

ОБЗОР АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЯ НАСА*Бавбель Е.И.**Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники,
г. Минск, Республика Беларусь**Научный руководитель: Алексеев В.Ф. – к.т.н, доцент, доцент кафедры ПИКС*

Аннотация. Технологии изменения формы крыла предлагают широкий спектр применений в конструкции самолетов, и их сложно эффективно использовать с использованием существующих методов. Крылья с изменяемой стреловидностью – это инновационная технология рулевой поверхности, разработанная как аэроэластичное устройство управления формой крыла, которое сводит к минимуму сопротивление во всем диапазоне полета и повышает производительность в различных условиях полета, что приводит к соответствующему увеличению эффективности полета самолета. В этой статье была предпринята попытка охватить все технологии изменения формы крыльев, сравнить результаты и обсудить возможность адаптации таких технологий.

Ключевые слова: БПЛА, НАСА, аэродинамика.

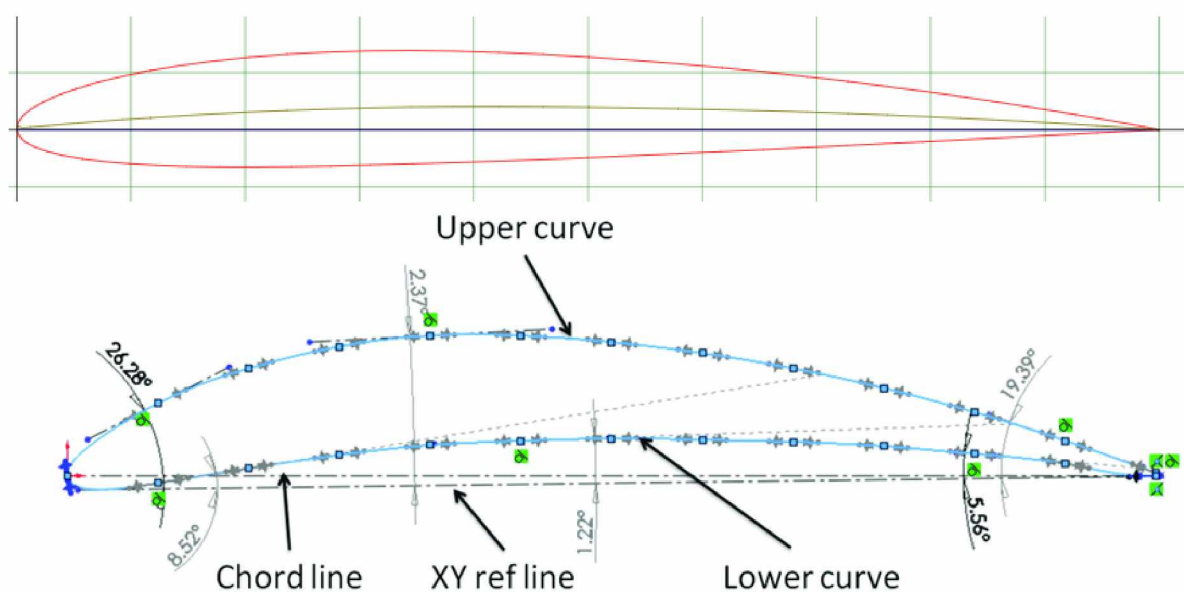
Введение. Подъемную силу, создаваемую крылом самолета, можно изменять с помощью различных устройств увеличения подъемной силы. По сути, идея состоит в том, чтобы изменить схождение крыла с помощью устройств увеличения подъемной силы путем изменения площади поперечного сечения крыла. Существует множество устройств увеличения подъемной силы, изобретенных, испытанных и внедренных в самолетах, в основном для изменения площади крыла. Закрылки, прорези и предкрылки или их комбинация широко использовались почти в большинстве самолетов. На протяжении многих лет соответствующие ученые предпринимали попытки создать аэродинамический профиль с каким-либо типом механизма переменного развала, чтобы пилот мог регулировать свой профиль от внезапного увеличения подъемной силы до внезапного изменения крейсерской скорости по желанию. Преимущество, полученное от такого механизма, уступило место множеству патентов, которые были получены, и для изучения характеристик щелей, закрывков и щелевых закрывков применяются различные численные, аналитические и экспериментальные методы [1].

Проводится множество исследований по изменению стреловидности внешней поверхности крыла с использованием различных методов, а недавний обзор литературы показал, что *NASA* работает над крыльями, изменяющими форму, что заключается в изменении геометрии крыла во время полета, что будет преимуществом при различных профилях полета космического корабля [1].

Морфинг крыльев позволяет уменьшать или даже устранять размер отдельных поверхностей управления и позволяет крылу самолета получать аэродинамический форму крыла в каждый момент времени при различных профилях. Но лишь немногим исследователям пришла в голову идея изменить изгиб изнутри путем увеличения площади аэродинамического профиля с помощью системы, которая приводит в действие и увеличивает профиль при различных площадях. Это не только снижает вес самолета, но и имеет потенциал для устранения закрывков и прорезей, которые в значительной степени используются самолетом для увеличения подъемной силы на различных режимах полета.

Основная часть. Проведено исследование с крылом *VCCW* (крыло с изменяемой стреловидностью), разработанное исследовательской лабораторией ВВС США в Огайо. Для этого были представлены результаты в аэродинамической трубе. Было создано полномасштабное крыло с внутренним механизмом пассивного схождения для получения активного механизма развала с использованием реплик масштабной модели, которые были

протестированы на серии углов атаки, которые варьируется от минус 20 до +20 градусов при числе Рейнольдса $2,4 \times 10^5$, а аэродинамические силы крыла были рассчитаны с использованием вертикальной аэродинамической трубы с шестикомпонентным внутренним тензодатчиком. Чувство равновесия и результаты были сведены в таблицы. Еще несколько статей были созданы на основе компьютерного проектирования (САПР) с идентичной формой в плане и распределением изгиба с аэродинамическими секциями *NACA0010*, *NACA2410* и *NACA8410*. Эти дополнительные тестовые образцы служат базой для сравнения крыльев, полученных при сканировании. Было показано, что испытательные образцы, созданные при сканировании, с равномерным распределением развала 2% и 8% демонстрируют аэродинамические характеристики, аналогичные базовым крыльям со стандартизированными сечениями профиля *NACA 2410* и *8410* соответственно (рисунок 1). Из этих результатов мы можем заключить, что *VCCW*, при задании определенного распределения развала по размаху, будет демонстрировать аналогичные аэродинамические характеристики с конечным крылом, состоящим из аэродинамических профилей серии *NACA XX10* с таким же распределением развала по размаху [2].

Рисунок 1 – Профили *NACA 2410* и *8410*

При дозвуковой скорости полета стреловидность профиля изменялся от *NACA2410* до *NACA8410*, достигая 6% изменения хорды при максимальном положении развала. С помощью единого приводного механизма регулируется движение передней и задней кромок с точным соблюдением вертикального расстояния, перемещаемого относительно лонжерона. Системы оптических измерений количественно определяют изменение формы крыла, а дальнейший анализ более 13 секций внутри профиля выполняется с помощью программного обеспечения *XFLRS*. Результаты испытаний показывают, что угол AOA_{cL} существенно увеличивается в диапазоне от минус 4 до 8 градусов, и рассчитывается коэффициент поверхностного давления. изменение максимального развала измеряется по *VCCW* [2].

Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик *NACA 23015* показало, что при различных углах атаки можно наблюдать изменение подъемной силы, сопротивления, момента, коэффициента давления и коэффициента подъемной силы. Кроме того, экспериментальные и теоретические результаты показывают, что изменение давления вдоль хорды профиля под эффективными углами 9-15 градусов отражает необычные изменения значений C_p и C_l . получены экспериментальные результаты по изучению

особенностей течения несжимаемого воздуха и дозвуковой аэродинамики при определенных числах Рейнольдса [3].

Регулируемая стреловидность, приводной механизм с воздушной кромкой.

Статкус и др. [4] описывают уникальный метод изменения развала профиля крыла с сохранением непрерывной обшивки, обеспечивающий улучшение обтекания и других аэродинамических характеристик. Приводной механизм помогает рычажному механизму обеспечивать горизонтальное и вертикальное смещение аэродинамического профиля, что, в свою очередь, улучшает аэродинамические характеристики, полезную нагрузку и маневренность. Кроме того, механизм подвергается воздействию передних и задних кромок с углом поворота для создания движений вверх и вниз. Профиль 4-значной серии НАСА испытывается в дозвуковой аэродинамической трубе и наблюдаются различные аэродинамические параметры. Для изменения внутренней структуры профиля крыла используется поворотный механизм изменения передней и задней кромки. Хвост поворачивается вниз, а кожа соскальзывает к носу.

Взаимодействие жидкости со структурой и аэродинамическое течение на гибком крыле.

Маркус и др. [5] представляют слабосвязанное моделирование взаимодействия структуры жидкости (*FSI*), используемое для оценки плавного потока с целью определения деформации конструкции гибкого крыла. НАСА предоставляет универсальный трехмерный алгоритм прерывания между различными сетками, который служит для отображения давления и смещений в кодах аэродинамики и конструкции. Этот метод может быть полезен для разработки крыла с изменяемой стреловидностью *VCCW*, которое представляет собой гибкое крыло, предназначенное для динамической регулировки схождения крыла без отдельной поверхности управления. Результаты сравнивались с анализом в аэродинамической трубе.

Статистика для облегчения интегрированной статистики цифровых фигур, используемых для смещения лица. Хотя метод взаимодействия с жидкостной структурой, который предсказывает результат, сравнивается со статистикой экспериментов с податливым крылом с переменным изгибом, в целом тенденция обнаружения гармонирует хорошо. Расширенная вычислительная гидродинамика плюс модель анализа методом конечных элементов могут быть необязательными для получения лучших результатов расчетов. Требуется больше усилий для обеспечения надежности внутри разрыва между различными сетками, предназначенными для всех конструкций развала.

Узел передней кромки с переменным расхождением для аэродинамического профиля.

Джеймс Б. и др. [6] исследовали переменный изгиб аэродинамического профиля, который достигается за счет прикрепления панели Крюгера, шарнирно прикрепленной к переднему концу носовой части. Подключен привод, который обеспечивает движение тяг задней подвески к нижней поверхности передней кромки в определенном крейсерском положении, а передняя панель перекрывает верхнюю переднюю кромку и уплотняет обшивку, обеспечивая непрерывную плавную кривизну. На взлете он превращается в жесткую силовую конструкцию ферменного типа. Точная кулачковая направляющая используется для изменения стреловидности аэродинамического профиля, этот механизм помогает переместить носовую часть назад к верхней гибкой панели. Вся установка сделана для того, чтобы сохранить сплошную обшивку над аэродинамическим профилем. Кулачковая направляющая приводится в движение шестерней, обеспечивающими движение наружу задней части, которая, в свою очередь, перемещает заднюю часть верхней панели обшивки, соединенной с конструкцией. Таким образом, любой разрыв в аэродинамическом профиле устраняется, и поток остается неизменным. Следующий механизм обеспечивает ограниченное угловое перемещение в двух разнесенных местах.

Анализ гибридного морфинга крыла.

Джодина и др. [7] провели испытания в аэродинамической трубе и программный анализ электроактивного гибридного крыла. Отклонение задней кромки осуществляет стреловидность крыла. Он состоит из высокочастотных вибрирующих пирогов, приводимых в действие задней кромкой. SMA внедряется в поверхность, и проволока нагревается с помощью электричества, что приводит к кристаллографическим изменениям и создает напряжение, создающее изгибающий момент на задней кромке, при этом пьезоэлектрические накладки покрыты силиконовой оболочкой. Причем развал варьируется за счет сплавов с памятью формы. детальное исследование образования вихрей проводится при размещении профиля вблизи области турбулентности следа. Результаты показывают активное изменение угла атаки и снижение сопротивления, возникающее, когда механизм приводится в положение отклонения от -10 до +10 мм как в положительном, так и в отрицательном направлении хорды, следовательно эффективное увеличение подъемной силы до 27% и 4% только за счет вибраций.

Заключение. В этой статье основное внимание уделяется методу изменения стреловидности крыла, реализованному предыдущими исследователями на крыльях с фиксированным и изменяемым схождением, с точки зрения анализа, моделирования и экспериментов, которые были выполнены исследователями для широкого спектра аэродинамических профилей и изогнутых крыльев. Однако изменение подъемной силы с помощью *VCCW* можно более тщательно изучить с помощью различных технологий морфинга и других методов изменения изгиба. Многие из этих проблем обсуждаются в вышеупомянутой статье.

Список литературы

1. M.Vijayan, R.Beaula, Jothi Malar.M,and Renjini.B.S 2014 Estimation Of Wing Parameters For Naca 24012 Airfoil With Control Surface *IJRIET*Vol1, No3
2. Lord Rayleigh, *The Soaring of Birds*, Nature, Vol. 27, No. 701, 5 April 1883, pp. 534–535.
2. Christopher Marks, Lauren Zientarski, Adam Culler Benjamin Hagen, Brian Smyers and James J. Joo 2015 Variable Camber Compliant Wing – Wind Tunnel Testing 23rd AIAA 2015-1051
3. Mohammed Ahmed Rasheed and Ahmed Adnan AL-Qaisy 2008 Experimental Investigation of Aerodynamic Characteristics of NACA 23015 under different an
4. Frank D Statkus and Woodinville 1982 Wash Continuous Skin, Variable Camber Airfoil Edge Actuating Mechanism United States Patent 4351502
5. Joo J, Marks C, Zientarski L and Culler 2015 Variable Camber Compliant Wing – Design 23rd AIAA/AHS Adaptive Structures Conference 1050
6. Pedro Santos, Joaquim Sousa and Pedro Gamboa 2015 Variable-Span Wing Development For Improved Flight Performance Journal of Intelligent Material Systems and Structures Vol.28
7. G Jodina, V Mottab, J Schellerc, E Duhayona, C Döllb, J F Rouchona and M Brazac 2017 Dynamics Of A Hybrid Morphing Wing With Active Open Loop Vibrating Trailing Edge By Time-Resolved PIV And Force Measures Journal of Fluids and Structures Vol.74 263

UDC 621.3.049.77–048.24:537.2

NACA PROFILE AERODYNAMIC OVERVIEW

Bavbel E.I.

Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics, Minsk, Republic of Belarus

Alexseev V.F. – Cand. of Sci., assistant professor, associate professor of the department of ICSD

Annotation. Wing reshaping technologies offer a wide range of applications in aircraft structures and are difficult to use effectively using existing methods. Variable-sweep wings are an innovative steering technology implemented as an aeroelastic wing shape control device that results in minimal drag in the entire direction of flight and improved performance in a variety of flight conditions, resulting in consistent aircraft flight efficiency. This article has attempted to cover all changes in wing shape, compare the results and discuss the possibilities of adapting such technologies.

Keywords: UAV, NACA, aerodynamics.