

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРАВЛЯЕМОЙ КОНЦЕВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ КРЫЛА

Введение

В конструкции крыла современного самолета находят широкое применение законцовки, в том числе винглеты [1].

Отсутствуют данные по возможности управления самолетом при помощи управляемых винглет. Существуют примеры данных только об неуправляемых законцовках крыла самолета, которые исследовал Британский Королевский технологический институт. Для определения аэродинамических характеристик крыла с неуправляемой законцовкой использовалась программа «Тornado». Целью исследования было обеспечение максимального прироста подъемной силы. Были рассмотрены три вида законцовок – установленного дополнительного крылышка, законцовка Уиткомба, состоящая из двух частей, и «киль», устанавливаемый на верхней поверхности крыла. Результаты показали, что максимальный прирост коэффициента подъемной силы и максимальное увеличение аэродинамического качества обеспечивает законцовка-крылышко, устанавливаемое в плоскости крыла. Полученные результаты согласуются с данными исследований, проводившихся в Центральном аэрогидродинамическом институте имени профессора Н. Е. Жуковского [2]. Ранее подобными исследованиями также занимались китайские аэродинамики с использованием другого вида неуправляемой законцовки, но результаты в открытых источниках не найдены.

В рамках данной работы планируется исследовать различные виды управляемых законцовок. Законцовки крыла служат для увеличения эффективного размаха крыла, снижая индуктивное сопротивление, создаваемое срывающимся с конца крыла вихрем и, как следствие, увеличивая подъемную силу на конце крыла.

В современных экономических условиях роста цен на энергоносители требуется уменьшение расхода топлива. В авиации это может быть достигнуто уменьшением аэродинамического сопротивления. Применение законцовок крыла позволяет улучшить топливную экономичность у самолётов, либо дальность полёта. Одни и те же типы самолётов могут иметь разные варианты законцовок.

В наше время обостряются экологических проблем с выбросом вредных веществ в атмосферу. С установкой управляемого винглета, количество выбросов уменьшится.

Постановка задачи

Концепция управляемой законцовки (винглета) крыла предлагается для уменьшения индуктивного сопротивления и управления летательным аппаратом. В данной работе рассмотрен первый пункт, так как согласно предыдущим исследованиям винглет при своей технологической простоте позволяет получить большее значение аэродинамического качества по сравнению с классическими крыльями.

Целью работы является определение оптимальной геометрии управляемой законцовки крыла самолета по критерию аэродинамического качества.

Методика расчета

Аналитические методы, разработанные для определения индуктивного сопротивления крыла конечного удлинения, не позволяют оценить аэродинамические характеристики крыла с концевыми аэродинамическими поверхностями. Поэтому для данной задачи необходимо использовать методы численной или экспериментальной аэродинамики. Последние, однако, в виде летных испытаний или продувок в аэродинамической трубе требуют значительных финансовых затрат, поэтому целесообразно остановиться на численных методах.

Расчет обтекания крыла с законцовками основывается на решении уравнений Навье-Стокса с использованием моделей турбулентности класса RANS (*Reynolds averaged Navier-Stocks* – усредненные по времени параметры турбулентности). В данном случае выбрана модель $k-\omega$ SST (сочетание моделей $k-\varepsilon$ и $k-\omega$), так как она адекватна для расчета пристеночного (пограничного) слоя, учитывает ламинарно-турбулентный переход и подходит для отрывных течений и высоких градиентов давления [3].

В работе проведено сравнение аэродинамических характеристик различных вариантов законцовок и их положений относительно крыла. Крыло прямоугольное в плане с хордой $b=500$ мм и размахом $l=5000$ мм (удлинение $\lambda=10$) и $l=4000$ мм (удлинение $\lambda=8$) без геометрической и аэродинамической крутки. Геометрия профиля крыла HN-417 приведена на рис. 1.

Рассмотренные варианты законцовок установлены перпендикулярно крылу, имеют сужение 1,67, стреловидность по передней кромке 30 градусов, крутка между корневой и концевой хордами 2 градуса. Профиль законцовки PSU-90-125WL с относительной толщиной 12 % представлен на рис. 2; также испытан профиль законцовки толщиной 6 %.

Рассмотрены отношения корневой хорды винглета к корневой хорде крыла. Параметры законцовки выбраны согласно рекомендациям более ранних исследований [4].

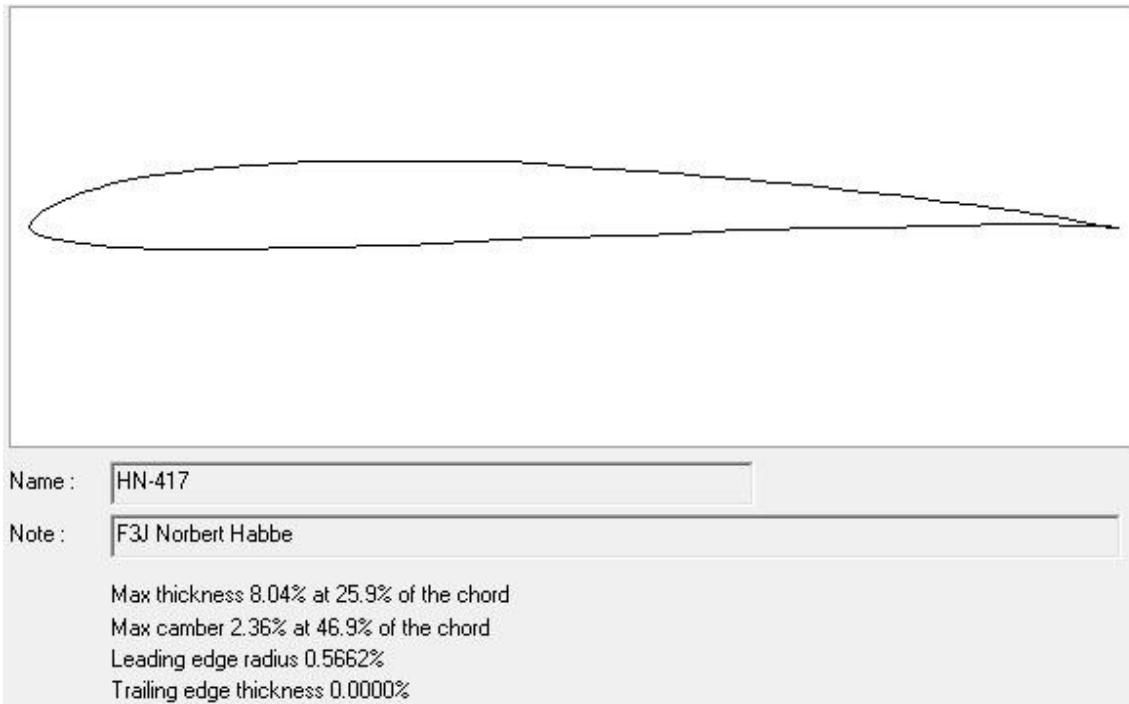


Рис. 1. Профиль крыла HN-417 с параметрами

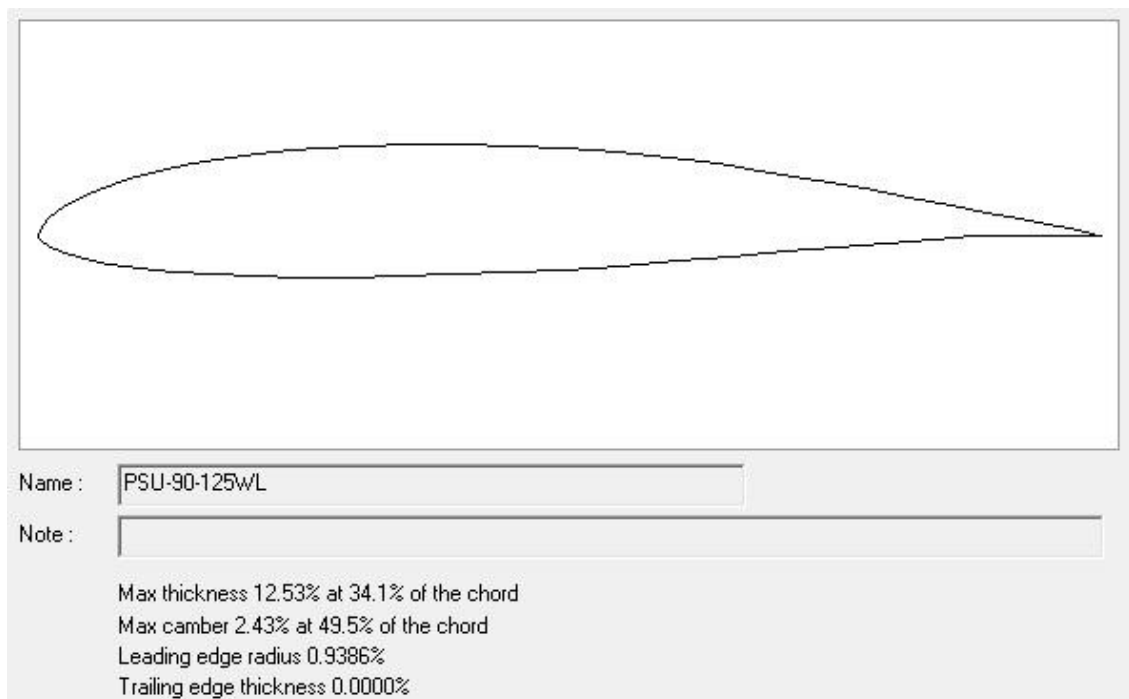


Рис. 2. Профиль законцовки PSU-90-125WL с параметрами

Все расчеты выполнены при числе Маха $M=0,2$, нормальном атмосферном давлении $p=101\ 325$ Па, температуре $T=27$ °С, одинаковых параметрах модели турбулентности (начальная степень турбулентности 0,05 %, масштаб турбулентности 0,05 м).

Расчетная сетка неструктурированная с тетраэдрическими элементами в качестве основных и призматическими элементами, моделирующими пограничный слой крыла. Для всех расчетных случаев доказана сеточная независимость решения путем адаптации сетки по градиенту давления с повторным расчетом.

Результаты исследования

В начале работы определяем аэродинамические характеристики крыла удлинением 10 без законцовки, далее добавляем к крылу разные управляемые законцовки толщиной 12 % и их также рассчитываем. В итоге сравниваем аэродинамические характеристики всех крыльев с управляемыми законцовками и проводим оценку эффективности оптимального варианта. Числа 0.5, 0.6, 0.7 в названии законцовки означает отношение корневой хорды законцовки к хорде крыла (рис. 3 ... рис. 6).

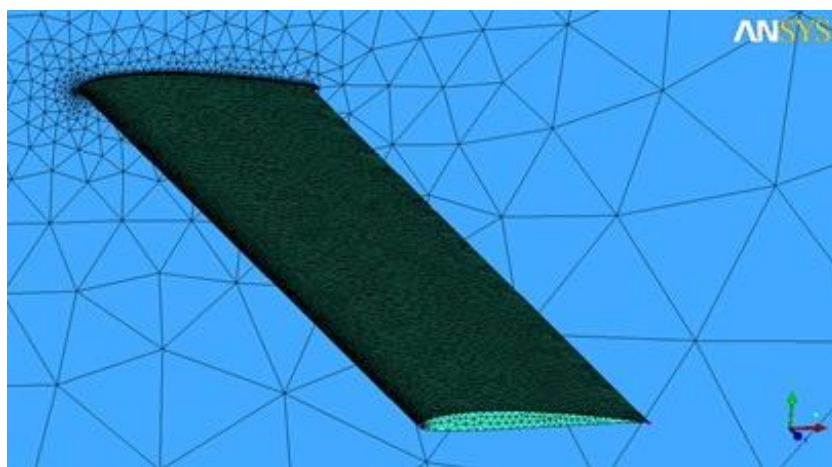


Рис. 3. Математическое моделирование без законцовки

Для вариантов крыла с управляемыми винглетами построены расчетные сетки и заданы граничные условия. Аэродинамические характеристики этих вариантов находятся в процессе расчета. Результаты исследования вытекают со следующих подставленных законцовок к крылу.

Максимальное аэродинамическое качество крыла с удлинением $\lambda=10$ без законцовок составляет 24,35, с законцовками толщиной 12 % – от 21,8 до 22,1, а с законцовками толщиной 6 % -- 24,25. Таким образом, разница максимального аэродинамического качества для крыла с оптимальной законцовкой находится в пределах точности измерения (рис.7...10).

Максимальное значение коэффициента подъемной силы и критический угол атаки крыла при установке законцовок увеличиваются.

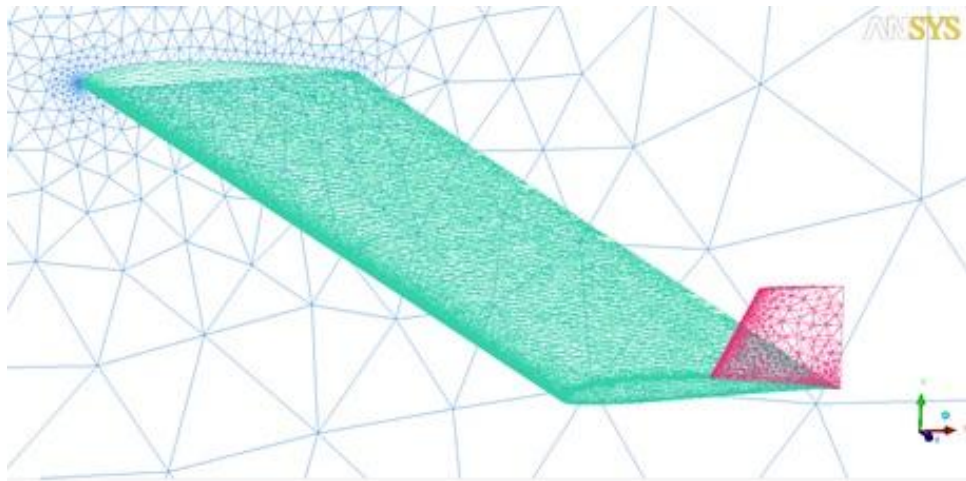
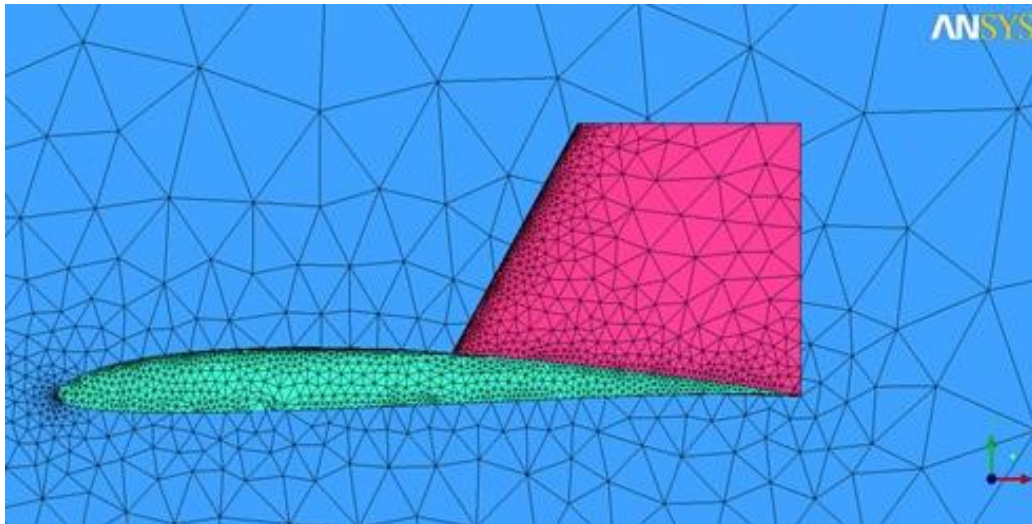


Рис. 4. Вид крыла с законцовкой 0,5 сбоку

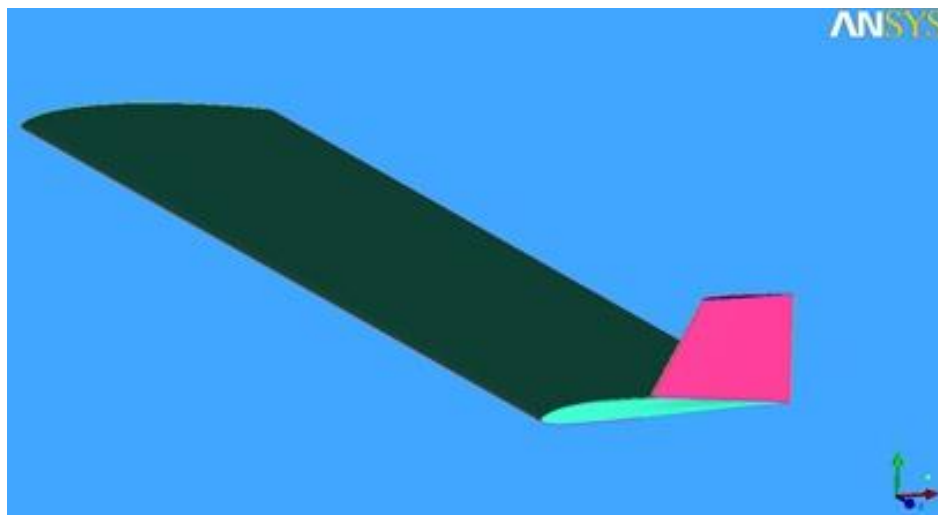


Рис. 5. Вид крыла с законцовкой 0,6 сбоку

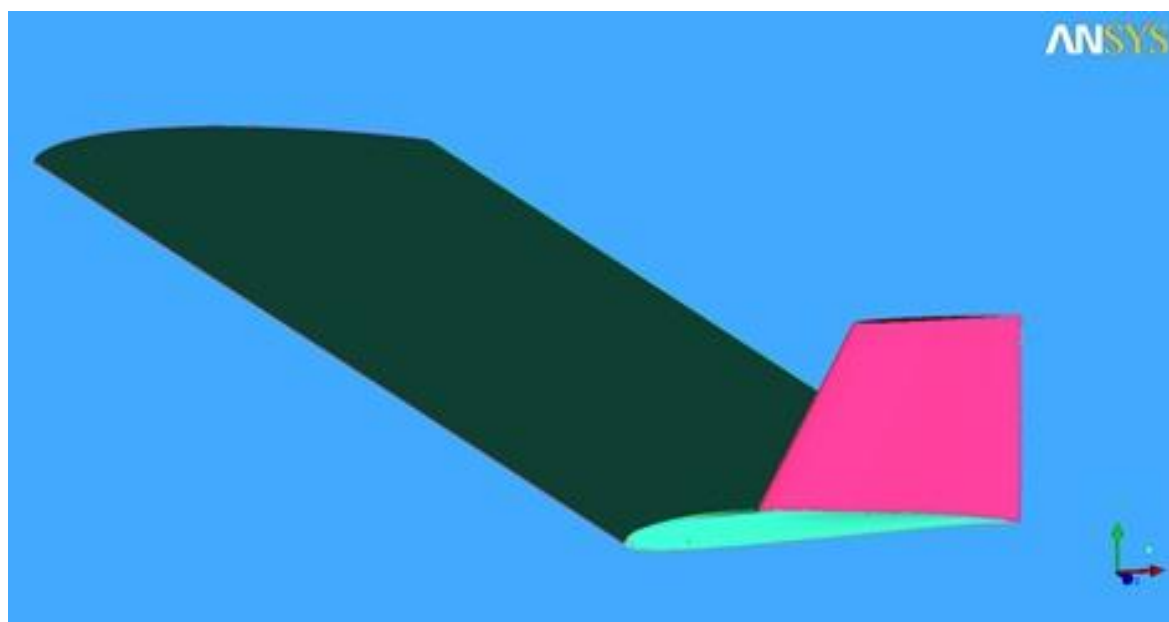
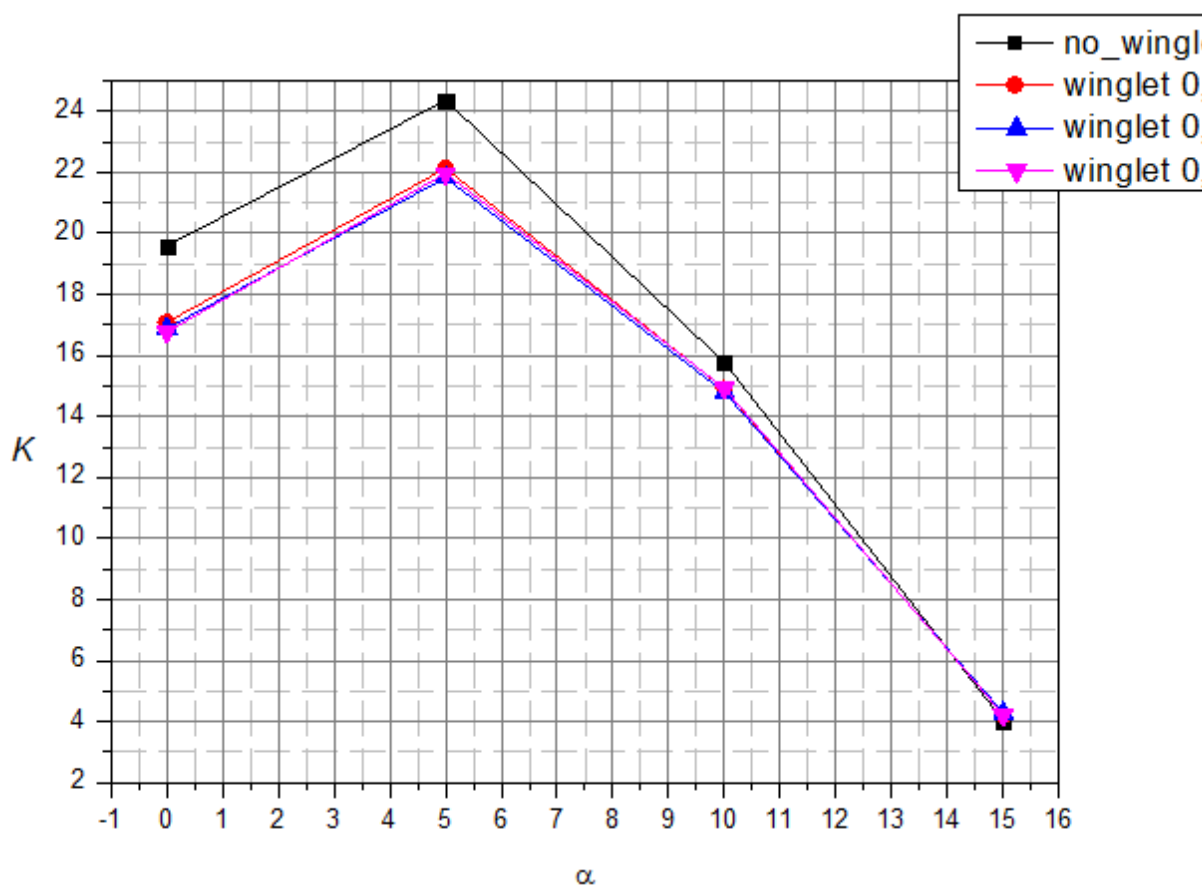


Рис. 6. Вид крыла с законцовкой 0,7 сбоку

Рис. 7. Зависимости аэродинамического качества от угла атаки (удлинение крыла $\lambda=10$, толщина законцовки 12 %)

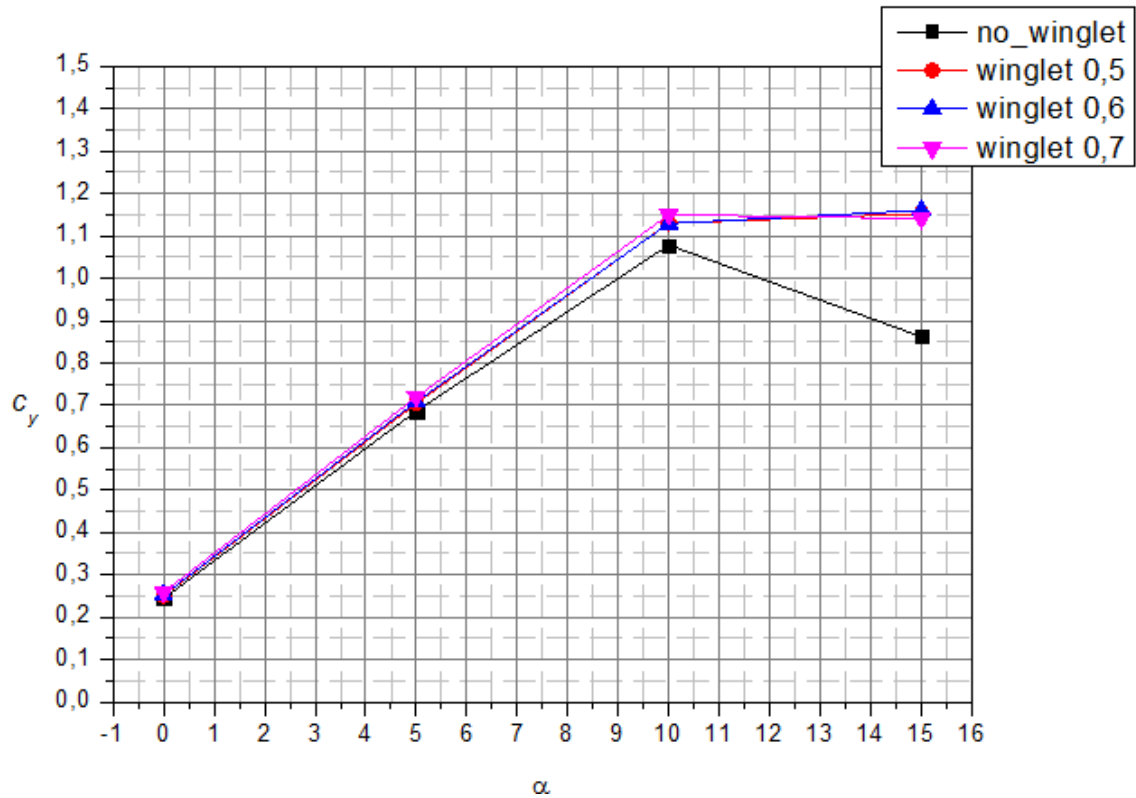


Рис. 8. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки (удлинение крыла $\lambda=10$, толщина законцовки 12 %)

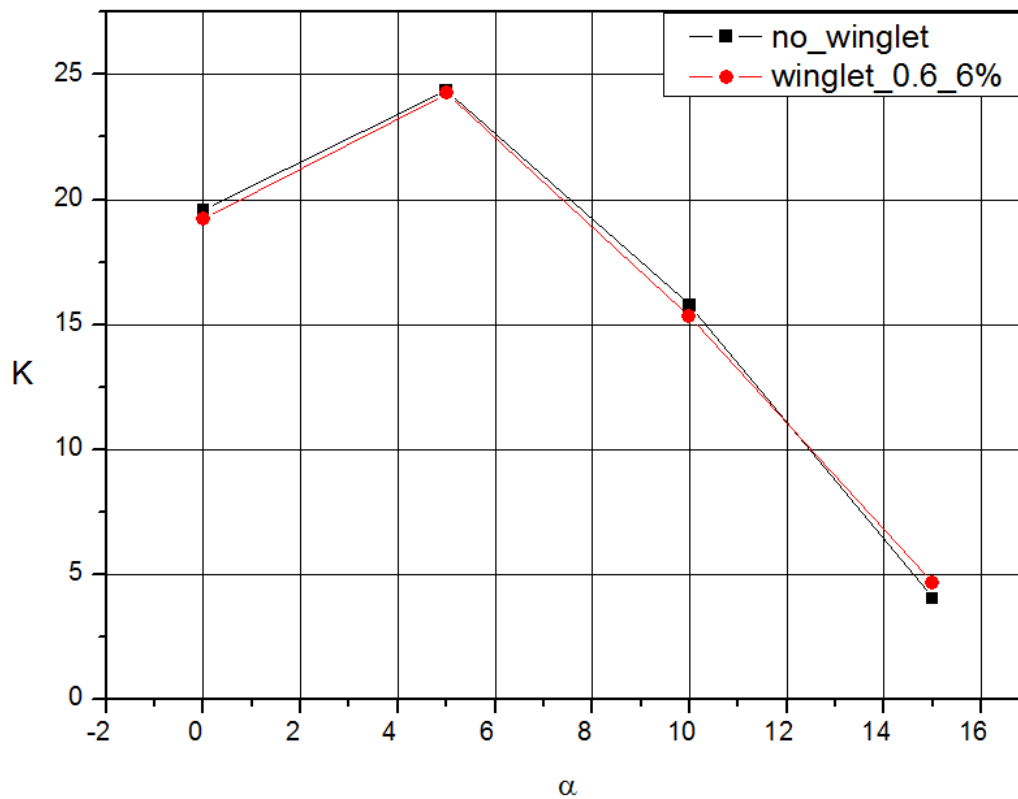


Рис. 9. Зависимости аэродинамического качества от угла атаки (удлинение крыла $\lambda=10$, толщина законцовки 6 %)

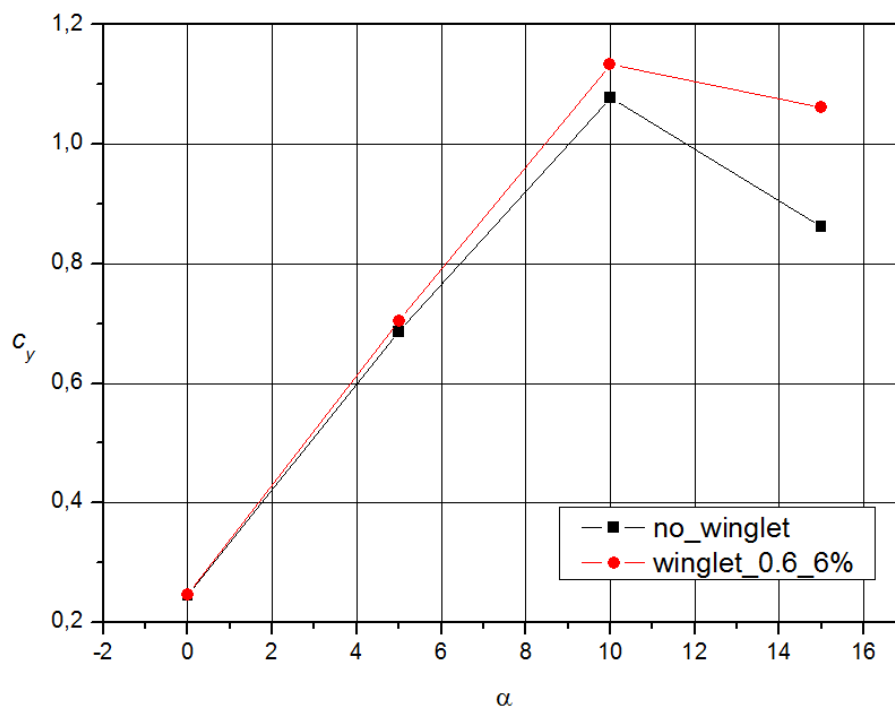


Рис. 10. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки (удлинение крыла $\lambda=10$, толщина законцовки 6 %)

Для крыла с удлинением $\lambda=8$ без законцовок 21,95, а с законцовками толщиной 6 % – 22,3 (рис. 11, рис. 12).

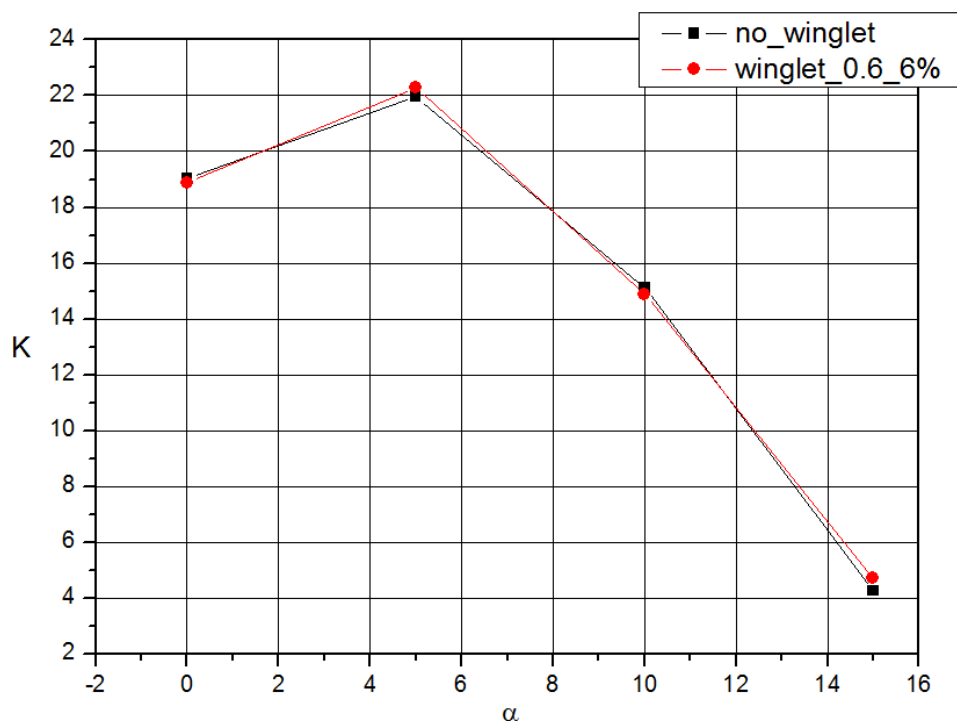


Рис. 11. Зависимости аэродинамического качества от угла атаки (удлинение крыла $\lambda=8$, толщина законцовки 6 %)

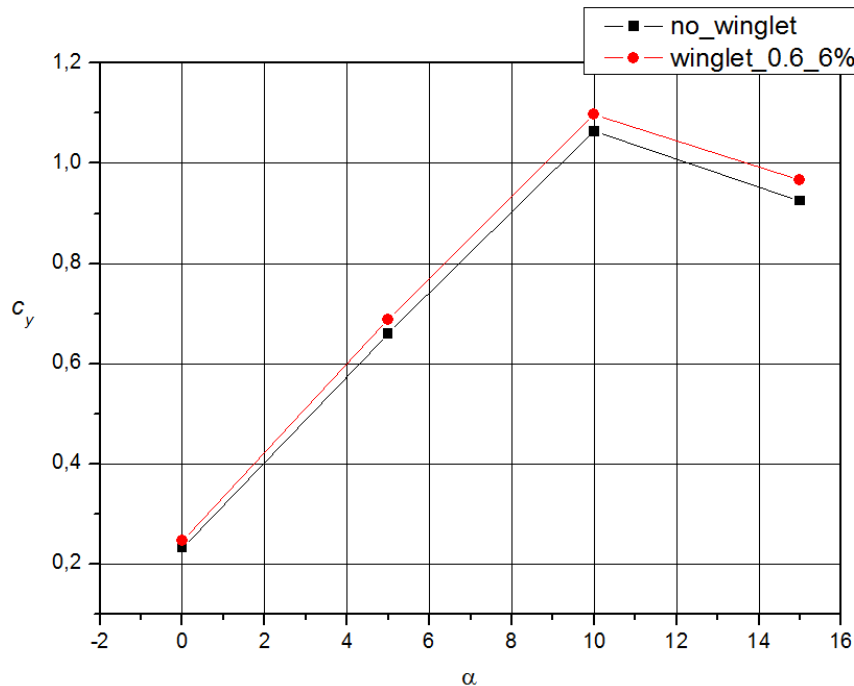


Рис. 12. Залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки (удлинение крыла $\lambda=8$, толщина законцовки 6 %)

Выводы

Предложенная концепция делает шаг вперед к самым современным достижениям в разработке законцовок крыла самолетов. Рассмотренные выше варианты законцовок не приводят к увеличению максимального аэродинамического качества крыла с удлинением $\lambda=10$, но являются эффективными при удлинении $\lambda=8$ (прирост максимального аэродинамического качества составляет $\sim 0,35$). Кроме того, при любом удлинении положительным эффектом применения данных законцовок является увеличение максимального коэффициента подъемной силы, что позволяет уменьшить скорости взлета и посадки, то есть сократить разбег и пробег самолета, использовать его на более коротких взлетно-посадочных полосах.

Сравнение законцовок с корневой хордой равной 0,5, 0,6 и 0,7 хорды крыла показывает незначительное отличие их аэродинамических характеристик.

Список использованной литературы

1. Колесников, Г. А. Аэродинамика ЛА [Текст] / Г. А. Колесников – М: Машиностроение, 1969. – 224 с.
2. Томас Мелин. Британский Королевский технологический тут [Электронный ресурс]. – Режим доступа: www.flyg.kth.se/divisions/aero/software/tornado – 15.11.2014.

3. *Лапин Ю.В.* Статическая теория турбулентности: прошлое и настоящее (краткий очерк идей) [Текст] / Ю.В. Лапин // Научно технические ведомости. – №2(2004). – С. 7–20.
4. *Masak, P.* Soar Idaho Masak Winglet Design Considerations, [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.soaridaho.com/Schreder/Technical/Winglets/Masak.htm> – 09.11.2014.