивно-компоновочных решений на этапе концептуального проектирования.

Перспектива дальнейших исследований в данном направлении состоит в разработке органа управления креном, обеспечивающего управление в условиях отрыва потока с передней кромки крыла на больших углах атаки и не изменяющего знака кренящего момента при смене режимов обтекания. Момент рыскания M_y , возникающий при отклонении поперечного руля должен создавать “подкручивающий” момент крена M_x .

Следующим шагом при обосновании рационального альтернативного органа поперечного управления является определение максимальной располагаемой скорости крена, которую обеспечивает предлагаемый руль, и максимального угла ата-

ки на котором сохраняется его минимально допустимая аеродинамическая эффективность.

Список литературы

1. Булат П.В. О сравнении истребителей четвертого и пятого поколения. Ч. I. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://paralay.com/>
2. Булат П.В. На пути к пятому и шестому поколению. Ч. I. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://paralay.com/>
3. Системы управления вооружением истребителей: Основы интеллекта многофункционального самолета / [Л.Е. Бабанов, А.Н. Давидов, В.Н. Корниченко и др.]; под ред. Е.А. Федосова. – М.: Машиностроение, 2005. – 400 с.
4. Летно-технические характеристики самолета Миг-29 / [Ф.И. Ганиев, А.А. Новад, В.Н. Петренко и др.]; под общ. ред. А.М. Тарасенкова. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1985. – 85 с.
5. Летно-технические характеристики самолета Су-27 / [М.С. Архипов, В.К. Игнаткин, В.Г. Момджи и др.]; под ред. А.И. Нелюбова. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1988. – 139 с.

Поступила в редколлегию 23.02.2012

Рецензент: д-р техн. наук, с.н.с. В.В. Логинов, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

АЕРОДИНАМІЧНА ЕФЕКТИВНІСТЬ ОРГАНІВ КЕРУВАННЯ КРЕНОМ МАНЕВРЕНИХ ЛІТАКІВ

О.Б. Аніпко, І.Б. Ковтонюк

У статті розглянуті моменти крену і супутні моменти рыскання, що виникають при використанні різних органів поперечного керування. Дані рекомендації щодо застосування органів поперечного керування на великих кутах атаки.

Ключові слова: органи керування креном, великі кути атаки

AERODYNAMIC EFFICIENCY OF THE HEEL MANAGEMENT ORGANS OF MANOEUVRE AIRPLANES

O.B. Anipko, I.B. Kovtonyuk

In the article the moments of heel and concomitant moments of hunting, arising up at the use of different organs of transversal management are considered. The recommendations on application of organs of transversal management on the large corners of attack are given.

Keywords: heel management organs, large corners of attack.