



Особенности качественного проектирования горизонтального оперения с учетом работающих высокорасположенных турбореактивных двигателей

Ю.А. Оголев

*старший преподаватель кафедры 109Б
Московского авиационного института (НИУ);
Москва*

Е.В. Чурочкина

*ассистент кафедры 109Б Московского
авиационного института (НИУ); Москва*

e-mail: churochkina@beriev.com

Аннотация. В статье представлена оценка влияния высокорасположенных турбореактивных двигателей на качественные характеристики продольной устойчивости и управляемости самолета, обеспечиваемые горизонтальным оперением.

Высоко расположенные работающие турбореактивные двигатели влияют как на предельно-переднюю, так и на предельно-заднюю центровки самолета, т.е. потребный коэффициент статического момента $A_{\text{го}}$ выбирается с учетом их влияния на продольную устойчивость и управляемость самолета, что позволяет довольно достоверно и качественно выбрать размеры и взаимную схему расположения ГО и ВО на ранних стадиях проектирования самолета. Предложенная методика была разработана на основе исследований аэродинамических характеристик самолетов А-40 и Бе-200, полученных при проведении испытаний моделей в аэродинамических трубах и по результатам летных испытаний, проводимых ТАНТК им. Г.М. Бериева.

Ключевые слова: продольная устойчивость, управляемость, схема размещения двигателей, коэффициент статического момента, тяга.

Для гидросамолетов и самолетов-амфибий одной из основных проблем является проблема защиты работающих двигателей от заливания их водой на взлетно-посадочных режимах. До и после второй мировой войны на всех построенных гидросамолетах и самолетах-амфибиях в качестве такой защиты использовался метод максимально возможного удаления работающих двигателей от водной поверхности. При этом двигатели распола-

гались, как можно выше и как можно ближе к носу самолета, т.е. в зоне наименьшего брызгообразования. Такое стремление привело к появлению схемы самолета с крылом типа «чайка», которая была использована фирмой Г.М. Бериева на самолете-амфибии Бе-12 (1957 г.). Однако большое (положительное до излома и отрицательное после излома) поперечное V крыла схемы «чайка» имеет довольно много недостатков, как конструктивного, так и аэродинамического характера. Поэтому в последнее время для самолетов-амфибий в качестве защитного экрана работающих двигателей от возможного заливания их водой используется крыло самолета. В результате этого двигатели располагаются на пилонах высоко над крылом, в его хвостовой части в непосредственной близости от горизонтального оперения (ГО) и оказывают существенное влияние на его работу.

Такая схема размещения двигателей применена на созданных в последние годы самолетах-амфибиях А-40 «Альбатрос»; Бе-200 и др.

Указанная схема размещения двигателей на самолете приводит к значительному влиянию струй работающих двигателей на работу ГО, а значит и к существенному изменению качественных характеристик устойчивости и управляемости самолета, связанных с изменением режима работы двигателей.

При установке на самолет реактивных двигателей задача конструктора сводится к выносу оперения из зоны распространения струй работающих двигателей. Поэтому для самолетов такого типа оперение проектируется по Т-образной схеме, сопла двигателей устанавливаются повернутыми на небольшой угол ($5...6^\circ$) вниз и в стороны.

Основной особенностью схемы самолета с высокорасположенными над крылом турбореактивными двигателями является наличие пикирующего момента от тяги двигателей, который наиболее сильно влияет на характеристики продольной устойчивости и управляемости на этапах взлета и ухода на второй круг. Если для самолетов традиционных схем предельно-передняя центровка, а значит и потребное значение коэффициента статического момента горизонтального оперения $A_{\text{го}}$,

рассчитывается из условий посадки самолета, когда пикирующий момент от закрылков максимален, то для рассматриваемой схемы (с двигателями расположенными над крылом) расчетным случаем чаще всего является взлет самолета или уход на 2-ой круг, поскольку на этих режимах полета пикирующий момент, действующий на самолет, максимален. Поэтому влияние струй работающих двигателей на указанных режимах приобретает первостепенное значение, при расчете потребного значения $A_{то}$.

При работе высокорасположенных турбореактивных двигателей на повышенных режимах, на самолет помимо пикирующего момента от тяги двигателей действует продольный момент, вызванный изменением угла атаки ГО из-за дополнительного скоса потока за крылом при прохождении струй работающих двигателей под горизонтальным оперением, который существенно уменьшает пикирующий момент от тяги двигателей [1].

Согласно [2] угол скоса потока за крылом определяется формулой

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \varepsilon^\alpha (\alpha - \alpha_0), \quad (1)$$

где α – угол атаки крыла; α_0 – угол атаки при нулевой подъемной силе; ε_0 – снос потока за крылом при нулевой подъемной силе (снос потока от фюзеляжа); ε^α – производная угла скоса потока по углу атаки.

Влияние струй работающих двигателей на снос потока будем определять по формуле (2), аналогичной формуле (1)

$$\varepsilon(C_R) = \varepsilon_0 + \varepsilon_0^{C_R} \cdot C_R + \varepsilon^\alpha (1 + K_{\varepsilon^\alpha}^{C_R} \cdot C_R) (\alpha - \alpha_0), \quad (2)$$

где $C_R = P_{дв} / qS$ – коэффициент тяги двигателей; $P_{дв}$ – тяга одного двигателя; $\varepsilon_0^{C_R}$ – производная скоса потока от фюзеляжа по коэффициенту тяги двигателей; $K_{\varepsilon^\alpha}^{C_R}$ – коэффициент, учитывающий изменение ε^α от коэффициента тяги двигателей.

Коэффициенты $\varepsilon_0^{C_R}$ и $K_{\varepsilon^\alpha}^{C_R}$, учитывают изменение скосов потока за крылом вызванное наличием струй работающих двигателей и зависят от удаления горизонтального оперения по отношению к работающим двигателям, как по длине, так и по высоте (рис. 1–3). Указанные зависимости были получены в результате обработки материалов испытаний моделей самолетов-амфибий А-40 и Бе-200 с имитацией работы двигателей в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА [3, 4] и представлены на рис. 1–5 для различных конфигураций закрылков, характеризующихся значением прироста подъемной силы $\Delta C_{уакр}$.

При сравнении значений скоса потока, полученных при модельных испытаниях с результата-

ми летных испытаний самолетов А-40 и Бе-200, а также самолета Ту-154 [5, 6] было установлено, что фактическое увеличение углов скоса потока, вызванное работающими двигателями в сравнении с модельными испытаниями составляет от 20 до 30% (рис. 6). Анализ результатов модельных и летных испытаний позволил вывести поправочный коэффициент $F_{C_R} = 0,72 \cdot \sqrt[4]{C_R^3}$, введение которого в формулу (2) вместо коэффициента C_R , позволяет повысить качественный уровень расчетов продольных характеристик самолета на этапе проектных работ по выбору параметров ГО.

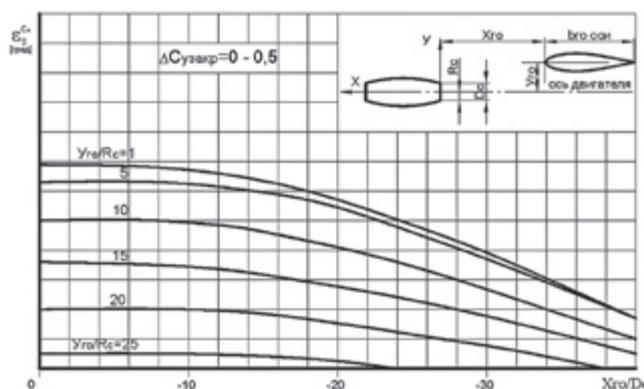


Рис. 1. Влияние работающих реактивных двигателей на угол скоса потока для различных положений ГО относительно двигателя

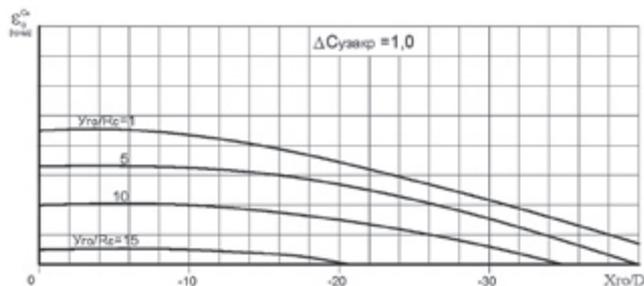


Рис. 2. Влияние работающих реактивных двигателей на угол скоса потока для различных положений ГО относительно двигателя

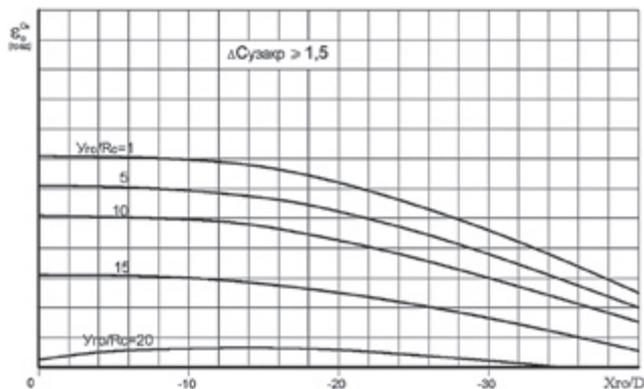


Рис. 3. Влияние работающих реактивных двигателей на угол скоса потока для различных положений ГО относительно двигателя



Такое представление указанных зависимостей позволяет получить хорошую сходимость результатов расчета с результатами летных испытаний до значений коэффициента тяги $C_R \leq 0,4$, что соответствует скоростям отрыва и ухода на 2-ой круг практически для всех современных самолетов с ТРД и ДТРД.

Введение поправочного коэффициента F_{C_R} позволяет весьма точно определить пикирующие моменты при увеличении тяги двигателей, требующие перебалансировки самолета, по предлагаемой методике

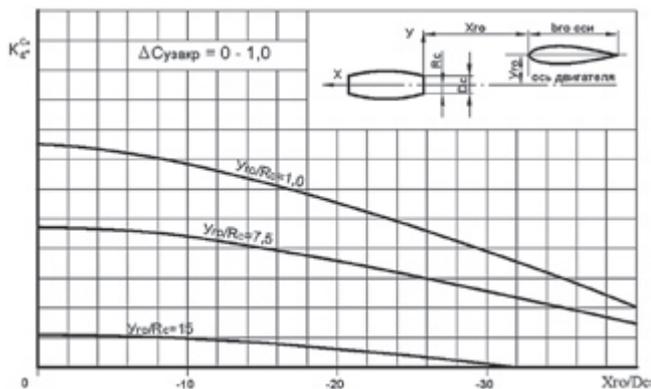


Рис. 4. Влияние работающих реактивных двигателей на производную скосов потока по углу атаки (ϵ^α) при изменении положения ГО относительно двигателя

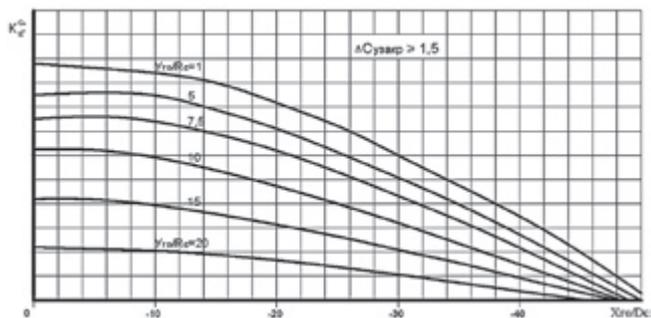


Рис. 5. Влияние работающих реактивных двигателей на производную скосов потока по углу атаки (ϵ^α) при изменении положения ГО относительно двигателя

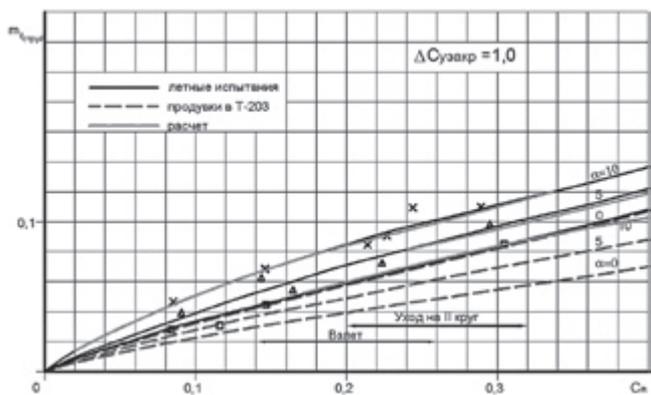


Рис. 6. Влияние струй работающих реактивных двигателей на коэффициент продольного момента самолета А-40 «Альбатрос» ($X_{дв}/D_c = 8,5$; $Y_{дв}/R_c = 7,4$)

$$m_{зdv.} = m_{zp} + m_{зструй} = -\frac{P_{дв} \cdot Y_{дв}}{q \cdot S \cdot b} - m_z^\alpha \cdot [\epsilon_0^{C_R} + K_{\epsilon^\alpha}^{C_R} \cdot \epsilon^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_0)] \cdot F_{C_R} \quad (3)$$

где m_{zp} – коэффициент продольного момента, вызванный тягой двигателей; $m_{зструй}$ – коэффициент продольного момента, вызванный прохождением струй работающих двигателей в области ГО; m_z^α – производная коэффициента продольного момента по углу отклонения ГО.

С учетом этого момента определяются как предельно-передняя центровка [2], так и нормируемые усилия перебалансировки самолета при даче и сбросе газа [7, 8].

Помимо продольного момента от работающих двигателей для балансировки самолета и предельно-передней центровки, при изменении режима работы двигателя меняется также и предельно-задняя центровка ($\bar{X}_{т.пз}$) [1, 2]. Изменение $\bar{X}_{т.пз}$ вызывается уменьшением степени продольной статической устойчивости с учетом работающих двигателей. При этом изменение степени продольной статической устойчивости можно определить, используя следующие зависимости

$$\Delta m_{зструй} = \bar{X}_{F_{го}} - \bar{X}_{F_{го} \text{ обд}} = -\frac{m_z^\alpha}{C_{y \text{ бго}}^\alpha} \cdot \epsilon^\alpha \cdot K_{\epsilon^\alpha}^{C_R} \cdot F_{C_R} \quad (4)$$

где $\bar{X}_{F_{го}}$ – сдвиг фокуса самолета от установки ГО; $\bar{X}_{F_{го} \text{ обд}}$ – сдвиг фокуса самолета от установки ГО с учетом струй работающих двигателей, проходящих вблизи ГО; $C_{y \text{ бго}}^\alpha$ – производная коэффициента подъемной силы самолета без ГО по углу атаки.

Поскольку высоко расположенные работающие турбореактивные двигатели влияют как на предельно-переднюю, так и на предельно-заднюю центровки самолета, потребный коэффициент статического момента $A_{го}$ выбирается с учетом их влияния на продольную устойчивость и управляемость самолета.

Традиционно характеристики устойчивости и управляемости могут быть определены только по результатам испытаний модели самолета с работающей силовой установкой. Однако, как наглядно показано на рис. 6, результаты испытаний модели самолетов с работающими реактивными двигателями, значительно отличаются от результатов летных испытаний рассматриваемых самолетов. Для самолетов-амфибий и гидросамолетов, использующих крыло в качестве защитного экрана работающих двигателей от заливания их водой, определение параметров горизонтального оперения на ранних стадиях проектирования по существующим методикам дают значительную погрешность в сравнении со значениями, полученными при летных испытаниях. Поэтому, выбор параметров и схемы опере-

ния, проведенный по предлагаемой методике будет более точным и качественным, чем по испытаниям модели самолета с работающими двигателями в аэродинамической трубе. Эти расхождения связаны с недостаточно корректным моделированием в аэродинамической трубе «закрученности» струи работающих двигателей, т.е. основное отличие эксперимента от природы заключается в меньших углах скоса потока (ϵ_0) как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскости, вызванных прохождением струи работающих двигателей.

Таким образом, полученные расчетно-экспериментальным путем поправочные коэффициенты позволяют существенно повысить качество расчетов параметров горизонтального оперения на этапе проектирования и сходимость расчетных и экспериментальных оценок характеристик устойчивости и управляемости.

Литература

1. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика продольного и бокового движения – Машиностроение. 1979.
2. Остославский И.В. Аэродинамика самолета. Оборонгиз. 1957.
3. Малюшко Н.П., Мымрин В.А. Отчет по исследованию аэродинамических характеристик самолета Бе-200 с работающей силовой установкой. СибНИА. 1991.
4. Малюшко Н.П., Мымрин В.А. Отчет по исследованию аэродинамических характеристик самолета А-40 с работающей винтомоторной установкой. СибНИА. 1993.
5. Лигум Т.И. и др. Аэродинамика самолета Ту-154. – Транспорт. 1977.
6. Оголев Ю.А. Отчет по сравнению аэродинамических характеристик самолета А-40, полученных при трубных испытаниях, с результатами летных испытаний. ТАНТК им. Г.М. Бериева. 1989.
7. Авиационные правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов, 1991.
8. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности транспортных самолетов. 1994.

Identification of Thrust Force When Changing an Operating Mode of Engines in Flight Tests

Yu. A. Ogolev, senior teacher of department 109B of Moscow aviation institute (National research university), Moscow

E.V. Churochkina, assistant of department 109B of Moscow aviation institute (National research university), Moscow

e-mail: churochkina@beriev.com

Summary. Assessment of influence of the high-located turbojets on the qualitative characteristics of longitudinal stability and controllability of the plane provided with horizontal plumage is presented in article.

Highly located working turbojets influence both on a limit-lobby, and on limit-back centerings of the plane, i.e. the required coefficient of the static moment of Ago is chosen taking into account their influence on longitudinal stability and controllability of the plane that allows to choose quite authentically and qualitatively the sizes and the mutual scheme of an arrangement of horizontal plumage (HP) and vertical plumage (VP) at early design stages of the plane. The offered technique has been developed on the basis of researches of aerodynamic characteristics of the A-40 and Be-200 planes received when carrying out tests of models in wind tunnels and by results of the flight tests which are carried out by Taganrog aviation scientific and technical complex of G.M. Beriyev (TASTC of G.M. Beriyev).

Keywords: longitudinal stability, controllability, scheme of placement of engines, coefficient of the static moment, draft.

References:

1. Byushgens G.S., Studnev R.V. Dynamics of longitudinal and lateral motion. *Mechanical engineering*. 1979.
2. Ostoslavsky I.V. Plane aerodynamics. *Oborongiz*. 1957.
3. Malyushko N.P., Mimrin V.A. The report on a research of aerodynamic characteristics of the Be-200 plane with the working power plant. *Siberian research institute of aircraft (SRIA)*. 1991.
4. Malyushko N.P., Mimrin V.A. The report on a research of aerodynamic characteristics of the A-40 plane with the working vintomotorny installation. *Siberian research institute of aircraft (SRIA)*. 1993.
5. Ligum T.I. Aerodynamics of the Tu-154 plane. *Transport*. 1977.
6. Olegov Yu.A. he report on comparison of the aerodynamic characteristics of the A-40 plane received at pipe tests with results of flight tests. *Taganrog aviation scientific and technical complex of G.M. Beriyev (TASTC of G.M. Beriyev)*. 1989.
7. Aviation rules. Part 23. *Standards of the flight validity of civilian light planes*. 1991.
8. Aviation rules. Part 25. *Standards of the flight validity of transport planes*. 1994.