

УДК 621.45.02.024

В. В. ЛОГИНОВ<sup>1</sup>, Е. А. УКРАИНЕЦ<sup>1</sup>, А. В. ЕЛАНСКИЙ<sup>2</sup>, П. А. ГЛУЩЕНКО<sup>1</sup><sup>1</sup> Харьковский национальный университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Харьков, Украина<sup>2</sup> ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

## АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ОТКЛОНЕНИЯ ВЕКТОРА ТЯГИ НА ЛЁТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО БОЕВОГО САМОЛЁТА

*В статье представлено обоснование применения системы отклонения вектора тяги для перспективного боевого самолёта. Приведены результаты анализа влияния отклонения вектора тяги на лётно-технические характеристики тяжёлого истребителя нового поколения типа J-20. Проведён предварительный расчёт взлётных характеристик самолёта. Представлены зависимости безразмерной скорости отрыва и длины разбега ЛА от угла отклонения реактивной струи двигателя. Показана зависимость величины отклонения вектора тяги сопла от характеристик двигателя. Обоснована целесообразность применения системы отклонения вектора тяги на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полёта истребителя.*

**Ключевые слова:** отклонение вектора тяги, истребитель, боевой самолёт, газотурбинный двигатель, силовая установка, лётно-технические характеристики, реактивная тяга, взлёт.

### Введение

Современные боевые самолёты отличаются высокими маневренными характеристиками. Результаты проведенного в США и Европе моделирования воздушного боя с применением управляемых ракет нового поколения свидетельствуют о сохранении роли и значения маневра самолёта [1-5]. Меняются только его вид и параметры, поскольку дальность пуска ракет на много превышает радиус разворота боевого самолёта [6, 7]. Ближний бой характеризуется широким набором неустановившихся (форсированных) маневров с ускорением. Как правило, успеха в бою добивается истребитель с малой удельной нагрузкой на крыло и высокой тяговооружённостью, достаточной для восстановления необходимого уровня энергии.

Анализ способов боевого применения современных истребителей показал [7-9], что на характер современного воздушного боя влияют основные факторы: применение оружия с активными системами наведения, увеличение области возможных атак, сверхманевренность самолёта, усиление индивидуальной защиты. Кроме того, успех маневренного боя зависит от физической, моральной, лётной и тактической подготовки лётчика, от знания им своей боевой техники и боевой техники противника.

Для обеспечения высоких маневренных характеристик необходимо, чтобы самолёт имел не только высокую тяговооружённость, но и мог выполнять

пилотаж с большими углами атаки ( $\alpha > 25^\circ$ ) на малых скоростях полёта. Снижение скорости полёта приводит к тому, что эффективность управляющих аэродинамических поверхностей значительно снижается [3, 10]. Выполнение высокоэффективных фигур в воздушном бою возможно лишь на основе широкой автоматизации управления самолёта с использованием отклоняемого вектора тяги (ОВТ). Поэтому разработка системы ОВТ для перспективного боевого самолёта является актуальной научно-технической задачей.

### 1. Анализ последних исследований и публикаций

При создании перспективных боевых самолётов отдельной научной задачей позиционируется создание эффективной интегрированной системы управления [11-13], в состав которой входит отклоняемый вектор тяги как орган управления ЛА. Система управления вектором тяги является также интегрированной подсистемой, поскольку включает и самолётный контур управления и контур управления силовой установкой.

Анализ развития современных и перспективных ЛА показывает [1, 10], что применение сопел с отклонением вектора тяги позволяет получить преимущества в их боевом применении. В настоящее время система ОВТ рассматривается как один из обязательных элементов современного боевого ЛА в

связи со значительным улучшением его лётных и боевых качеств в этом случае. Активно изучаются вопросы модернизации имеющегося парка боевых самолётов, не имеющих ОВТ, путём замены двигателей или установки блоков ОВТ на штатные двигатели [8, 14]. Выбор типа сопла зависит от назначения ЛА. Аналитический обзор конструктивных особенностей сопел с ОВТ современных самолётов приведен в табл. 1. Анализ конструктивно-компоновочных схем сопел современных самолё-

тов-истребителей показывает, что использование ОВТ является важным средством для достижения удовлетворительных тактических и лётно-технических характеристик.

Все рассмотренные самолёты оснащены ТРДДФ, что требует от сопла не только отклонение потока газов, но еще и изменение проходного сечения сопла для поддержания заданного режима работы двигателя.

Таблица 1

Особенности компоновочных схем сопел современных самолётов

Название ЛА	Eurofighter Typhoon, EF2000	МиГ-35	Су-30МКИ	Су-35С	Т-50 ПАК ФА	F-22 Raptor	АТD-X	F-35B
Страна	Германия, Италия, Испания, Англия	Россия	Россия	Россия	Россия	США	Япония	США
Производитель	Eurofighter GmbH	РСК «МиГ»	ПАО «Компания «Сухой»	ПАО «Компания «Сухой»	ПАО «Компания «Сухой»	Lockheed Martin	TRDI, Mitsubishi Heavy Industries	Lockheed Martin
Двигатель	2×EJ200	2 × РД-33МКВ	2×АЛ-31ФП	2×АЛ-41Ф1С	2× АЛ-41Ф1	2×F119-PW-100	2× ИИ XF5-1	1×F135
Вид сопла								
Наличие ОВТ								
Отклоняемая часть	Сверхзвуковая часть	Сверхзвуковая часть	Всё сопло	Всё сопло	Сверхзвуковая часть	Сверхзвуковая часть	Сверхзвуковая часть	Всё сопло
Осесимметричное сопло;          Плоское сопло;          Всеракурсный вектор тяги;          Вектор тяги в вертикальной плоскости.								

Важное место в разработке системы ОВТ занимает математическое моделирование характеристик вектора тяги и процессов горения для сверхзвукового осесимметричного сопла [15, 16]. Динамические режимы работы двигателя требуют учёта как термодинамических свойств газа, так и характеристик геометрических сопел. Особенностью численных и аналитических расчетов является сравнение с экспериментальными результатами, полученными на стенде. Показаны уровни увеличения тяги сопла на основе повышенного давления, массового расхода и энергии в рабочем процессе сопла с регулируемым вектором тяги [16].

Существуют проекты, где рассматривается сопло с ОВТ для ТРДД без форсажной камеры. В ка-

честве прототипа для разработок принято, так называемое, качающееся сопло [8].

## 2. Цель статьи и постановка задачи

Целью статьи является анализ влияния отклонения вектора тяги на лётно-технические характеристики перспективного боевого самолёта. Для достижения поставленной цели необходимо рассмотреть основные уравнения движения ЛА, составленные относительно вертикальной и горизонтальной осей. Исследование взлётно-посадочных характеристик самолёта позволит определить рациональный диапазон отклонения реактивной струи двигателя на земле и в полёте.

### 3. Основная часть исследований

Для проведения предварительных исследований выбран тяжелый истребитель нового поколения J-20 (рис. 1 а), схема которого показана на рис. 1 б [17, 18].

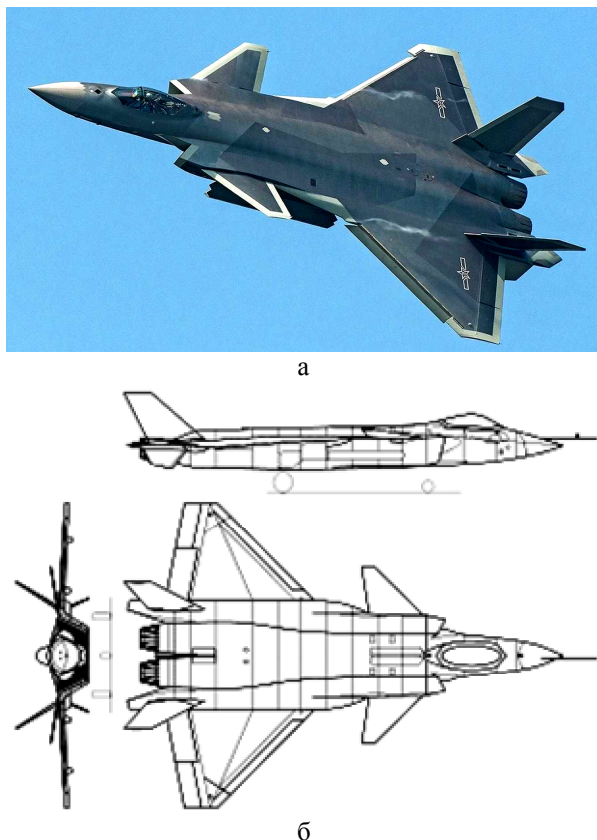


Рис. 1. Самолёт J-20

Как известно [19-22], при отклонении вектора тяги газотурбинного двигателя относительно оси самолёта на некоторый угол появляется составляющая тяги на вертикальную ось самолёта. Вертикальная составляющая тяги вместе с подъемной силой крыла уравнивает массу самолёта. При этом горизонтальная тяга самолёта уменьшается, что приводит к уменьшению скорости, его торможению при работе двигателя на любом режиме.

Рассмотрим уравнения движения самолёта у земли [3, 10, 22, 23]. Если реактивную струю двигателя отклонить вниз на угол  $\beta$  по отношению к горизонту, то уравнения движения, составленные относительно вертикальной и горизонтальной осей будут иметь вид

$$m_{\text{ЛА}} \frac{dV_y}{dt} = \frac{C_{ya} \cdot \rho \cdot V_x^2 \cdot S}{2} + \xi \cdot \left( P + \frac{G \cdot V_x}{\xi} \right) \cdot \sin \beta - m_{\text{ЛА}}, \quad (1)$$

$$m_{\text{ЛА}} \frac{dV_x}{dt} = \xi \cdot \left( P + \frac{G \cdot V_x}{\xi} \right) \cdot \cos \beta - \frac{G \cdot V_x}{\xi} - \frac{C_{xa} \cdot \rho \cdot V_x^2 \cdot S}{2}, \quad (2)$$

где  $P$  – тяга двигателя;

$G$  – массовый расход газа через двигатель;

$V_x, V_y$  – горизонтальная и вертикальная составляющие скорости полёта;

$m_{\text{ЛА}}, S$  – масса самолёта и площадь крыла;

$C_{xa}, C_{ya}$  – коэффициенты сопротивления и подъемной силы;

$\xi$  – коэффициент, учитывающий изменение вектора тяги сопла при включении отклоняющего устройства;

$\rho$  – плотность воздуха.

Коэффициент  $\xi$  всегда меньше единицы и зависит от конструктивных особенностей отклоняющего устройства, схемы компоновки двигателя на самолете и может быть определен для конкретного вида двигателя и самолета. Уравнения (1) и (2) предполагают, что вертикальная составляющая  $V_y$  скорости мала, и ее влияние, а также влияние отклоненной струи на аэродинамические характеристики самолёта может быть учтено с помощью аэродинамических коэффициентов  $C_{xa}$  и  $C_{ya}$ .

Рассмотрим условия, соответствующие взлёту и посадке самолёта [22]. Введем следующие обозначения:

$\mu$  – тяговооружённость самолёта (при работе двигателя на месте у земли);

$f_1 = P/P_0, f_2 = G/G_0$  – отношение тяги и расхода воздуха через двигатель при пробеге к тяге и расходу воздуха при работе на месте соответственно;

$P_{0 \text{ уд}} = P_0/G_0$  – удельная тяга двигателя при работе на месте;

$K$  – аэродинамическое качество самолёта;

$\bar{Q} = m_{\text{ЛА}}/S$  – удельная нагрузка на крыло.

Подставив введенные обозначения в равенства (1) и (2), получим

$$\mu \cdot \xi \cdot \left( f_1 + \frac{f_2 \cdot V_x}{P_{0 \text{ уд}}} \right) \cdot \sin \beta = 1 - \frac{C_{ya} \cdot \rho \cdot V_x^2}{2 \cdot \bar{Q}}, \quad (3)$$

$$\mu \cdot \xi \cdot \left( f_1 + \frac{f_2 \cdot V_x}{P_{0 \text{ уд}}} \right) \cdot \cos \beta - \frac{\mu \cdot f_2 \cdot V_x}{P_{0 \text{ уд}}} = \frac{C_{xa} \cdot \rho \cdot V_x^2}{2 \cdot K \cdot \bar{Q}}. \quad (4)$$

Из соотношения (3), выражающего равенство массы самолета его подъемной силе в момент посадки или отрыва, можно найти зависимость посадочной скорости или скорости взлёта от угла отклонения реактивной струи

$$\sin \beta = \frac{1 - \frac{C_{ya} \cdot \rho \cdot V_x^2}{2 \cdot \bar{Q}}}{\mu \cdot \xi \cdot \left( f_1 + \frac{f_2 \cdot V_x}{P_{0 \text{ уд}}} \right)}. \quad (5)$$

Учитывая зависимость посадочной скорости  $V_0 = \sqrt{2 \cdot \bar{Q} / C_y \cdot \rho}$  и значение текущей скорости  $V_x$  запишем безразмерное значение скорости  $\bar{V} = V_x / V_0$  при горизонтальном полёте самолёта без отклонения струи из сопла. Как известно, у современных боевых самолётов скорость  $V_0 = 60 \dots 70$  м/с и слабо зависит от удельной нагрузки на крыло.

Анализ характеристик взлёта и посадки самолёта показывает, что эффективность отклонения реактивной струи увеличивается с ростом угла отклонения  $\beta$  и тяговооружённости самолёта  $\mu$ . Потери тяги при повороте реактивной струи эквивалентны уменьшению тяговооружённости и существенно уменьшают влияние отклонения вектора тяги на взлётную и посадочную скорости. Предварительные расчёты показали, что скорость  $V_0$  слабо влияет на зависимость безразмерной скорости  $\bar{V}$  от угла отклонения вектора тяги  $\beta$  [3, 10, 24].

Как известно, путём отклонения реактивной струи двигателя можно существенно уменьшить скорость отрыва самолёта при разбеге. Однако при разбеге с отклоненной струей уменьшается горизонтальная составляющая тяги, что приводит к увеличению дистанции, на которой достигается скорость отрыва. Чтобы проанализировать влияние угла отклонения реактивной струи двигателя на длину дистанции разбега [10, 22], запишем уравнение движения самолёта при разбеге

$$Q \frac{dV}{dt} = (P + G \cdot V) \cdot \cos \beta - G \cdot V - \frac{C_{ya} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}{2 \cdot K} - \psi \cdot \left( Q - \frac{C_{ya} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}{2} - (P + G \cdot V) \cdot \sin \beta \right), \quad (6)$$

где  $\psi$  – коэффициент трения.

Используя ранее введенные обозначения, после преобразований получим выражение для ускорения самолёта в следующем виде [22]:

$$\ddot{X} = \bar{P} \cdot \left( f_1 \cdot (\cos \beta + \psi \cdot \sin \beta) - \frac{f_2 \cdot V}{P_{0 \text{ уд}}} (1 - \cos \beta - \psi \cdot \sin \beta) \right) - \left( \frac{V^2}{V_0^2} \left( \frac{1}{K} - \psi \right) + \psi \right), \quad (7)$$

где  $V$  – горизонтальная скорость движения самолёта;

$V_0 = \sqrt{2 \cdot \bar{Q} / C_y \cdot \rho}$  – скорость взлёта самолёта

без отклонения реактивной струи.

Длину разбега до достижения скорости отрыва можно найти, проинтегрировав выражение

$$L_p = \int_0^{V_1} \frac{V dV}{\ddot{X}}, \quad \text{где } \ddot{X} \text{ – ускорение самолёта, которое}$$

определяется соотношением (7),  $V_1$  – скорость взлёта самолёта.

Предварительные результаты определения скорости отрыва и посадки ЛА от угла отклонения реактивной струи двигателя при  $\xi = 0,9$  показаны на рис. 2. Результаты определения длины разбега ЛА от угла отклонения реактивной струи двигателя показаны на рис. 3.

Как известно, сопла с управляемым вектором тяги можно использовать для снижения балансирующего сопротивления сверхзвуковых самолётов. Необходимым условием продольной статической устойчивости самолёта является смещение фокуса подъёмной силы самолёта назад к хвосту относительно центра тяжести самолёта [3, 10, 22].

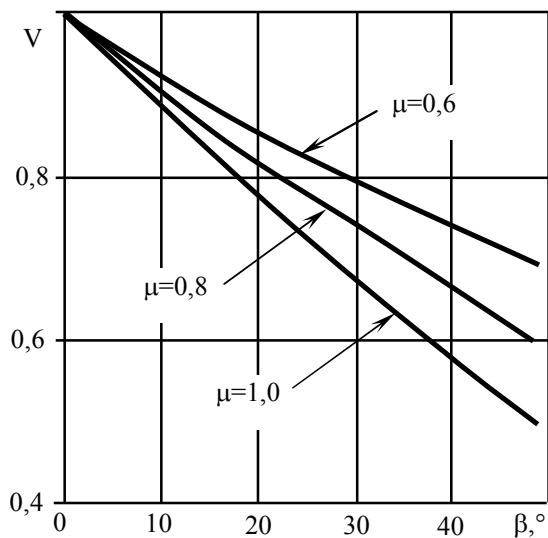


Рис. 2. Зависимость безразмерной скорости отрыва и посадки ЛА от угла отклонения реактивной струи двигателя ( $\xi = 0,9$ )

Возникающий при этом момент на пикирование относительно центра тяжести обычно компенсируется отклонением плоскостей горизонтального оперения или элевонов. Самолёт остается статически устойчивым, если горизонтальное оперение находится сзади в хвостовой части самолёта. В этом случае для того, чтобы компенсировать момент от подъёмной силы, горизонтальное оперение или элевоны надо отклонять так, чтобы вертикальная составляющая аэродинамической силы, действующей

на горизонтальное оперение или элевоны, была направлена вниз [3, 10, 22].

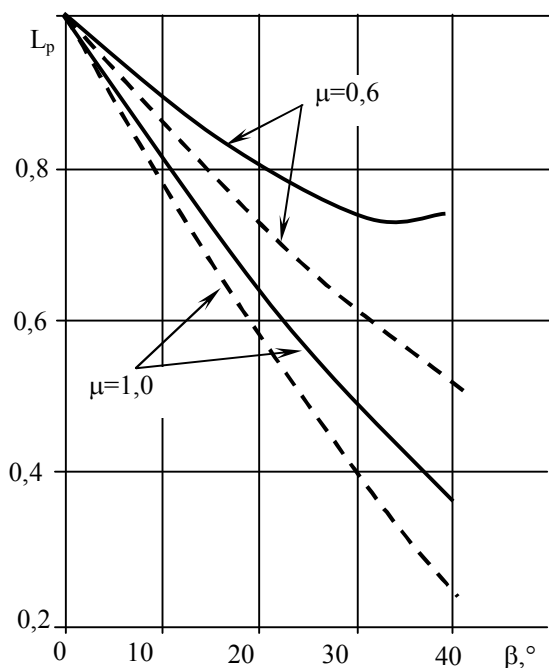


Рис. 3. Зависимость безразмерной длины разбега ЛА от угла отклонения реактивной струи:

- — разбег и отрыв с отклоненной реактивной струей;
- - - - разбег с не отклоненной реактивной струей; отрыв с отклоненной струей.

В результате суммарная подъемная сила, которая при горизонтальном полёте равна весу самолёта, уменьшается и для восполнения этого уменьшения приходится переходить на большие углы атаки, что неизбежно ведет к увеличению общего сопротивления самолёта (балансирующего сопротивления).

Для дозвуковых самолетов балансирующее сопротивление обычно мало. Значительно усложняется проблема балансировки сверхзвукового самолета. Вследствие физического различия дозвукового и сверхзвукового потоков, при переходе от дозвукового к сверхзвуковому полёту фокус подъемной силы смещается на значительное расстояние назад по потоку. Это смещение может достигать 25 % хорды крыла. В результате резко увеличивается момент подъемной силы крыла, для компенсации которого горизонтальные рули или элевоны приходится отклонять на столь большие углы, в результате чего сопротивление самолёта увеличивается на 20...30 % [3, 10, 22].

Для снижения балансирующего сопротивления на сверхзвуковых самолётах применяются крылья специальной формы, у которых смещение фокуса подъемной силы при переходе через скорость звука оказывается уменьшенным (треугольные, готические крылья, крылья переменной кривизны и т. п.). Однако одним подбором формы крыла не удастся полностью решить проблему балансировки. Одним из возможных путей снижения балансирующего сопротивления является применение сопел с управляемым вектором тяги [10, 22].

На рис. 4 приведена схема составляющих сил, действующих на самолет J-20 при горизонтальном полёте с постоянной скоростью. На рис. 5 приведена схема сил, действующих на самолет J-20 в случае, когда вектор реактивной тяги сопла  $P$  проходит ниже центра тяжести самолёта. Для этого сопло может быть опущено относительно строительной горизонтали на величину  $h$  и заклонено на угол  $\delta$ . В этом случае реактивная тяга сопла создает относительно центра тяжести самолёта момент на кабрирование, который частично, а в определенных условиях и полностью компенсирует момент на пикирование подъемной силы.

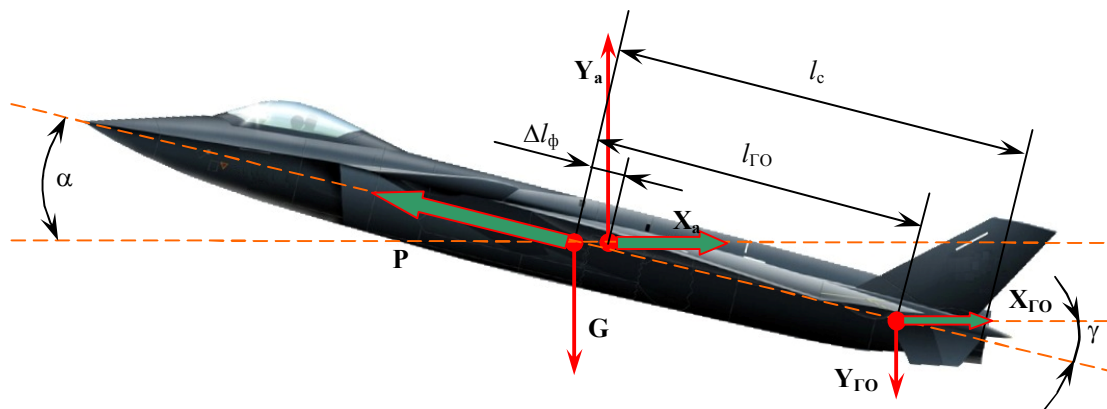


Рис. 4. Схема сил, действующих на самолёт (вектор реактивной тяги сопла совпадает со строительной осью самолёта)

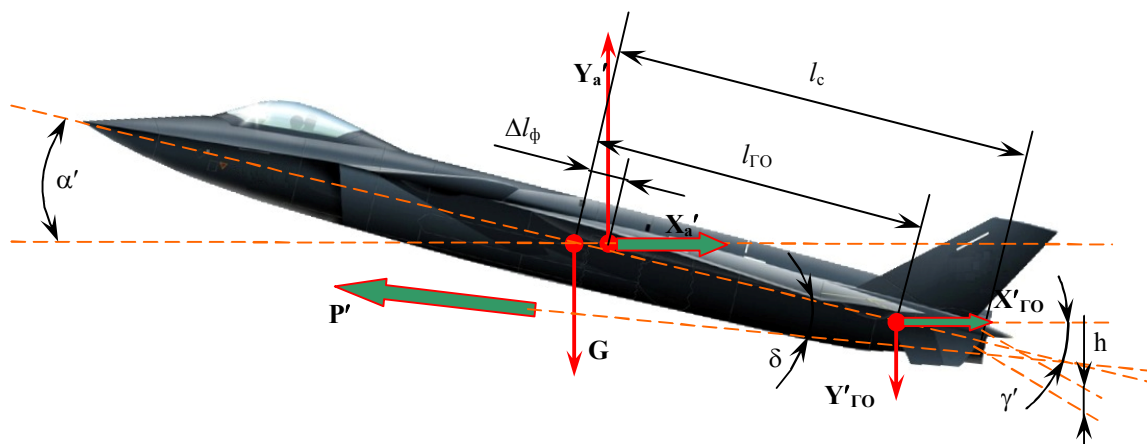


Рис. 5. Схема сил, действующих на самолёт (вектор реактивной тяги сопла не совпадает со строительной осью самолёта)

В результате уменьшается потребность в отклонении горизонтального оперения или элевонов, частично или полностью исчезает балансирующее сопротивление, что особенно важно, поскольку вектор реактивной тяги сопла как бы жестко связан с самолётом, изменяет только своё направление с изменением угла атаки самолета. Поэтому самолёт с таким соплом остается статически устойчивым.

На рис. 6 в зависимости от числа М полёта приведены оптимальные углы отклонения вектора тяги сопла  $\delta_{\text{опт}}$  и соответствующие этим оптимальным углам максимальные относительные уменьшения потребной тяги двигателя  $\Delta \bar{P}$ .

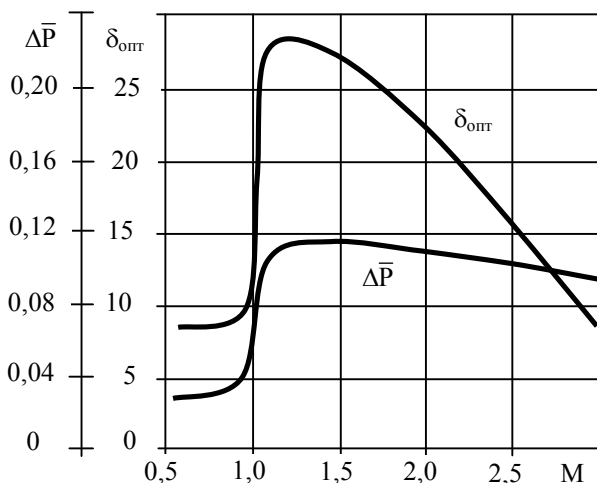


Рис. 6. Зависимость  $\delta_{\text{опт}}$  и  $\Delta \bar{P}$  от числа М полёта

Эффективность отклонения вектора тяги сопла для уменьшения балансирующего сопротивления самолета зависит как от геометрических параметров и аэродинамических характеристик самолёта, так и от характеристик двигателя [3, 10, 22].

Расчетные значения получены для китайского самолёта J-20 на режиме горизонтального полёта с постоянной скоростью при смещении центра среза

сопла относительно строительной горизонтали самолета  $h=0,1$ .

Как показывают предварительные расчёты, оптимальные углы отклонения вектора реактивной тяги сопла при переходе через скорость звука увеличиваются на  $15...20^\circ$ . Потребная тяга двигателей при этом уменьшается на  $10...15\%$ , что соответствует увеличению сверхзвуковой дальности полёта самолёта приблизительно на те же  $10...15\%$ .

Минимум тяги двигателей достаточно пологий. В этом случае без заметного снижения эффективности можно ограничиться углами отклонения вектора тяги сопла при полёте со скоростью звука на  $10...15^\circ$  [10, 22].

#### 4. Выводы по исследованию

Анализ самолётов-истребителей 4-го поколения показывает, что они усовершенствовались установкой системы ОВТ. В отличие от самолетов-истребителей 5-го поколения, на самолётах-истребителях 4-го поколения система ОВТ применяется при дозвуковых скоростях полёта и больших углах атаки, в случаях, когда эффективность аэродинамических рулей недостаточна. Симметричное отклонение обоих сопел применяется для управления по тангажу и крену, чтобы усилить действие горизонтального хвостового оперения на малых скоростях и больших углах атаки. На самолётах-истребителях 5-го поколения, кроме того, ОВТ может быть использован для снижения балансирующих потерь на сверхзвуковом крейсерском полёте, что позволит увеличить сверхзвуковую дальность полёта приблизительно на  $10...15\%$ .

Изменение маневренных свойств самолёта-истребителя с ОВТ обуславливает перспективность применения ОВТ на учебно-боевых самолётах для обучения лётчиков на модернизируемые боевые самолёты, боевые самолёты новых поколений. При-

менение всеракурсного ОВТ делает управление учебно-боевым самолётом более точным, уверенным и энергичным, практически не зависимым от величины угла атаки, причём как при выполнении элементов сверхманевренности, так и при традиционном пилотировании. Это будет давать не только дополнительные преимущества в воздушном бою, но и существенно снизит нагрузку на лётчика-курсанта, позволив ему больше внимания уделять непосредственно решению боевых задач. В ближайшей перспективе целесообразно провести исследования интегрированной системы управления ОВТ на учебно-боевом самолёте.

### Литература

1. Системы управления вооружением истребителей : Основы интеллекта многофункционального самолета [Текст] / Л. Е. Баханов, А. Н. Давыдов, В. Н. Корниенко и др. ; под ред. Е.А. Федосова. – М. : Машиностроение, 2005. – 400 с.
2. U.S. Air Force strategic deterrence analytic capabilities : An assessment of tools, methods, and approaches for the 21st century security environment [Text]. – National research council of the National academies. – Washington: National academies press. – 2014. – 157 p.
3. Оболенский, Ю. Г. Управление полетом маневренных самолетов [Текст] / Ю. Г. Оболенский. – М. : Воениздат, 2007. – 480 с.
4. Булат, П. В. О сравнении истребителей четвертого и пятого поколения. Ч. I. [Электронный ресурс] / П. В. Булат. – Режим доступа: <http://www.paralay.com>. – 15.04.2017.
5. Булат, П. В. На пути к пятому и шестому поколению. Ч. II. [Электронный ресурс] / П. В. Булат. – Режим доступа: <http://www.paralay.com>. – 15.04.2017.
6. Сравнение истребителей [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://zeta.su/blog/voennye-eksperty-ssha-sravnienie-istrebitelei-5-pokoleniya-t-50-f-22-dzhei-20-taifun-i-dr>. – 15.04.2017.
7. Володин, В. В. Формирование облика боевых самолетов и системный анализ: методический, практический и исторический аспекты [Текст] / В. В. Володин // Полет. – 2011. – № 5. – С. 10-19.
8. Gunston, Bill. Jane's All the World's Aircraft : development & production : 2015-16. [Text] / Bill Gunston. – IHS Global, 2015. – 1221 p.
9. World Air Forces 2015. Special report [Text] / Flight International. – Flightglobal insight, 2015. – 36 p.
10. Тарасенко, А. М. Динамика полёта и боевого маневрирования летательных аппаратов / А. М. Тарасенко, В. Г. Брага, В. Т. Тараненко. – М. : ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1984. – 512 с.
11. Гуревич, О. С. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолёта [Текст] / О. С. Гуревич, Ф. Д. Гольберг, О. Д. Селиванов ; под общей ред. О. С. Гуревича. – М. : Машиностроение, 1993. – 304 с.
12. Проектирование самолетов [Текст] / С. М. Езер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. ; под ред. С. М. Езера. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
13. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст] / Э. Торенбик. – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.
14. Скибин, В. А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечении создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) [Текст] / В. А. Скибин, В. И. Солонин, В. А. Палкин ; под общей ред. В. А. Скибина. – М. : ЦИАМ, 2010. – 678 с.
15. Assessment of gas thermodynamic characteristics on fluidic thrust vectoring performance: analytical, experimental and numerical study [Text] / M. Sellam, V. Zmijanovic, L. Leger et al // International Journal of Heat and Fluid Flow. – 2015. – Vol. 53. – P. 156-166.
16. Candon, M. J. Thrust augmentation optimization through supersonic after-burning in scramjet engine nozzles via surrogate-assisted evolutionary algorithms [Text] / M. J. Candon, H. Ogawa // Acta Astronautica. – 2015. – Vol. 116. – P. 132-147.
17. Китай испытал серийную версию истребителя J-20 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://vpk.name/news/147452\\_kitai\\_issyuitai\\_seriinuyu\\_versiyu\\_istrebitelya\\_j20.html](http://vpk.name/news/147452_kitai_issyuitai_seriinuyu_versiyu_istrebitelya_j20.html). – 15.04.2017.
18. Does China's J-20 rival other stealth fighters? [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://chinapower.csis.org/china-chengdu-j-20>. – 15.04.2017.
19. Володин, В. В. Особенности проектирования реактивных самолетов вертикального взлета и посадки [Текст] / В. В. Володин. – М. : Машиностроение, 1985. – 224 с.
20. Павленко, В. Ф. Силовые установки с поворотом вектора тяги в полете [Текст] / В. Ф. Павленко. – М. : Машиностроение, 1987. – 200 с.
21. Павленко, В. Ф. Силовые установки летательных аппаратов вертикального взлета и посадки [Текст] / В. Ф. Павленко. – М. : Машиностроение, 1972. – 284 с.
22. Попов, К. Н. Сопла ВРД с отклоняемым вектором тяги [Текст] / К. Н. Попов. – М. : Машиностроение, 1979. – 144 с.
23. Mattingly, Jack D. Aircraft engine design [Text] / Jack D. Mattingly, William H. Heiser, David T. Pratt. – AIAA education series, 2002. – 691 p.
24. Отклоняемый вектор тяги в действии [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://pikabu.ru/story/otklonyaemyiy\\_vektor\\_tyagi\\_v\\_deystvii\\_2722158](http://pikabu.ru/story/otklonyaemyiy_vektor_tyagi_v_deystvii_2722158). – 15.04.2017.

### References

1. Bakhanov, L. E., Davydov, A. N., Kornienko, V. N., Fedosov, E. A. Sistemy upravleniya vooruzheniem istrebitelei: Osnovy intellekta mnogo-

*funktional'nogo samoleta* [Fighter Arms Control Systems: The Basics of the Intelligence of a Multifunctional Aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 400 p.

2. U.S. Air Force strategic deterrence analytic capabilities: An assessment of tools, methods, and approaches for the 21st century security environment. National research council of the National academies. Washington : National academies press, 2014. 157 p.

3. Obolenskii, Yu. G. *Upravlenie poletom manevrennykh samoletov* [Flight Control maneuverable aircraft]. Moscow, Voenizdat Publ., 2007. 480 p.

4. Bulat, P. V. *O sravnenii istrebitel'ei chetvertogo i pyatogo pokoleniya. Chast' I.* [About comparison of fighters of the fourth and fifth generation]. Available at: <http://www.paralay.com> (accessed 15.04.2017).

5. Bulat, P. V. *Na puti k pyatomu i shestomu pokoleniyu. Chast' II.* [On the way to the fifth and sixth generation]. Available at: <http://www.paralay.com> (accessed 15.04.2017).

6. *Sravnenie istrebitel'ei* [Comparison of fighters]. Available at: <http://zema.su/blog/voennye-eksperty-ssha-sravnenie-istrebitel'ei-5-pokoleniya-t-50-f-22-dzhei-20-taifun-i-dr> (accessed 15.04.2017).

7. Volodin, V. V. *Formirovanie oblika boevykh samoletov i sistemnyi analiz : metodicheskii, prakticheskii i istoricheskii aspekty* [Formation of combat aircraft and system analysis : methodical, practical and historical aspects]. *Polet*, 2011, no. 5, pp. 10-19.

8. Gunston, Bill. *Jane's All the World's Aircraft : development & production : 2015-16* [Jane's All the World's Aircraft : development & production : 2015-16]. IHS Global Publ. 2015. 1221 p.

9. *World Air Forces 2015. Special report* [World Air Forces 2015]. Flight International. Flightglobal insight, 2015. 36 p.

10. Tarasenko, A. M. Braga, V. G., Tarasenko, V. T. *Dinamika poleta i boevogo manevrirovaniya letatel'nykh apparatov* [Dynamics of flight and combat maneuvering of aircraft]. Moscow, HMEA named prof. N. E. Zhukovskogo Publ., 1984. 512 p.

11. Gurevich, O. S., Gol'berg, F. D., Selivanov, O. D. *Integrirovannoe upravlenie silovoi ustanovkoi mnogorezhimnogo samoleta* [Integrated control of propulsion of multi-mode aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1993. 304 p.

12. Eger, S. M., Mishin, V. F., Liseitsev, N. K. *Proektirovanie samoletov* [Aircraft design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983. 616 p.

13. Torenvik, E. *Proektirovanie dozvukovykh samoletov* [Design of subsonic aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983. 648 p.

14. Skibin, V. A., Solonin, V. I., Palkin, V. A. *Raboty vedushchikh aviadvigatelestroitel'nykh*

*kompanii v obespechenii sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigatelei (analiticheskii obzor)* [The work of the leading aircraft engine building companies in ensuring the creation of promising aircraft engines (analytical review)]. Moscow, TsIAM Publ., 2010. 678 p.

15. Sellam, M., Zmijanovic, V., Leger, L., Chpoun, A. Assessment of gas thermodynamic characteristics on fluidic thrust vectoring performance: analytical, experimental and numerical study [Assessment of gas thermodynamic characteristics on fluidic thrust vectoring performance: analytical, experimental and numerical study]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2015, vol. 53, pp. 156-166.

16. Candon, M. J., Ogawa, H. Thrust augmentation optimization through supersonic after-burning in scramjet engine nozzles via surrogate-assisted evolutionary algorithms [Thrust augmentation optimization through supersonic after-burning in scramjet engine nozzles via surrogate-assisted evolutionary algorithms]. *Acta Astronautica*, 2015, vol. 116, pp. 132-147.

17. *Kitai ispytal seriinuyu versiyu istrebitelya J-20* [China tested the serial version of the fighter J-20]. Available at: [http://vpk.name/news/147452\\_kitai\\_ishpytal\\_seriinuyu\\_versiyu\\_istrebitelya\\_j20.html](http://vpk.name/news/147452_kitai_ishpytal_seriinuyu_versiyu_istrebitelya_j20.html) (accessed 15.04.2017).

18. Does China's J-20 rival other stealth fighters? Available at: <http://chinapower.csis.org/china-chengdu-j-20> (accessed 15.04.2017).

19. Volodin, V. V. *Osobennosti proektirovaniya reaktivnykh samoletov vertikal'nogo vzleta i posadki* [Features of the design of jet aircraft vertical take-off and landing]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985. 224 p.

20. Pavlenko, V. F. *Silovye ustanovki s povorotom vektora tyagi v polete* [Propulsions with turn of the thrust vector in flight]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987. 200 p.

21. Pavlenko, V. F. *Silovye ustanovki letal'nykh apparatov vertikal'nogo vzleta i posadki* [Propulsions of vertical takeoff and landing aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1972. 284 p.

22. Popov, K. N. *Sopla VRD s otklonyaemyim vektorom tyagi* [Nozzles of air-jet engines with a deflected thrust vector]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979. 144 p.

23. Mattingly, Jack D., William, H., Heiser, David T. Pratt. *Aircraft engine design* [Aircraft engine design]. AIAA education series, 2002. 691 p.

24. *Otklonyaemyi vektor tyagi v deistvii* [Deflected thrust vector in action]. Available at: [http://pikabu.ru/story/otklonyaemyiy\\_vektor\\_tyagi\\_v\\_d\\_eystvii\\_2722158](http://pikabu.ru/story/otklonyaemyiy_vektor_tyagi_v_d_eystvii_2722158) (accessed 15.04.2017).

*Поступила в редакцию 12.05.2017, рассмотрена на редколлегии 9.06.2017*

**Рецензент:** д-р техн. наук, профессор А. Б. Леонтьев, Харьковский национальный университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков.



## АНАЛІЗ ВПЛИВУ ВІДХИЛЕННЯ ВЕКТОРА ТЯГИ НА ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО БОЙОВОГО ЛІТАКА

*В. В. Логінов, Є. О. Українець, О. В. Єланський, П. А. Глущенко*

У статті представлено обґрунтування застосування системи відхилення вектора тяги для перспективного бойового літака. Наведено результати аналізу впливу відхилення вектора тяги на льотно-технічні характеристики важкого винищувача нового покоління типу J-20. Проведено попередній розрахунок злітних характеристик літака. Представлені залежності безрозмірної швидкості відриву і довжини розбігу ЛА від кута відхилення реактивного струменя двигуна. Показана залежність величини відхилення вектора тяги сопла від характеристик двигуна. Обґрунтовано доцільність застосування системи відхилення вектора тяги на дозвукових і надзвукових швидкостях польоту винищувача.

**Ключові слова:** відхилення вектора тяги, винищувач, бойовий літак, газотурбінний двигун, силова установка, льотно-технічні характеристики, реактивна тяга, зліт.

## ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF DEFLECTION THRUST VECTOR ON THE FLIGHT PERFORMANCE OF A PROSPECTIVE COMBAT AIRCRAFT

*V. V. Loginov, E. A. Ukrainets, A. V. Elanskiy, P. A. Glushchenko*

The article presents a substantiation of the application of the thrust vector deflection system for a prospective combat aircraft. The results of the analysis effect of the deflection of the thrust vector are given on the flight performance of a new generation heavy fighter of the J-20 type. A preliminary calculation of the takeoff characteristics of the aircraft was carried out. Shows the dependence of the dimensionless breakaway speed and take-off run length of the aircraft on the angle of deviation of the jet of the engine are presented. The dependence of the deviation value of the thrust vector of the nozzle on the characteristics of the engine. The expediency of applying the thrust vector deflection system at subsonic and supersonic fighter flight speeds is substantiated.

**Keywords:** deflection of vector thrust, fighter, combat aircraft, gas turbine engine, propulsion, flight characteristics, jet thrust, take-off.

**Логінов Васильй Васильевич** – д-р техн. наук, ст. науч. сотр., начальник кафедры инженерно-авиационного факультета, Харьковский национальный университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков, e-mail: flightpropulsion@gmail.com.

**Українець Євгеній Александрович** – д-р техн. наук, проф., проф. каф. инженерно-авиационного факультета, Харьковский национальный университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков, e-mail: eukrainez@gmail.com.

**Єланський Александр Витальевич** – канд. техн. наук, начальник бригады – заместитель начальника отдела перспективных разработок, ГП “Ивченко-прогресс”, Запорожье, e-mail: a.elanskiy@ivchenko-progress.com.

**Глущенко Павел Аркадьевич** – адъютант научно-организационного отдела, Харьковский национальный университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков, e-mail: GlushchenkoPA@i.ua.

**Loginov Vasily** – Doctor of Technical Sciences, Senior Researcher, Head of the Department of Engineering and Aviation Faculty, Kharkov National Air Force University named after Ivan Kozhedub, Kharkov, e-mail: flightpropulsion@gmail.com.

**Ukrainets Evgeny** – Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Department of Engineering and Aviation Faculty, Kharkov National Air Force University named after Ivan Kozhedub, Kharkov, e-mail: eukrainez@gmail.com.

**Elansky Alexander** – Candidate of Technical Sciences, head of the brigade - deputy head of the department of perspective developments, SE “Ivchenko-progress”, Zaporozhye, e-mail: a.elanskiy@ivchenko-progress.com.

**Glushchenko Pavel** – Adjunct of the scientific and organizational department, Kharkov National Air Force University named after Ivan Kozhedub, Kharkov, e-mail: GlushchenkoPA@i.ua.