

ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.7

О ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ОТКЛОНЯЕМОГО ВЕКТОРА ТЯГИ ДЛЯ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТОВ

Брагазин В.Ф.* , Гусарова Н.А.** , Дементьев А.А.*** ,
Скворцов Е.Б.**** , Чернавских Ю.Н.*****

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия

* e-mail: bvf15@yandex.ru

** e-mail: ninagusarova17@mail.ru

*** e-mail: Alexander.A.Dementyev@yandex.ru

**** e-mail: skvortsov-tsagi@yandex.ru

***** e-mail: urij_ch@mail.ru

Статья поступила в редакцию 24.04.2019

Исследуется возможность применения отклоняемого вектора тяги двигателей гражданского самолета с целью улучшения его управляемости, характеристик взлета и крейсерского полета.

Ключевые слова: отклоняемый вектор тяги, полезные эффекты, система управления, характеристики самолета.

Введение

Цель работы — исследование возможностей применения отклоняемого вектора тяги (ОВТ) для гражданского самолета. Существует проблема безопасного управления самолётом на скоростях, меньших крейсерской, в том числе на взлёте, посадке и переходных режимах, на которые приходится большая часть аварийных ситуаций. Это связано с ограниченной эффективностью аэродинамических органов управления в этом диапазоне скоростей (рис. 1).

Техническое решение этой проблемы найдено для военных самолётов типа МиГ-29 СМТ и

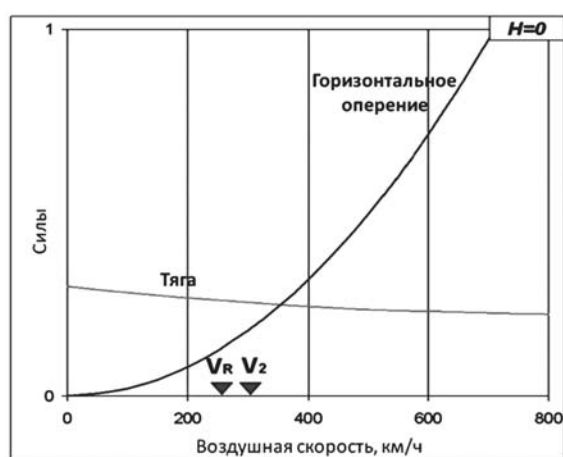


Рис. 1. Соотношение тяги двигателей и аэродинамической силы горизонтального оперения

Су-30 МКИ, маневренность которых существенно улучшена благодаря применению ОВТ [1, 21]. Их высокая тяговооруженность обеспечивается турбореактивными двигателями с форсажной камерой с малой степенью двухконтурности. В то же время не существует аналогичной практики для современных неманевренных самолётов транспортной категории (грузовых и пассажирских), тяговооруженность которых обеспечивается турбореактивными двигателями с большой степенью двухконтурности (ТРДД).

В ЦАГИ и ЦИАМ ведутся исследования технических средств, обеспечивающих применение ОВТ [2—7] гражданских самолетов. В настоящей работе показана возможная роль ОВТ в улучшении их управляемости, характеристик взлета и крейсерского полета. Результаты этого исследования составили идеологическую основу для упомянутых технических разработок.

Базовый самолет

Исследование выполнено на примере дальнего магистрального самолёта, предназначенного для перевозки 200 пассажиров на дальность полета около 11000 км.

Крейсерский полет выполняется со скоростью, соответствующей числу $M = 0,82$. Рассматривается самолёт с двумя ТРДД, имеющими степень двухконтурности $m = 4 \div 6$ и смешение газов в сопле. В простейшем случае отклонение вектора тяги может быть обеспечено поворотом сопел ТРДД [13—15]. Двигатель обладает высоким уровнем параметров и характеристик [12] и рассчитан на тягу 21—21,5 тс, достаточную по условиям безопасного взлёта с расчетной ВПП. С учетом этих параметров сформирован общий вид самолёта с площадью крыла около $S = 230 \text{ м}^2$ (рис. 2).

Получено, что в расчетном случае нормальный взлётный вес самолёта составляет 142 тс, вес снаряженного самолёта около 68 тс, а диапазон эксплуатационных центровок x_{cg} составит $(20-40\%)b_A$, где b_A — средняя аэродинамическая хорда крыла.

Балансировка и оперение

Для рассматриваемой компоновки самолета относительная площадь горизонтального оперения (ГО) $\bar{S}_{HT} = S_{HT} / S$ выбирается путем постро-

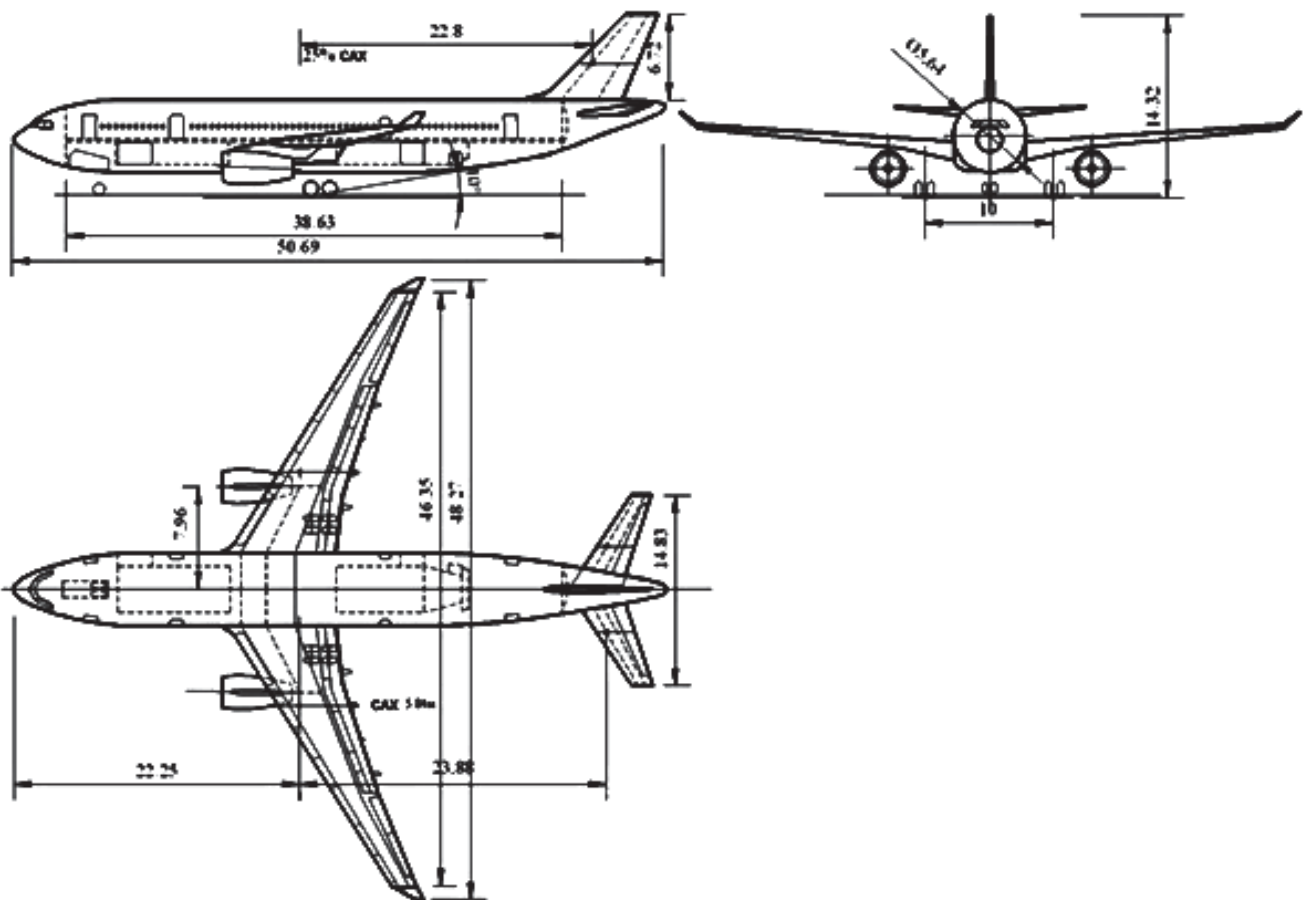


Рис. 2. Общий вид самолёта

ения диаграмм $A_{HT}(\bar{x}_{cg}, \bar{x}_F)$ – зависимостей, связывающих статический момент площади ГО $A_{HT} = \bar{S}_{HT} \bar{L}_{HT}$ (где относительная величина плеча ГО $\bar{L}_{HT} = L_{HT}/b_A$) с предельными положениями центровки $\bar{x}_{cg} = x_{cg}/b_A$ и положением аэродинамического фокуса $\bar{x}_F = x_F/b_A$ для ряда расчетных случаев (рис. 3). Получено, что без применения ОВТ диапазон изменения эксплуатационных центровок самолета $\Delta \bar{x}_{cg} = 0,20$ обеспечивается при $\bar{S}_{HT} = 0,193$. Применение ОВТ на взлёте (подъем передней стойки) позволяет создать дополнительную вертикальную составляющую тяги двигателя и соответствующий кабрирующий момент, что облегчает работу ГО. Благодаря применению ОВТ, например при отклонении вектора тяги на угол $\delta_p = 20^\circ$, необходимая площадь ГО самолета может быть уменьшена до значения $\bar{S}_{HT} = 0,173$, т.е на 11%.

В случае отказа двигателя на разбеге ОВТ позволяет создать восстанавливающий момент рыскания и тем самым снизить требования к размерам вертикального оперения (ВО). По оценкам площадь ВО самолета при использовании ОВТ ($\delta_p = 20^\circ$) может быть уменьшена на 8%.

Балансировка самолёта с ОВТ может быть более эффективной в компоновке с размещением двигателей на хвостовой части фюзеляжа. Более близкое, чем на рис. 2, расположение двигателей к плоскости симметрии уменьшает возмущающий момент рыскания при отказе, и этот момент может быть полностью парирован поворотом вектора тяги. Получено, что при условии применения ОВТ в такой компоновке площадь ВО может быть уменьшена на 13–20%.

Управление самолётом

Как отмечалось (см. рис. 1), при малых скоростях полёта на режимах взлёта и посадки самолёта тяга работающих двигателей больше аэродинамических сил от органов управления самолётом или соизмерима с ними. Поэтому применение ОВТ, согласованного с отклонением аэродинами-

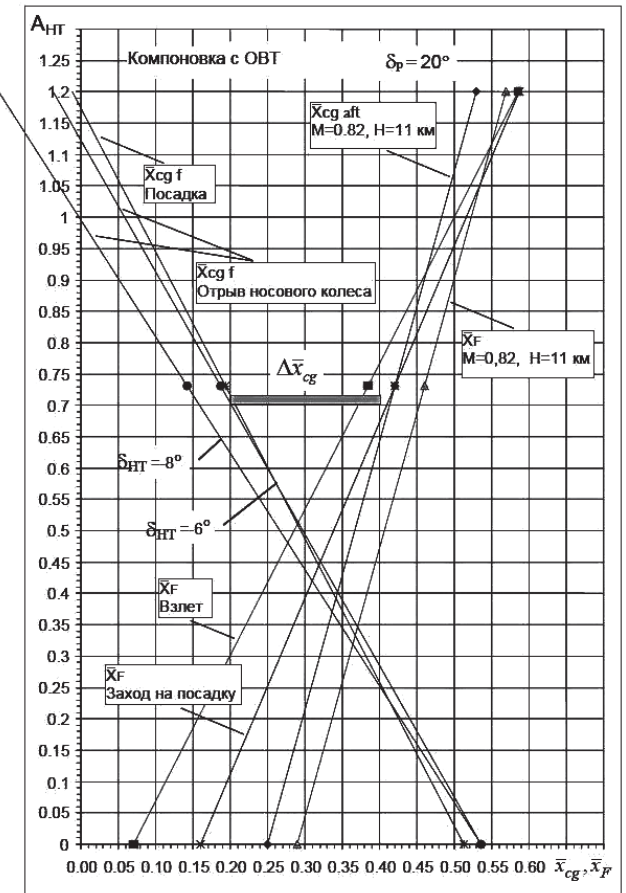
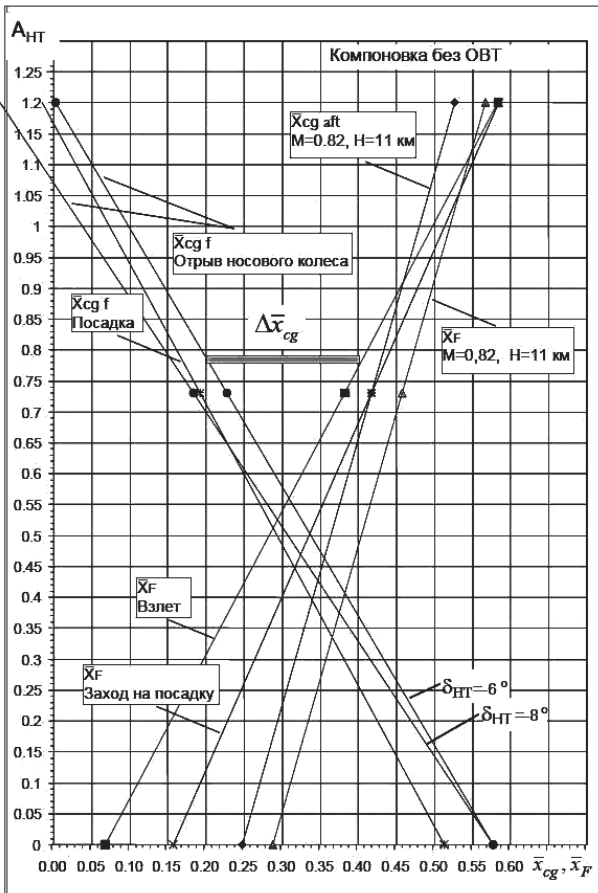


Рис. 3. Определение необходимого статического момента площади ГО самолета без ОВТ (слева) и с применением ОВТ (справа)

ческих органов управления, позволяет существенно улучшить характеристики управляемости самолёта. В частности, для различных компоновок самолёта может быть существенно увеличена эффективность управления по крену (установившаяся угловая скорость крена $\tilde{\omega}_{x\max}$), тангажу и рысканию, уменьшено время выхода самолёта на установившуюся перегрузку \bar{t}_α (рис. 4).

гократного резервирования контуров управления и секционирования органов управления. Применяется несколько приводов для отклонения органа управления, обеспечивается применение надежных в эксплуатации приводов управления и др. Поэтому весьма мала вероятность случая (на один час полета), когда невозможно управление одним из органов управления (рулями высоты, элерона-

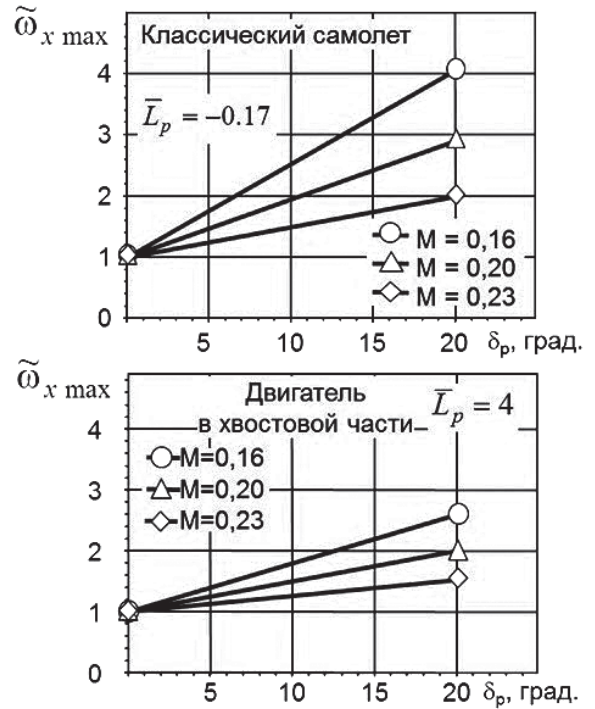
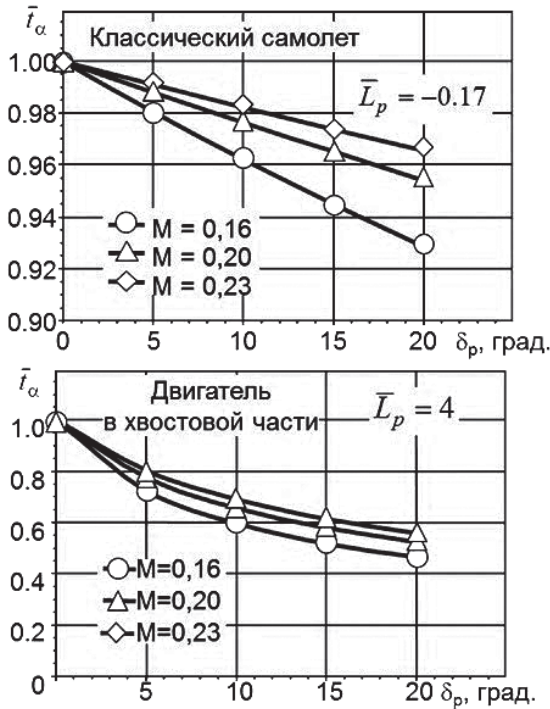


Рис. 4. Характеристики управляемости самолета с ОВТ

Безопасность полета

Использование ОВТ в качестве резервного органа управления при отказах основного управления, а также его использование в качестве дополнительного органа управления при выходе самолёта на критические режимы полета, безусловно, способствовало бы повышению безопасности полета. При этом использование ОВТ, например в классической компоновке (см. рис. 2), в качестве резервного органа управления по тангажу ограничено. Вследствие недостаточных значений управляющего момента ОВТ двигателей под крылом не может быть использован для балансировки вместо стабилизатора, однако ОВТ может быть использован вместо руля высоты на взлётно-посадочных режимах полета. Использование ОВТ вместо руля направления возможно как на взлётно-посадочных режимах полета, так и на крейсерских режимах полета.

При построении системы управления современных самолётов используются принципы мно-

ми, рулем направления) вследствие отказов, она составляет примерно 10^{-13} – 10^{-16} .

В то же время вероятность заклинивания одной секции руля высоты, одного элерона или одной секции руля направления заметно больше, она составляет примерно 10^{-7} – 10^{-8} на один час полёта. Кроме того, статистика летных происшествий даёт примеры разрушения органов управления. Поэтому использование ОВТ в качестве резервного органа управления для повышения безопасности полета может быть полезным.

Крейсерский полет

Пренебрегая центробежными силами от вращения Земли, полагая угол наклона траектории постоянной и малой величиной ($\theta_{PI} = 0, \frac{d\theta_{PI}}{dt} = 0$) и принимая скорость полета постоянной ($\frac{dV}{dt} = 0$), получаем систему уравнений установившегося полета в скоростной системе координат:

$$P \sin(\theta_{eng} + \delta_p) + L - G = 0; \tag{1}$$

$$P \cos(\theta_{eng} + \delta_p) - D = 0; \tag{2}$$

$$\frac{dL_F}{dt} = V; \tag{3}$$

$$\frac{dG}{dt} = -PC_F, \tag{4}$$

где P — тяга; θ_{eng} — угол между вектором скорости и осью двигателя; δ_p — угол отклонения вектора тяги; L — аэродинамическая подъемная сила; G — вес; D — аэродинамическая сила лобового сопротивления; L_F — дальность полёта; V — скорость полёта; C_F — удельный расход топлива; t — время полёта.

Путем преобразований системы уравнений установившегося полёта получено выражение для определения дальности крейсерского полета:

$$L_F = \frac{V}{C_F} \left[\sin(\theta_{eng} + \delta_p) + \frac{L}{D} \cos(\theta_{eng} + \delta_p) \right] \times \ln \frac{1}{1 - \Delta \bar{G}_F}, \tag{5}$$

где $\Delta \bar{G}_F = \frac{1}{G_0} \int_0^t PC_F dt$ — относительный запас топлива; G_0 — взлётный вес.

Тогда оптимальный угол отклонения вектора тяги, максимизирующий дальность полёта, составит

$$(\delta_p)_{opt} = \arctg \frac{D}{L} - \theta_{eng}. \tag{6}$$

При малых углах θ_{eng} и без использования ОВТ на самолете формула (5) приобретет обычный вид [22]:

$$L_F = \frac{LV}{DC_F} \ln \frac{1}{1 - \Delta \bar{G}_F}.$$

Проведены параметрические исследования для анализа влияния ОВТ на характеристики дальности полёта с использованием метода модификации аэродинамических поляр. Рассматривались три возможных типа расположения двигателей в ком-

поновке самолёта: 1 — на пилонах под крылом (см. рис. 2), 2 — на фюзеляже в носовой части и 3 — в хвостовой части фюзеляжа. Соответствующие этим случаям координаты точки приложения (длина плеча) вектора тяги относительно центра тяжести самолёта приведены в таблице.

Случай	1	2	3
x_p , м	-2	-18	18
y_p , м	-2.3	0	0

В общем случае, когда дополнительный момент от ОВТ «помогает» работе оперения, наблюдается увеличение максимального аэродинамического качества самолета.

На рис. 5–7 показано изменение аэродинамического качества самолета в зависимости от положения двигателей на самолете и угла отклонения вектора тяги. Наибольшее увеличение максимального качества (рис. 6) реализуется при расположении двигателей в передней части фюзеляжа и отклонении вектора тяги вверх. В рассмотренном диапазоне изменения углов отклонения вектора тяги (от 0° до $\pm 10^\circ$), увеличение аэродинамического качества составило около 2%.

С учетом влияния ОВТ на аэродинамическое качество проведены расчеты дальности полета, результаты которых при центровке $x_{cg} = 40\% b_A$ показаны на рис. 8. Получено, что возможное увеличение дальности полета (уменьшение расхода топлива) посредством поворота вектора тяги может составить около 1%. При этом наибольший эффект реализуется при расположении двигателей перед крылом (случай 2) с поворотом вектора тяги на угол $6-8^\circ$. В случае 1 (двигатели под крылом) оптимальная величина $\delta_p = 0 \div 2^\circ$.

Видно, что в крейсерском полете ОВТ можно использовать в широком диапазоне углов поворота вектора тяги $[-3^\circ; +15^\circ]$ без ухудшения дальности полета и расхода топлива. Это важно для применения ОВТ с целью улучшения управляемости самолета.

Совокупное влияние нескольких факторов (оптимальный δ_p , уменьшение оперения, сдвиг центровки при повышении надежности системы управления) может, по предварительным оценкам, обеспечить примерно 3–4%-ное уменьшение расхода топлива и, следовательно, эмиссии CO_2 (рис. 9).

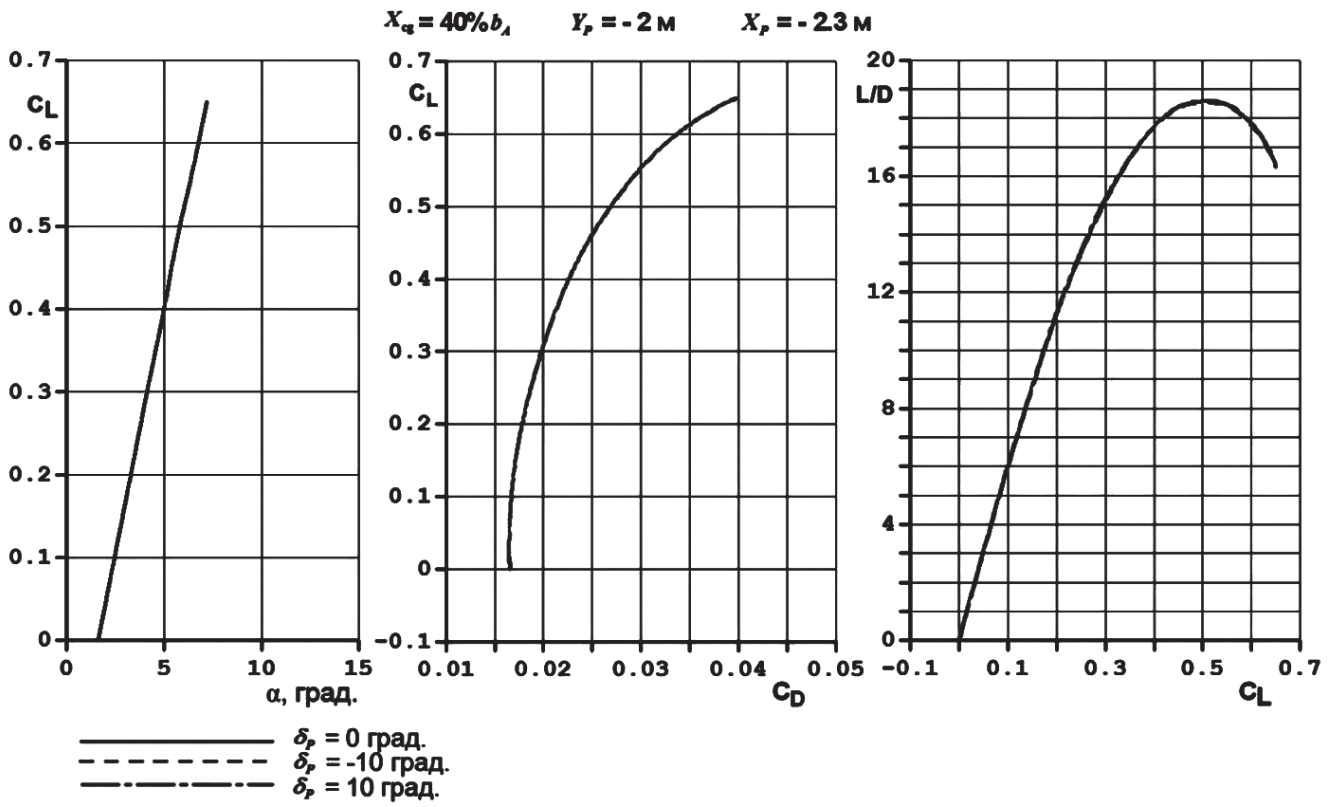


Рис. 5. Аэродинамические характеристики в случае 1

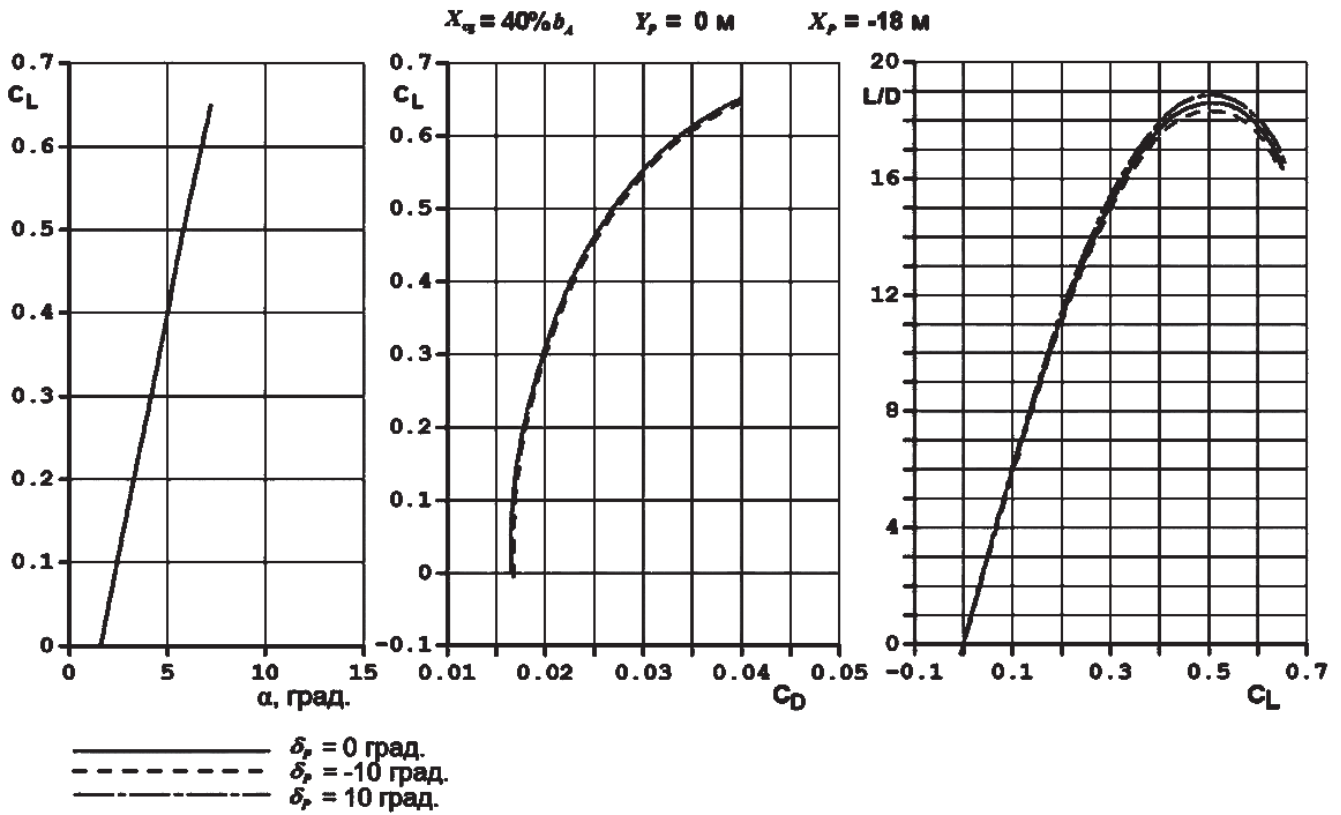


Рис. 6. Аэродинамические характеристики в случае 2

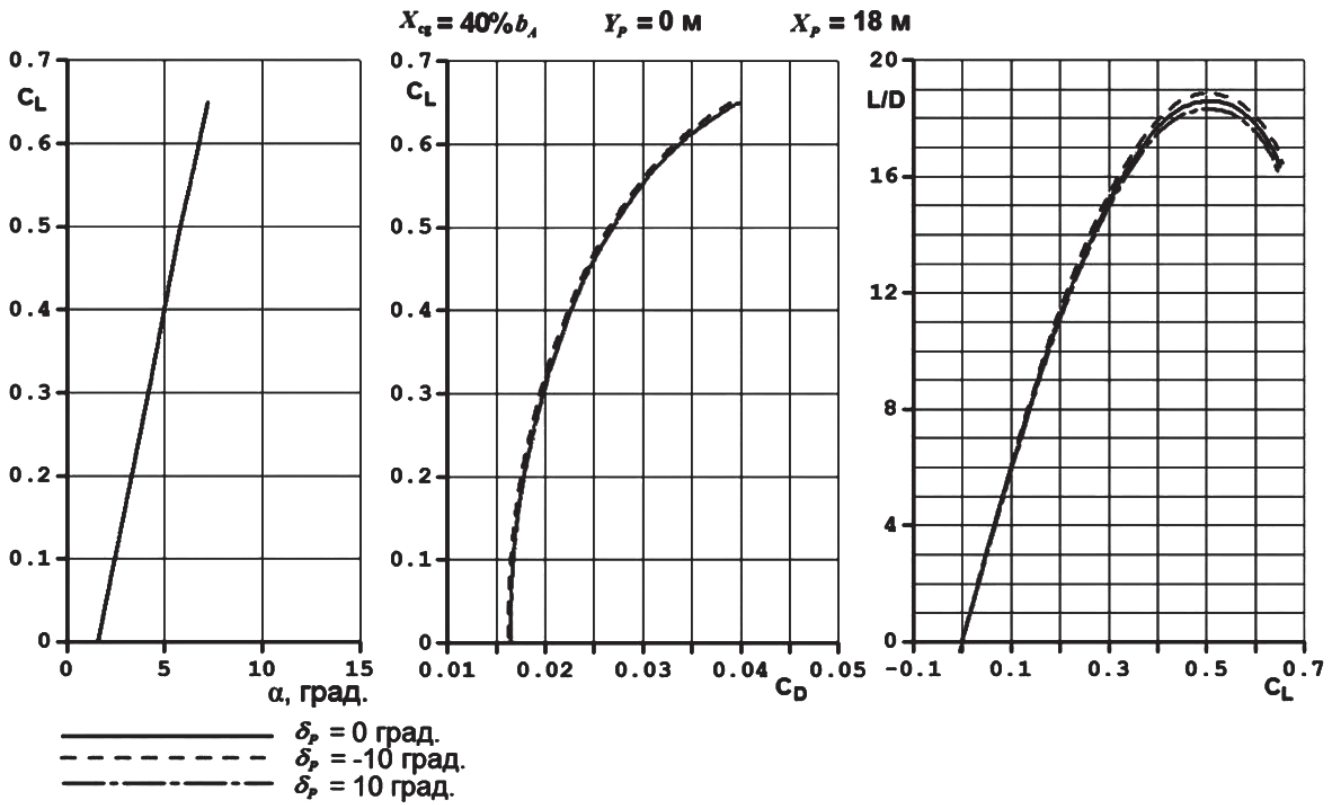


Рис. 7. Аэродинамические характеристики в случае 3

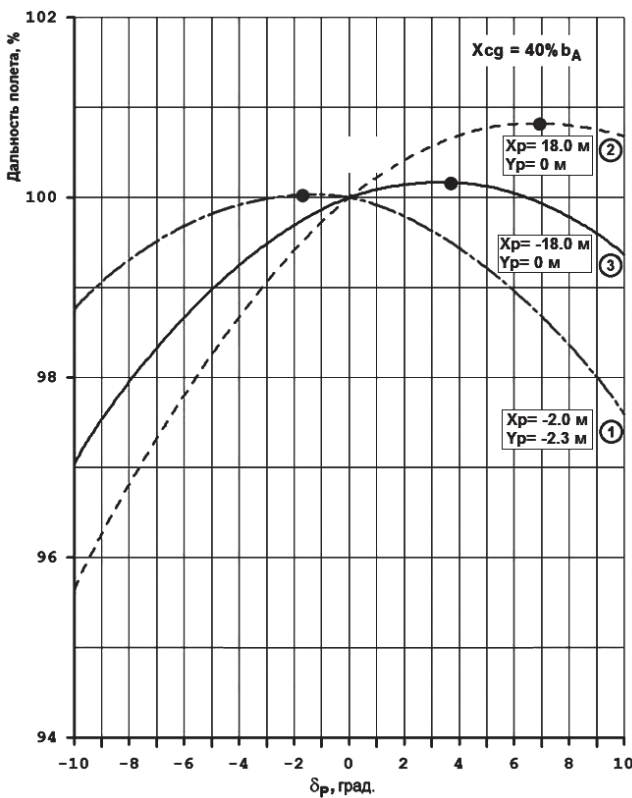


Рис. 8. Дальность полета при ОВТ



Рис. 9. Оценка влияния ОВТ на дальность полета и расход топлива

Траектория взлёта

Возможность уменьшения скорости отрыва самолета является положительным фактором и при прочих равных условиях позволяет уменьшить взлетную дистанцию самолета.

Для определения градиента набора высоты полета $\eta = \text{tg}\theta_{PI}$ с использованием ОВТ может быть получено аналитическое выражение. Так, в

скоростной системе координат (рис. 10) уравнения движения самолета имеют вид:

$$\frac{dV}{dt} = P \sin(\theta_{eng} + \delta P) + L - G \cos \theta_{PI}; \quad (7)$$

$$mV \frac{d\theta_{PI}}{dt} = P \cos(\theta_{eng} + \delta P) - D - G \sin \theta_{PI}. \quad (8)$$

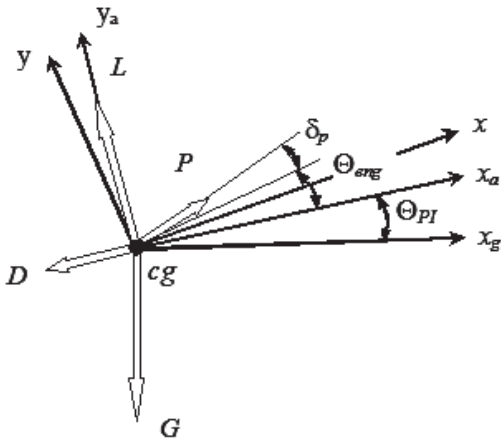


Рис. 10. Векторы сил в различных системах координат, в том числе в связанной (x, y), скоростной (x_a, y_a), земной (x_g, y_g)

ной силы, соответствующего полету на безопасной скорости V₂. Это связано с появлением вертикальной составляющей тяги двигателей и следует из уравнения

$$C_L(V_2) = \frac{2[G \cos \theta_{PI} - P \sin(\theta_{eng} + \delta P)]}{\rho V_2^2 S}, \quad (11)$$

где ρ — плотность воздуха.

Так как обычно значение C_L(V₂) больше, чем коэффициент подъемной силы, соответствующий полету при максимальном аэродинамическом качестве, то некоторое уменьшение C_L(V₂) при наличии нормальной тяги двигателей является положительным фактором.

Суммарное влияние отклонения вектора тяги и положения двигателей на самолете на градиент набора высоты со всеми работающими двигателями и с отказом одного двигателя показано на рис. 11. Видно, что имеется выигрыш 1–2% в величине градиента при оптимальных углах отклонения вектора тяги, которые составляют –7° при заднем расположении двигателей на фюзеляже (случай 3), +4° при переднем расположении двигателей на фюзеляже (случай 2).

Таким образом, отклонение вектора тяги в широком диапазоне ±10° для случаев 2 и 3 практически не приводит к изменению траектории взлета. Отклонение вектора тяги в этом диапазоне углов не приведет также к ухудшению характеристик самолёта на траектории взлёта и в крейсерском полете.

Выводы

Предварительные исследования показали, что применение ОВТ имеет потенциал улучшения эксплуатационных характеристик гражданского самолёта.

Получено, что существенным полезным эффектом применения ОВТ является возможность улучшить динамику управления самолётом по крену, тангажу и рысканию. Независимая система ОВТ позволит создать дополнительное резервирование, повысить надежность комплексной системы управления самолётом и улучшить безопасность полёта на режимах взлёта/посадки и набора высоты, для которых по статистике характерно наибольшее число аварийных ситуаций. Кроме того, возможно некоторое уменьшение расхода топлива и эмиссии CO₂.

На участке траектории установившегося полёта с постоянным углом наклона $\frac{\partial V}{\partial t} = 0, \frac{\partial \theta_{PI}}{\partial t} = 0$. Тогда, сложив (7) и (8), получим:

$$\text{tg} \theta_{PI} \equiv \frac{P \cos(\theta_{eng} + \delta P) - D}{P \sin(\theta_{eng} + \delta P) + L}. \quad (9)$$

Если значения углов (θ_{eng} + δ_P) малы и соблюдается равновесие сил G = L, то из (9) можно получить хорошо известное выражение для определения угла наклона траектории:

$$\text{tg} \theta_{PI} = \frac{P}{G} - \frac{X_a}{Y_a}. \quad (10)$$

В данной работе оптимальные значения углов поворота вектора тяги определены с использованием численных методов решения уравнения (9) с учетом влияния ОВТ на аэродинамику сбалансированного самолета.

Помимо изменения аэродинамического качества, отклонение вектора тяги приводит к изменению потребного значения коэффициента подъем-

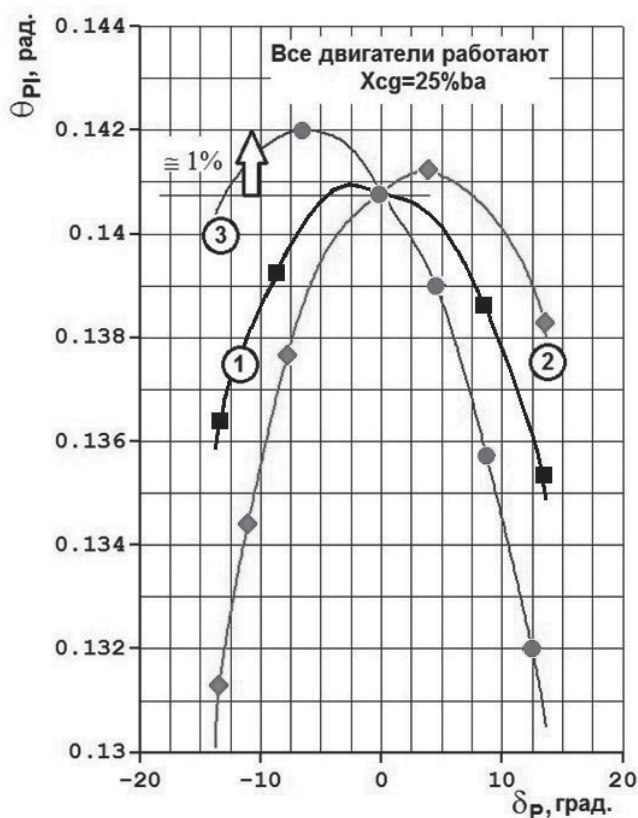
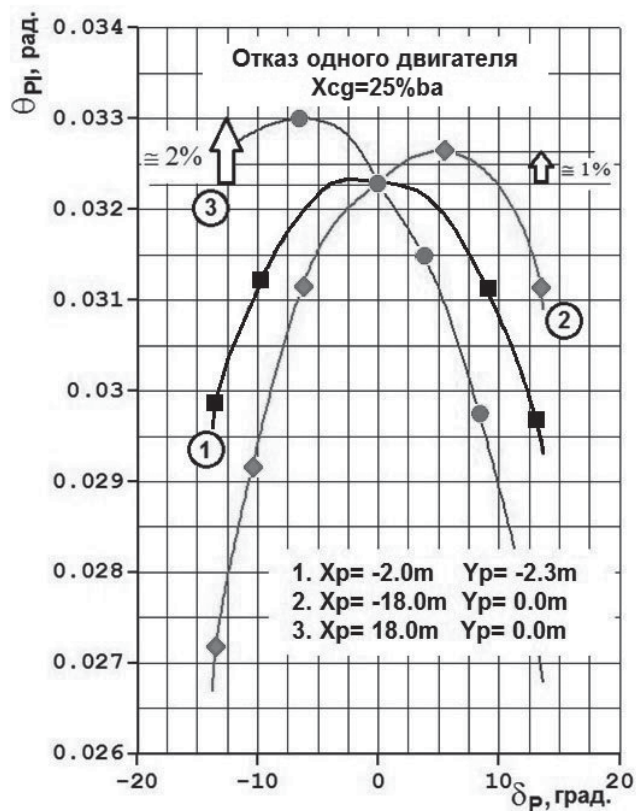


Рис. 11. Наклон траектории взлёта с ОВТ

Библиографический список

- Илларионов В.Ф. Исследование возможности улучшения маневренных характеристик самолета за счет отклонения вектора тяги // Труды ЦАГИ. Вып. 1542. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1974. — 15 с.
- Лаврухин Г.Н., Скворцов Е.Б., Талызин В.А., Шелехова С.В. Экспериментальное исследование аэродинамики сопла с отклоняемым вектором тяги // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. 45. № 4. С. 59-64.
- Брагазин В.Ф., Семенов А.А., Скворцов Е.Б., Шалашов В.В. Зависимость вектора тяги ВРД от угла отклонения реактивной струи // Техника воздушного флота. 2013. № 4(713). С. 25-31.
- Егоров А.В., Мышенков Е.В., Полев А.С., Щелгунов Е.Ю. Концепция реверсивно-отклоняющего устройства решетчатого типа с поворотными лопатками // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. 48. № 5. С. 26-40.
- Скворцов Е.Б., Брагазин В.Ф., Болсуновский А.Л., Лаврухин Г.Н., Самохин В.Ф., Семенов А.А., Чернавских Ю.Н., Шалашов В.В., Шелехова С.В. Разработка концепции гражданского самолета с энергетической системой управления, использующего отклоняемый вектор тяги ТРДД // Всероссийская научно-техническая конференция «Авиадвигатели XXI века» (24-27 ноября 2015): Сборник тезисов докладов. — М.: ЦИАМ имени П.И. Баранова, 2015. С. 166-168.
- Брагазин В.Ф., Дементьев А.А., Скворцов Е.Б. Применение отклоняемого вектора тяги в задачах управления гражданским самолетом // 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика»: Сборник тезисов докладов. — М.: Изд-во МАИ, 2016. С. 26-27.
- Егоров О.В., Имаев Т.Ф., Мышенков Е.В., Полев А.С., Щелгунов Е.Н., Брагазин В.Ф., Васин С.С., Дементьев А.А., Лаврухин Г.Н., Скворцов Е.Б., Чернова Н.А., Шалашов В.В., Шелехова С.В. Исследование концепции ТРДД с отклоняемым вектором тяги в энергетической системе управления гражданским самолетом // Научно-технический конгресс по двигателестроению (4-6 апреля 2018): Сб. тезисов докладов. — М.: Ваш успех, 2018. Т. 1. С. 28-32.
- Сидельникова О.В., Матвеев Ю.А. Анализ конструкторско-технологических решений подсистем перспективных летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 1. С. 27-32.
- Коваленко А.И., Петраш В.Я. Формирование проектных решений беспилотных летательных аппаратов в программно-информационной среде базы знаний // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 4. С. 65-72.
- Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф., Склянский Ф.И., Фомин Н.А. Проектирование самолетов: Учебное пособие. — М.: Машиностроение, 1972. — 516 с.
- Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / Под ред.

- С.М. Егера. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.
12. *Бюшгенс Г.С.* Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов: Учебник. — Москва—Пекин: Издательский отдел ЦАГИ — Авиа-Издательство КНР, 1995. — 772 с.
 13. *Лаврухин Г.Н.* Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т. 1. Внутренние характеристики сопел: Монография. — М.: Физмалит, 2003. — 376 с.
 14. *Лаврухин Г.Н., Попович К.Ф.* Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т.2. Обтекание донных уступов потоком газа. — М.: Физмалит, 2009. — 312 с.
 15. *Лаврухин Г.Н., Иванькин М.А., Талызин В.А.* Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т. 3. Внешнее сопротивление и потери эффективной тяги сопел. — М.: Физматлит, 2016. — 1309 с.
 16. *Шульгин В.А., Гайсинский С.Я.* Двухконтурные турбореактивные двигатели малолетных самолетов. — М.: Машиностроение, 1984. — 168 с.
 17. *Куручкин Ф.П.* Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой / Под ред. В.В. Андреевского. — М.: Машиностроение, 1970. — 354 с.
 18. *Святогоров А.А., Попов К.Н., Хвостов Н.И.* Устройства для отклонения реактивной струи турбореактивных двигателей / Под ред. А.А. Святогорова. — М.: Машиностроение, 1968. — 30 с.
 19. *Поляков В.В.* Реверсивные устройства силовых установок с воздушно-реактивными двигателями. — М.: Авиастроение, 1978. Т. 5. — 208 с.
 20. *Павленко В.Ф.* Силовые установки с поворотом вектора тяги в полете. — М.: Машиностроение, 1987. — 200 с.
 21. *Оболенский Ю.Г.* Управление полетом маневренных самолетов. — М.: Филиал Воениздат, 2007. — 254 с.
 22. *Остославский И.В., Стражева И.В.* Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1969. — 502 с.

ON PRACTICALITY OF DEFLECTABLE THRUST VECTOR APPLICATION FOR CIVIL AIRCRAFT

Bragazin V.F.* , Gusarova N.A. , Dement'ev A.A.*** ,
Skvortsov E.B.**** , Chernavskikh Yu.N.*******

*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia*

* e-mail: byf15@yandex.ru

** e-mail: ninagusarova17@mail.ru

*** e-mail: Alexander.A.Dementyev@yandex.ru

**** e-mail: skvortsov-tsagi@yandex.ru

***** e-mail: urij_ch@mail.ru

Abstract

The study focuses on the engine deflectable thrust vector (DTV) application on the civil aircraft to improve its controllability, as well as take-off and cruising-flight characteristics.

Thrust vector deflection is achieved through the movable nozzles. Three options of the engines location in the aircraft layout, namely, on the pylons under the wing, as well as on the pylons of the fuselage nose and tail parts were considered. Esteems of the DVT application as an additional element to the aerodynamic control elements were obtained.

The DVT application as an additional balancing element of pitch and/or yow control leads to the possible reduction of the horizontal tail (HT) and/or vertical tail (VT). Thus, for the aircraft layout with the engines under the wing, the HT area reduction may be of 11%, and VT area reduction of 8%. For the aircraft layout with the engines in the fuselage tail part, the VT area reduction may be of 13–20%. The DVT

application along with the aircraft aerodynamic control elements allows increase the effectiveness of the lateral, pitch and yow control, as well as reduce the aircraft response time to the steady-state overload.

The aircraft cruising aerodynamic quality changing depending on the engines position on the aircraft and thrust vector deflection was considered. The largest increase in maximum quality was realized with the engines location in the front part of the fuselage and upward thrust vector deflection. It was revealed, that aerodynamic quality increases about 2% within the angles range of 0° to ±10°. According to the preliminary estimates, the aggregate impact of several factors may ensure the fuel consumption reduction in the cruising flight by approximately 3–4%.

While studying the takeoff trajectory, it was found that the largest trajectory slope angle at the safe takeoff speed was possible with the DVT engines application in the tail part of the fuselage.

According to the preliminary data, the DVT application bears a potential to improve a civil aircraft operational characteristics. The DVT significant useful effects are the possibility of aircraft control dynamics improvement and flight safety enhancement at the takeoff/landing and climbing modes.

Keywords: deflectable thrust vector, advantageous effects, control system, aircraft characteristics.

References

1. Illarionov V.F. *Trudy TsAGI*, issue 1542, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1974, 15 p.
2. Lavrukhin G.N., Skvortsov E.B., Talyzin V.A., Shelekhova S.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2014, vol. 45, no. 4, pp. 59-64.
3. Bragazin V.F., Semenov A.A., Skvortsov E.B., Shalashov V.V. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2013, no. 4(713), pp. 25-31.
4. Egorov A.V., Myshenkov E.V., Polev A.S., Shchelgunov E.Yu. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2017, vol. 48, no. 5, pp. 26-40.
5. Skvortsov E.B., Bragazin V.F., Bolsunovskii A.L., Lavrukhin G.N., Samokhin V.F., Semenov A.A., Chernavskikh Yu.N., Shalashov V.V., Shelekhova S.V. *Vserossiiskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya "Aviadvigateli XXI veka" (24-27 November 2015). Sbornik tezisev dokladov*, Moscow, TsIAM imeni P.I. Baranova, 2015, pp. 166-168.
6. Bragazin V.F., Dement'ev A.A., Skvortsov E.B. *XXV Mezhdunarodnaya konferentsiya "Aviatsiya i kosmonavtika". Sbornik tezisev dokladov*, Moscow, MAI, 2016, pp. 26-27.
7. Egorov O.V., Imaev T.F., Myshenkov E.V., Polev A.S., Shchelgunov E.N., Bragazin V.F., Vasin S.S., Dement'ev A.A., Lavrukhin G.N., Skvortsov E.B., Chernova N.A., Shalashov V.V., Shelekhova S.V. *Nauchno-tekhnicheskii kongress po dvigatelestroeniyu (4-6 April 2018). Sbornik tezisev dokladov*, Moscow, Vash uspekhi, 2018, vol. 1, pp. 28-32.
8. Sidelnikova O.V., Matveev Yu.A. Complex analysis constructional and technical decisions of perspective flying machine subsystem. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 1, pp. 27-32.
9. Kovalenko A.I., Petrash V.Ya. Formation of design solutions of unmanned aerial vehicles in the program-information environment of the knowledge base. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 4, pp. 65-72.
10. Badyagin A.A., Eger S.M., Mishin V.F., Sklyanskii F.I., Fomin N.A. *Proektirovanie samoletov* (Aircraft design), Moscow, Mashinostroenie, 1972, 516 p.
11. Eger S.M., Mishin V.F., Liseitsev N.K. et al. *Proektirovanie samoletov* (Aircraft design), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 616 p.
12. Byushgens G.S. *Aerodinamika i dinamika poleta magistral'nykh samoletov* (Aerodynamics and flight dynamics of long-haul aircraft), Moscow-Pekin, Izdatel'skii otdel TsAGI – Avia-Izdatel'stvo KNR, 1995, 772 p.
13. Lavrukhin G.N. *Aerogazodinamika reaktivnykh сопел. T.1. Vnutrennie kharakteristiki сопел* (Aerogas dynamics of jet nozzles. Vol. 1. Internal characteristics of nozzles), Moscow, Fizmatlit, 2003, 376 p.
14. Lavrukhin G.N., Popovich K.F. *Aerogazodinamika reaktivnykh сопел. T.2. Obtekanie donnykh ustupov potokom gaza* (Aerogas dynamics of jet nozzles. Vol. 2. Flow of bottom ledges by the gas stream), Moscow, Fizmatlit, 2009, 312 p.
15. Lavrukhin G.N., Ivan'kin M.A., Talyzin V.A. *Aerogazodinamika reaktivnykh сопел. T. 3. Vneshnee soprotivlenie i poteri effektivnoi tyagi сопел* (Aerogas dynamics of jet nozzles. Vol. 3. External drag and loss of effective nozzle thrust), Moscow, Fizmatlit, 2016, 1309 p.
16. Shul'gin V.A., Gaisinskii S.Ya. *Dvukhkонтурные turboreaktivnye dvigateli maloshumnykh samoletov* (Bypass turbojet engines of low-noise aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 168 p.
17. Kurochkin F.P. *Osnovy proektirovaniya samoletov s vertikal'nym vzletom i posadkoi* (Fundamentals of aircraft designing with vertical takeoff and landing), Moscow, Mashinostroenie, 1970, 354 p.
18. Svyatogorov A.A., Popov K.N., Khvostov N.I. *Ustroistva dlya otkloneniya reaktivnoi strui turboreaktivnykh dvigatelei* (Jet deflection devices of turbojet engines), Moscow, Mashinostroenie, 1968, 30 p.
19. Polyakov V.V. *Reversivnye ustroistva silovykh ustanovok s vozdushno-reaktivnymi dvigatelyami* (Reversible units of power plants with air-breathing engines), Moscow, Aviaostroenie, 1978. Vol. 5, 208 p.
20. Pavlenko V.F. *Silovye ustanovki s povоротом вектора tyagi v polete* (Power plants with thrust rotation vector in flight), Moscow, Mashinostroenie, 1987, 200 p.
21. Obolenskii Yu.G. *Upravlenie poletom manevrennykh samoletov* (Flight control of maneuverable aircraft), Moscow, filial Voenizdat, 2007, 254 p.
22. Ostoslavskii I.V., Strazheva I.V. *Dinamika poleta. Traektorii letatel'nykh apparatov* (Flight dynamics. Aircraft trajectories), Moscow, Mashinostroenie, 1969, 502 p.