

УДК 629.7.025.84

ИССЛЕДОВАНИЕ ВИНГЛЕТОВ С ИЗМЕНЯЕМЫМ УГЛОМ ОТКЛОНЕНИЯ

© Каучакова М.А.

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань, Российская Федерация

e-mail: alehan.orlov.45@mail.ru

Научный руководитель: Лэй Р.А., канд. техн. наук, доцент
Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань, Российская Федерация

Ключевые слова: аэродинамика, винглеты, аэродинамическое качество, оптимизация, топливная эффективность.

Винглеты, или законцовки крыла различных типов являются распространенным средством повышения топливной экономичности на современных воздушных судах. Основное назначение винглетов – уменьшить индуктивное сопротивление, однако, поскольку винглеты представляют собой неподвижные поверхности, их эффективность изменяется на различных этапах полета. Винглеты с изменяемым углом отклонения не применяются на самолетах в данный момент, однако обладают большим потенциалом для улучшения летно-технических характеристик самолета и его топливной эффективности, поскольку позволяют обеспечить оптимальное снижение индуктивного сопротивления на всех режимах полета.

Для изучения влияния винглета с изменяемым углом наклона на аэродинамические характеристики было осуществлено моделирование процессов обтекания в Ansys Fluent. Влияние угла наклона винглета на аэродинамические характеристики крыла представлено на рисунке.

На основе представленного анализа очевидно, что не существует единой конфигурации винглета, которая могла бы обеспечить оптимальное снижение индуктивного сопротивления на всех режимах полета. Предложим рекомендации по настройке винглетов на разных этапах полета с учетом улучшения аэродинамических характеристик по сравнению с крылом без винглетов.

1. При взлете, снижении, начальном наборе высоты и смене крейсерского эшелона (где влияние сжимаемости незначительно) рекомендуется использовать угол наклона винглета 45° . Эта конфигурация создает большую подъемную силу и меньшее сопротивление для заданной высоты.

2. На крейсерском режиме (высокое число Маха) рекомендуется использовать угол наклона 15° . Эта настройка обеспечит максимальное снижение лобового сопротивления при заданной подъемной силе.

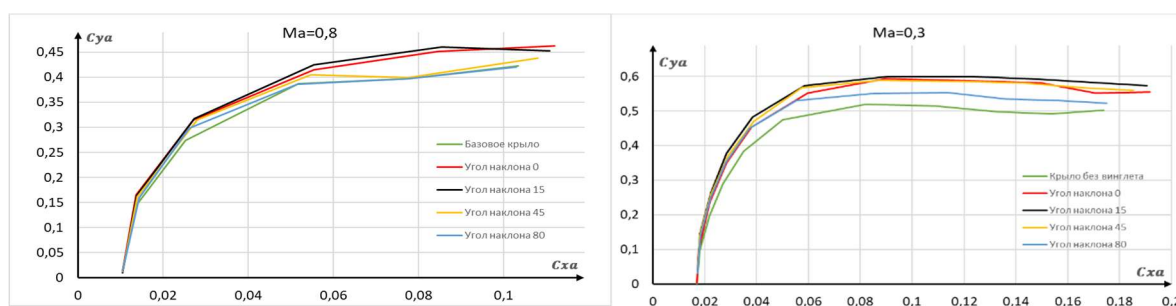


Рисунок – Поляры для крыльев с винглетами разного угла наклона при $Ma = 0,8$ $Ma = 0,3$

3. После посадки и при рулении к выходу на посадку рекомендуется использовать угол наклона 80° для уменьшения размаха крыльев и удовлетворения требований к посадочному зазору.

Количественная оценка топливной эффективности установки винглета с изменяемым углом отклонения, проведена согласно методу [1]. Результаты расчетов и априорная информация о летно-технических характеристиках Ил-96-300 для удобства обобщены в таблицу.

Таблица – Сравнение характеристик самолета с винглетами с самолетом без них на примере Ил-96-300

Летно-технические характеристики	Ил-96-300 Базовый	Ил-96-300 с винглетами
Площадь крыла в плане S , м^2	391,6	391,6
Удлинение крыла λ	9,2	11,5
Коэффициент индуктивного сопротивления $C_{\text{ха инд}}$	0,0104	0,00781
Уменьшение общего лобового сопротивления $\Delta C_{\text{ха}}$, %	-6,5	
Масса топлива $m_{\text{т}}$, т	80	?
Масса крыла по (4) $m_{\text{кр}}$, т	28,5	-
Прирост массы самолета за счет установки винглетов и поворотного механизма $\Delta m_{\text{кр скл } 0}$, т	–	0,3
Изменение массы топлива за счет изменения сопротивления $\Delta m_{\text{т } \Delta C_{\text{ха } 0}}$, т	–	-4
Конечное изменение взлетной массы Δm , т	-4,45	
Относительное изменение в массе топлива $\Delta m_{\text{т}}/m_{\text{т}}$, 100%	-7,87	

Коэффициент аэродинамического сопротивления при полете на дозвуковой скорости:

$$C_{\text{ха}} = C_{\text{ха инд}} + C_{\text{ха проф}} = C_{\text{ха } 0} + \frac{C_{\text{ya}}^2}{\pi \lambda e}, \quad (1)$$

где C_{ya} – коэффициент подъемной силы; e – коэффициент Освальда.

Масса крыла:

$$m_{\text{кр}} = \frac{n_y^p \lambda \psi_{,022} \sqrt[4]{m}}{p_0 \bar{c}_0^{0,75} (\cos \chi_{0,25})^{1,5}} \left(0,85 + \frac{\bar{c}_0 - 1}{\eta + 3} \right) k_1 + \frac{4,5 k_2 k_3}{p_0} + 0,01, \quad (2)$$

где n_y^p – расчетная перегрузка; $p_0 = mg/S$ – удельная нагрузка на крыло; $\bar{c}_0$, $\bar{c}_k$ – относительные толщины профиля в корневом и концевом сечениях; $k_{\text{дв}}$ – коэффициент, учитывающий расположение двигателей на крыле (для двигателей на крыле $k_{\text{дв}} = 1$); k_1 – коэффициент, учитывающий ресурс крыла ($k_1 = 1,1$); k_2 – коэффициент, учитывающий используемый вид механизации крыла ($k_2 = 1,5$); k_3 – коэффициент, учитывающий вид герметизации топливных баков ($k_3 = 1,1$).

Масса устройства отклонения винглетов [2]:

$$m_{\text{пов}} = m_{\text{вст}} + m_{\text{мех. Пов}} + m_{\text{мех.фикс}}, \quad (3)$$

где $m_{\text{вст}}$ – масса силовой вставки в районе узла поворота; $m_{\text{мех. пов}}$ – масса механизма с приводом для поворота; $m_{\text{мех.фикс}}$ – масса элемента, обеспечивающего фиксацию винглета в определенном положении.

Изменение массы топлива за счет изменения сопротивления:

$$\Delta m_{T \Delta C_{xa0}} = \frac{k_{T \text{кр}} m_T \Delta C_{xa}}{C_{xa}}. \quad (4)$$

Изменение в расходе топлива:

$$\Delta m_T = \Delta m_{T0} + \bar{m}_T \left(1 - \frac{C_{xa\phi}}{C_{xa}} \right) \Delta m. \quad (5)$$

В ходе работы было исследовано влияние винглета с изменяемым углом наклона на аэродинамические характеристики крыла (коэффициент подъемной силы и коэффициент лобового сопротивления). Для этого было осуществлено моделирование процессов обтекания в Ansys Fluent, а также для промежуточных выводов было использовано экспресс-моделирование в программе Kompas Flow. На основе результатов проведения вычислительной газодинамической задачи построены поляры для крыла самолета Ил-96-300 с установленными винглетами различной конфигурации и без них при числах Маха $M = 0,3$ и $M = 0,8$ и различных углах атаки, определено аэродинамическое качество. На основе этих данных вычисляется изменение лобового сопротивления и, используя методы [1;2], проводится количественная оценка топливной эффективности установки винглета с изменяемым углом отклонения. По результатам расчетов для самолета Ил-96-300 относительное уменьшение необходимой на полет массы топлива составило 7,8 %. Кроме того, после анализа построенных поляр были предложены рекомендации по настройке винглетов на различных этапах полета (разбег, взлет, набор высоты, крейсерский полет, снижение, посадка). Также была предложена концепция поворотного механизма, обеспечивающего заданное отклонение винглета, силовой вставки в районе узла поворота. Поворотный механизм представляет собой шарнирно-рычажный механизм, схожий с винтовым механизмом закрылков. Далее проведен расчет дополнительных изгибающих моментов у основания крыла, возникающих из-за установки винглета. Проведен прочностной расчет крыла Ил-96-300 в программе ANSYS Workbench, который показал, что увеличение изгибающих моментов вписывается в изначальный запас прочности, поэтому винглеты можно установить, не переделывая всё крыло, а только усилив концевую часть в районе узла поворота.

Библиографический список

1. Ярыгина, М.В. Формирование весовой формулы складного крыла / М.В. Ярыгина, Ю.И. Попов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2012. – № 2. – С. 8–12.
2. Попов, Ю.И. Методика весового анализа складного крыла самолета палубного базирования / Ю.И. Попов, М.В. Ярыгина // Труды МАИ. – 2011. – № 43. – 23 с. – URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=24860> (дата обращения: 01.03.2024).