

КЛАССИФИКАЦИОННЫЕ ПРИЗНАКИ КОНСТРУКЦИЙ АДАПТИВНЫХ КРЫЛЬЕВ: ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ, ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ РАЗРАБОТКИ

© 2024

М. Ю. Ветлицын аспирант, преподаватель кафедры автоматизации производственных процессов;
Волгоградский государственный технический университет;
mikhail.vetlitsyn@mail.ru

Н. Г. Шаронов кандидат технических наук, заведующий кафедрой "Динамика и прочность машин";
Волгоградский государственный технический университет;
sharonov@vstu.ru

Представлен обзор разработок российских и зарубежных учёных в области конструирования адаптивных крыльев. Рассмотрены исторические периоды развития и совершенствования способов трансформации крыла летательных аппаратов. Выделены классификационные признаки адаптивных крыльев летательных аппаратов, предложена подробная классификация адаптивных крыльев по назначению (стационарные и мобильные) и конструктивным особенностям (вариант и способ изменения конфигурации и формы). Показаны результаты тестовых испытаний готовых конструкций и прототипов. Описаны патенты перспективных конструкций адаптивных крыльев.

Адаптивные крылья; классификационные признаки; назначение; конструктивные особенности; Adaptive Wing; Morphing Wing

Цитирование: Ветлицын М.Ю., Шаронов Н.Г. Классификационные признаки конструкций адаптивных крыльев: история создания, опыт применения и перспективные разработки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 25-47.
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-25-47

Введение

В настоящее время адаптивные крылья представляют собой активно исследуемое и развивающееся направление в авиастроении. В основе таких конструкций лежат различные реконфигурируемые панели, построенные на принципе изменения формы или геометрии без разрушения целостности конструкции. Важная роль разработки управляемых аэродинамических профилей обусловлена требованиями повышения эффективности и универсальности самолётов. Аэродинамический профиль большей части серийных самолётов спроектирован на режим крейсерского полёта, в соответствии с этим применяют [1] типовые профили крыла, показанные на рис. 1.

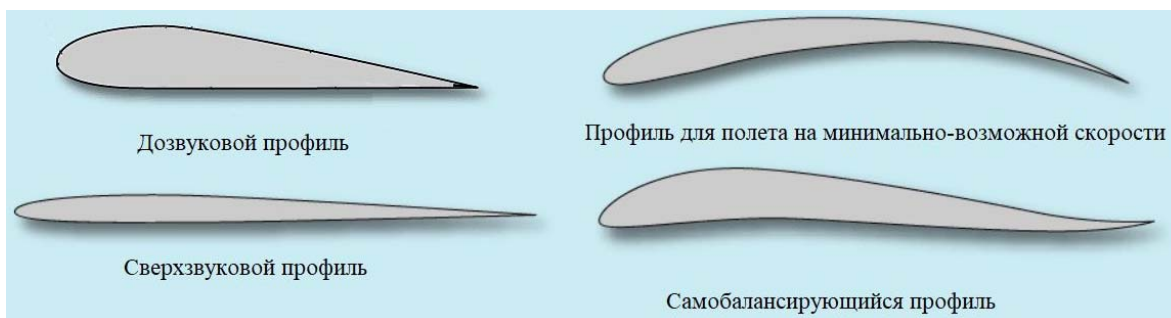


Рис. 1. Современные профили серийных самолётов [1; 3]

Применяемая в современных конструкциях механизация крыла [2] не всегда является оптимальным решением обеспечения эффективности и управляемости в условиях изменяющихся внешних факторов. Одним из перспективных направлений повышения универсальности крыльев летательных аппаратов (ЛА) является разработка их адаптивных конструкций.

Параметры геометрии и формы крыла летательного аппарата определены на основе аэродинамических исследований и расчётов с использованием структурного и оптимизационного анализа, в соответствии с этим к конструкциям адаптивных крыльев предъявляются общие ограничения [3 – 5]:

- изменение распределения толщины аэродинамического профиля должно происходить без нарушения конструктивной целостности и с сохранением необходимой механической прочности;
- допустимая максимальная неконтролируемая деформация наружной обшивки крыла не должна превышать 2% линейного размера;
- допустимый угол β изгиба реконфигурируемых элементов должен обеспечивать необходимые аэродинамические качества, при этом не нарушая единство конструкции летательного аппарата во всех режимах работы.

В настоящей работе описаны история развития, основные особенности конструкций, ключевые преимущества адаптивных крыльев. Для детального понимания принципов функционирования адаптивных крыльев с целью определения перспективы развития данного направления, особенностей их реконфигурации и движения предложены классификационные признаки таких устройств.

История создания адаптивных крыльев, основные термины

«Адаптивное крыло» обозначает профиль, предназначенный для изменения подъёмной силы несущей поверхности, который принимает аэродинамическую форму, близкую к оптимальной на каждом заданном режиме полёта (в том числе при маневрировании). В литературе встречается термин «трансформируемое крыло», обозначающее изменение формы, геометрии крыла и подразумевается, что «адаптивные крылья» являются продолжением и частным случаем «трансформируемых крыльев» [6; 7].

Элементы адаптивного крыла (например, носовые и хвостовые части) автоматически отклоняются в зависимости от условий полёта, числа Маха и угла атаки, сохраняя плавность обводов внешней поверхности. Такие крылья являются многофункциональным органом и предназначаются для многоцелевых, высокоманевренных самолётов с улучшенными аэродинамическими и лётно-техническими характеристиками. Привлекательность применения крыльев, изменяющих форму, заключалась [7 – 10] в:

- 1) необходимости изменения формы профиля для перехода на сверхзвуковые скорости;
- 2) увеличении дальности полёта на дозвуковых скоростях;
- 3) увеличении стойкости, прочности и выносливости конструкции при воздействии перегрузок и вибраций на разных скоростях;
- 4) возможности полёта на околозвуковых скоростях на малой высоте;
- 5) обеспечении взлёта и посадки в ограниченных условиях;
- 6) уменьшении потребления топлива и снижение выбросов.

Создатели первых летающих аппаратов, будучи «первопроходцами», действовали интуитивно и пытались реализовать варианты подобные встречающимся в природе. Возможность трансформации крыльев была позаимствована у птиц, которые эффективно используют свои крылья, при этом не затрачивая много энергии на процесс полёта. В первых проектах по созданию самолётов были конструкции с изменяющейся

формой крыла, в частности, самолёт братьев Райт «Wright Flyer» для управления полётом использовал деформируемое крыло [11]. Начальный опыт эксплуатации и технологические ограничения на долгое время определили использование жёстких конструкций крыла.

Второе рождение идея трансформации формы крыла получила с развитием реактивных двигателей и достижением сверхзвуковых скоростей полёта. Первым шагом применения стала адаптивная механизация [12], которая позволила существенно улучшить характеристики крыла. Наиболее известны её применения на самолётах F-22, Су-33, МиГ-35. В отличие от трансформируемых крыльев с адаптивной механизацией, использующих отдельные подвижные части для изменения их аэродинамических свойств, адаптивные крылья достигают необходимых геометрических изменений посредством неразрывной деформации их внешней поверхности и формы. Отсутствие дискретных изменений кривизны и зазоров потенциально снижает аэродинамическое сопротивление формы крыла, тем самым повышая общую аэродинамическую эффективность самолёта. Такая концепция делает адаптивные крылья хорошо подходящими для работы в различных условиях эксплуатации, поскольку позволяет оптимально адаптировать форму и оптимизировать результирующее аэродинамическое качество.

Разнообразие классификационных признаков адаптивных крыльев иллюстрируется на рис. 2. Подходы к проектированию адаптивных крыльев являются узкоспециальными задачами и существенно отличаются в зависимости от требований конкретного технического задания. Способы реализации адаптивности определяют способы изменения геометрии крыла, а конкретные технические решения определяют конструктивные особенности (один и тот же способ может быть реализован по-разному). Методы управления, исследования и тестирования адаптивных крыльев – это обширные области, требующие отдельного рассмотрения, им посвящено множество специальных работ [13 – 18].

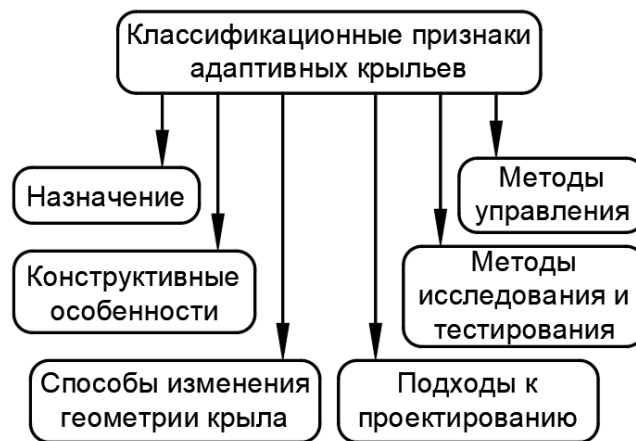


Рис. 2. Классификационные признаки адаптивных крыльев

С точки зрения назначения процесса трансформации адаптивные крылья можно подразделить на две группы:

- 1) мобильные – изменяемые в процессе полёта, обеспечивающие оптимальную форму крыла при различных режимах;
- 2) стационарные – изменяемые в процессе предполётной подготовки летательного аппарата по требованиям полётного задания.

В конструкциях летательных аппаратов наиболее часто используют мобильно изменяемое крыло, большинство из представленных в статье конструкций относится к мобильным (рис. 5, 9, 11, 14) [23; 35; 42; 50]. Стационарное изменение не полностью соответствует определению адаптивного крыла, но является частным случаем адаптации и часто используется, расширяя или дополняя функционал летательного аппарата.

Стационарное изменение позволило решить задачу соответствия габаритных размеров самолёта требованиям военно-морской авиации, а именно в самолётах, используемых на авианосцах. Одним из таких самолётов был палубный истребитель «Chance Vought F4U Corsair». В нем сконструировано сильно изогнутое складывающееся крыло типа «обратная чайка», такое решение позволяло размещать необходимое количество самолётов на авианосце (рис. 3, а) [19]. Первое крыло с изменяемой стреловидностью в Pterodactyl IV обеспечивало достаточное изменение центра давления для компенсации сдвига центра тяжести, когда в кабине находились один, два или три человека с дополнительной нагрузкой (рис. 3, б) [20]. Механизм располагался так, чтобы пилот или пассажиры не имели доступа к управлению стреловидностью.

По способу изменения геометрии крылья подразделяют на: крылья с двухмерным изменением формы в плоскости; крылья с выпуклостной трансформацией крыла; крылья с изменяемым аэродинамическим профилем (рис. 4) [21; 22].

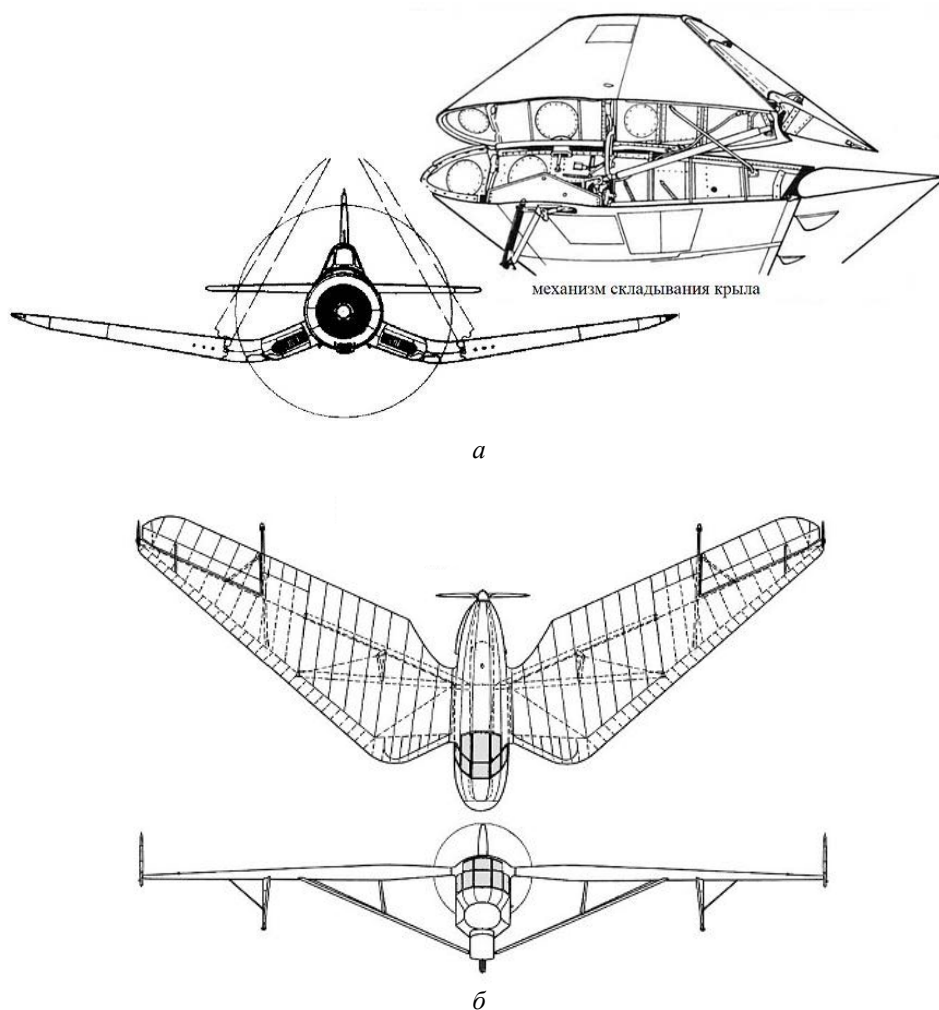


Рис. 3. Самолёты со стационарным изменением формы крыла:
а – Vought F4U-4 Corsair; б – Pterodactyl IV



Рис. 4. Классификация способов изменения геометрии крыла

Двухмерное изменение формы крыла в плоскости («In plane morphing»)

Двухмерное изменение крыла в плоскости – это способ перемещения элементов профиля крыла относительно исходного состояния в одной плоскости. Существует большое разнообразие конструкций, осуществляющих три вида двухмерного изменения формы крыла в плоскости – изменение стреловидности, хорды и размаха (рис. 4).

Крыло с изменяемой стреловидностью (Sweep) – вид крыла, предназначенный для изменения угла стреловидности крыла в процессе полёта или при базировании. Изменение стреловидности помогло в решении проблемы полёта на дозвуковых, околозвуковых и сверхзвуковых скоростях. Примером является известные [23 – 26] технические решения, нашедшие своё применение в конструкциях СУ-17, МИГ-23, F-111, F-14 Tomcat (рис. 5). Выделяют следующие недостатки самолётов с изменяемой стреловидностью [27]: «смещение аэродинамического фокуса при изменении стреловидности, приводящее к увеличению балансирующего сопротивления; сложность и вес механизма поворота».

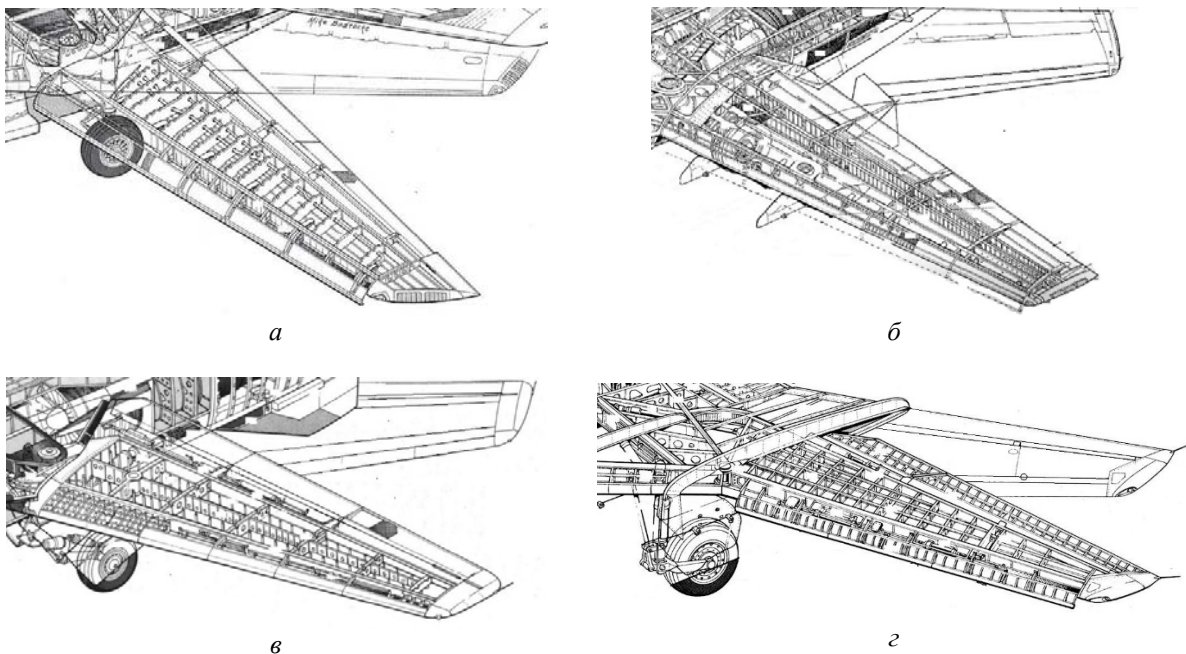


Рис. 5. Конструкции крыльев самолётов с изменяемой стреловидностью:
а – F-14 Tomcat; б – F-111; в – МИГ-23; г – СУ-17

Одной из идей, направленных на решение этих проблем, стало крыло с асимметрично изменяемой стреловидностью (КАИС). Идея косоугольного крыла (Skew Wing, Scissor Wing или Oblique Wing) и тестирование первых образцов принадлежит инженеру Роберту Джонсу (Robert T. Jones). Аэродинамические исследования модели крыла КАИС в трубе показали, что на сверхзвуковых режимах полёта конструкция теоретически может достичь двухкратной экономии топлива в сравнении с традиционным крылом (рис. 6) [28]. КАИС имеет несколько недостатков: при большом угле стреловидности консоль с прямой стреловидностью (отступающая) имеет больший эффективный угол атаки по сравнению с консолью с обратной стреловидностью (наступающей), что приводит к асимметрии лобового сопротивления, возникновению разворачивающих моментов крена, тангажа и рыскания; вдвое больший рост толщины пограничного слоя вдоль размаха, вызывающий интенсивные возмущения при любом несимметричном срыве. Способом корректировки этих недостатков считается использование цифровой системы электродистанционного управления, которая без участия пилота в автоматическом режиме способна снижать паразитные моменты и управлять системой сдува или отсоса пограничного слоя [28].

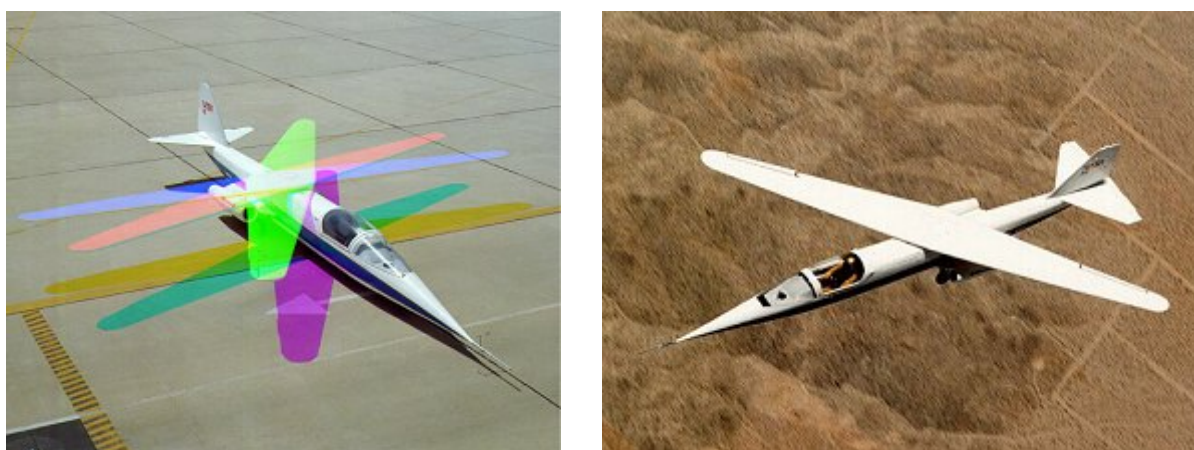


Рис. 6. Самолёт AD-1 с асимметрично изменяемой стреловидностью крыла

Крыло с изменяемой хордой (Chord) – вид крыла, обеспечивающий изменение площади крыла за счёт увеличения или уменьшения длины хорды. Такое преобразование хорды используется для летательных аппаратов различного назначения, решение позволяет улучшить взлётно-посадочные характеристики, повысить дальность полёта. Запатентовано несколько технических решений, осуществляющих изменение площади крыла, связанных с изменением размера хорды (рис. 7) [29 – 31]. В 1937 году был создан самолёт ЛИГ-7, основной конструктивной особенностью которого было раздвижное в полёте крыло переменной площади. Целью создания этого самолёта была «демонстрация технологии получения крыла меньшей площади и меньшего лобового сопротивления для горизонтального полёта с максимальной скоростью и крыла увеличенной площади при взлёте и посадке». В ходе испытаний было установлено, что «разница в характеристиках крыла на разных режимах особенно ярко проявлялась на взлёте и посадке» (рис. 7) [32].

Для увеличения подъёмной силы крыла на режимах взлёта и посадки «общепринятым решением является использование закрылков Фаулера и щелевых предкрылков. В литературе такое решение известно как классический вариант адаптивной механизации крыла, обеспечивающий изменение площади крыла за счёт изменения длины хорды» [33].

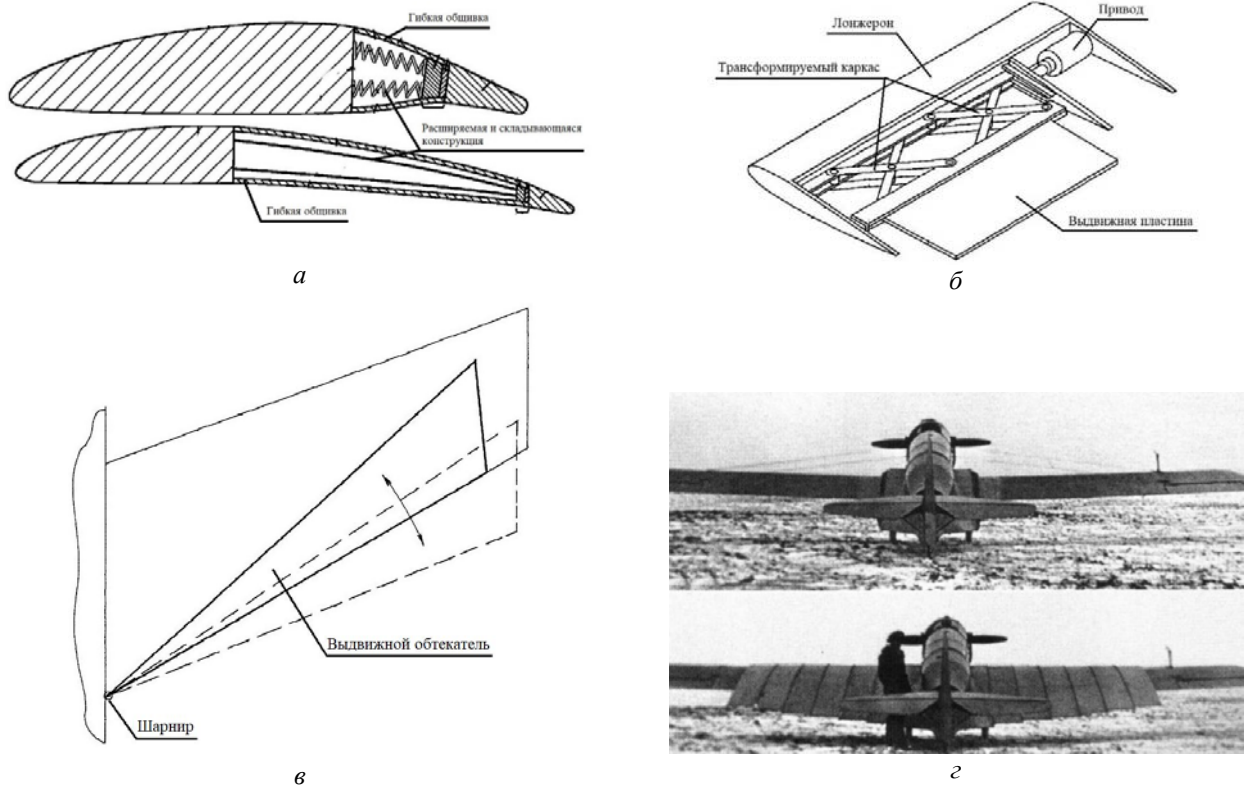


Рис. 7. Конструкции крыльев с изменяемой хордой:
а – патент US9457887B2; б – патент US8684690B2, в – патент RU2429988C1; г – ЛИГ-7

Крыло с изменяемой длиной (Span) – вид крыла, обеспечивающий изменение площади за счёт увеличения или уменьшения размаха крыла. Первыми самолётами с изменяемой длиной крыла были Мак-10, а затем Мак-123 конструкции Ивана Махони-на. Крылья имели телескопическую конструкцию и состояли из трёх частей, способных скользить друг по другу, увеличивая размах. Мак-10 мог изменять размах крыла на 8 м и площадь на 12 м^2 (рис. 8) [34]. Во взлётном положении удельная нагрузка на крыло достигала 151 кг/м^2 , при перемещении в полётный режим этот параметр плавно возрастал до 263 кг/м^2 .

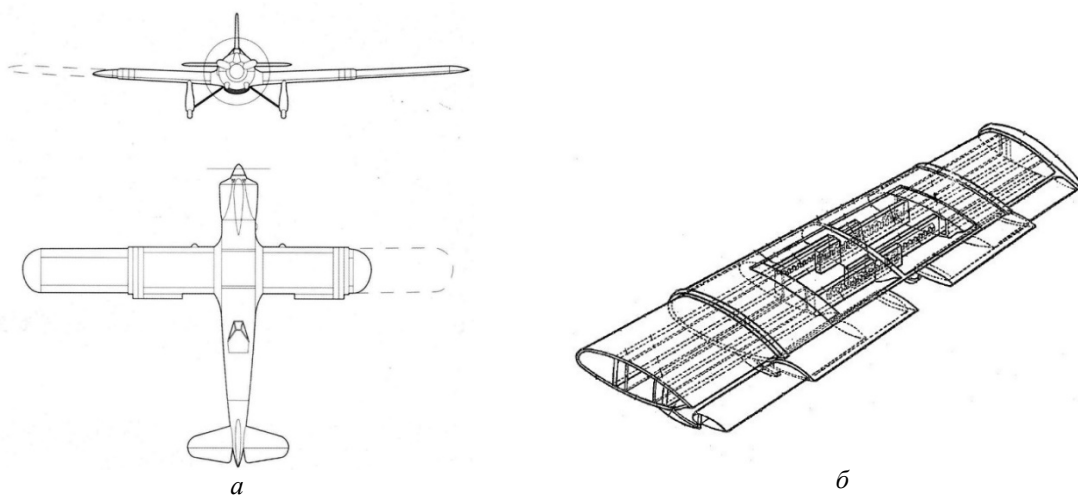
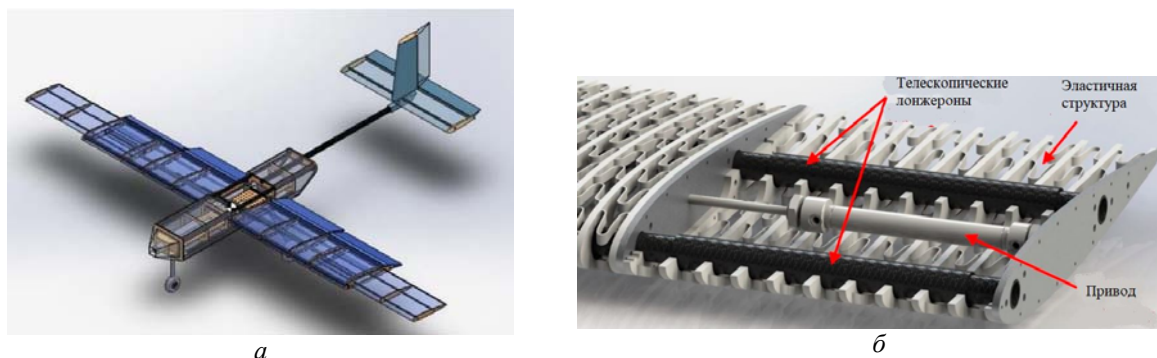
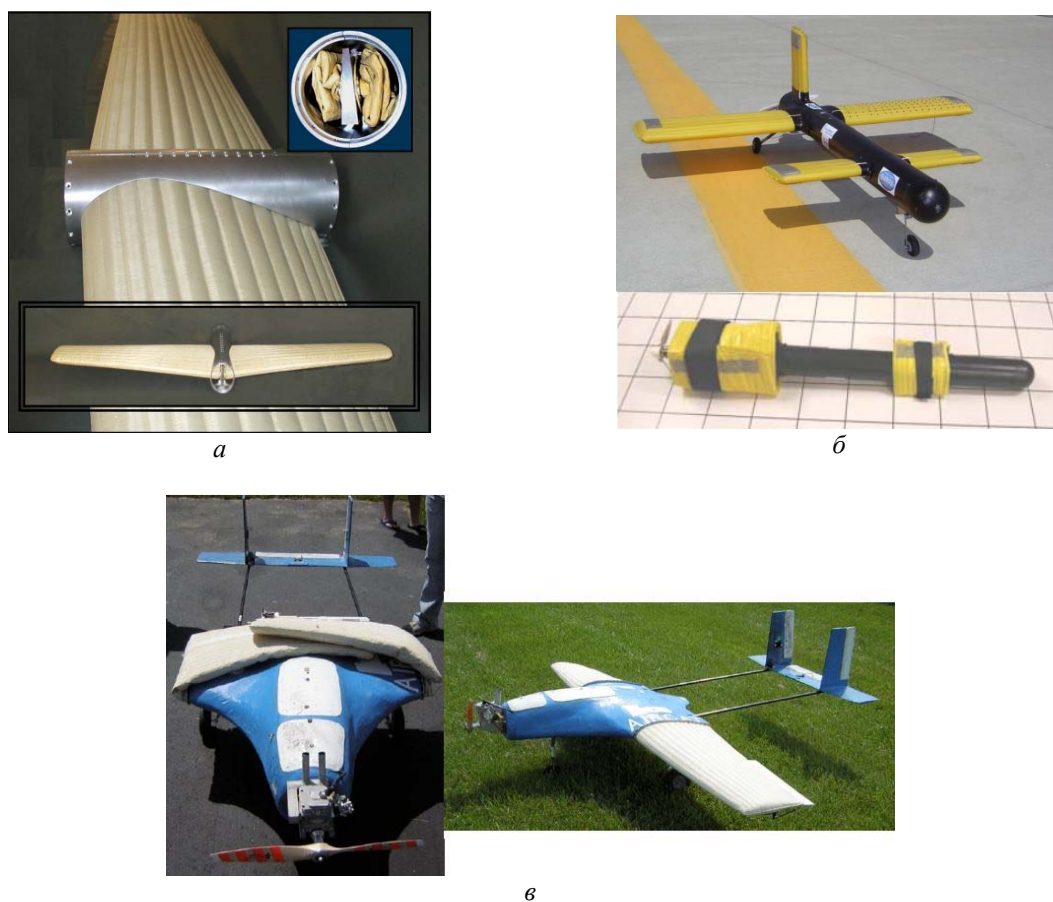


Рис. 8. Самолёт Мак-10 с телескопическим крылом:
а – МАК-10; б – конструкция крыла МАК-10



а
Рис. 9. Конструкция крыла с изменяемым размахом:
а – A multimission UAV capable of symmetric span morphing; б – Span-Morphing Wing

В современных конструкциях беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) различными разработчиками предлагается использование крыльев с изменяемой длиной [35]. В работах [36; 37] представлены конструкции, позволяющие изменять размах крыльев (рис. 9). При наличии достаточной тяги двигателя, полёт с укороченным крылом позволяет повысить максимальную скорость на 10% от возможностей стандартного профиля за счёт уменьшения коэффициента лобового сопротивления и увеличения удельной нагрузки на крыло. Соответственно, полёт с удлинённым крылом позволяет осуществить выполнение полётного задания (например, видеосъёмку) со скоростью на 10% меньше минимальной расчётной для стандартного профиля [37].



а
б
в
Рис. 10. Прототипы летательных аппаратов с надувными крыльями:
а – Inflatable UAV Wing; б – ILC Dover's multi-spar MIAV;
в – Mars Aircraft Design Using Inflatable Wings

Стоит отметить современную идею летательных аппаратов с надувными крыльями. Первоначальная концепция складных конструкций использовалась для уменьшения объёмов хранения, когда крылья ЛА не использовались. Традиционные варианты складных крыльев были преимущественно механическими. Крылья, складывающиеся вдоль размаха, имели связанный с этим недостаток – дополнительный вес конструкции и уменьшение полезного объёма из-за механизма складывания. Основными проблемами складных крыльев являлись: процесс развёртывания крыла, особенно, если требовалось более одного изгиба; конструкции поворотных суставов, оказывавшиеся слабыми местами в процессе полёта [38].

Исследования и испытания конструкций БПЛА с надувными крыльями показали перспективность такой идеи. В половине существующих конструкций предусматривается встроенный механизм надувания крыльев, что позволяет привести аппарат в готовность при десантировании в необходимую область полёта (рис 10, а). Другим прототипам необходимо использование внешнего источника воздуха под давлением, что позволяет одновременно подготовить несколько аппаратов на импровизируемом аэродроме (рис. 10, б, в) [38 – 41].

Внеплоскостная трансформация крыла («Out of plane morphing»)

Внеплоскостная трансформация крыла – это способ изменения профиля крыла, при котором перемещение и ориентация элементов крыла выполняется по нескольким координатам относительно исходной плоскости. Такая трансформация позволяет получить плавное изменение в любой части крыла (закрылки, предкрылки и др.), улучшая полётные характеристики ЛА. На рис. 4 представлены три вида внеплоскостного изменения.

Скручивание по хорде крыла (Twist) – это вид плавного и «*неравномерного*» изменения кривизны хорды вдоль размаха крыла, аналогичный вращению элеронов, способный создавать управляемый крутящий момент, что позволяет использовать всё крыло как поверхность управления полётом. Первым самолётом, использовавшим такую конструкцию, считается самолёт братьев Райт, описанный ранее [2]. Известны несколько научных команд, представивших макеты адаптивных крыльев, основной особенностью которых является возможность скрутки крыла (рис. 11) [42 – 45].

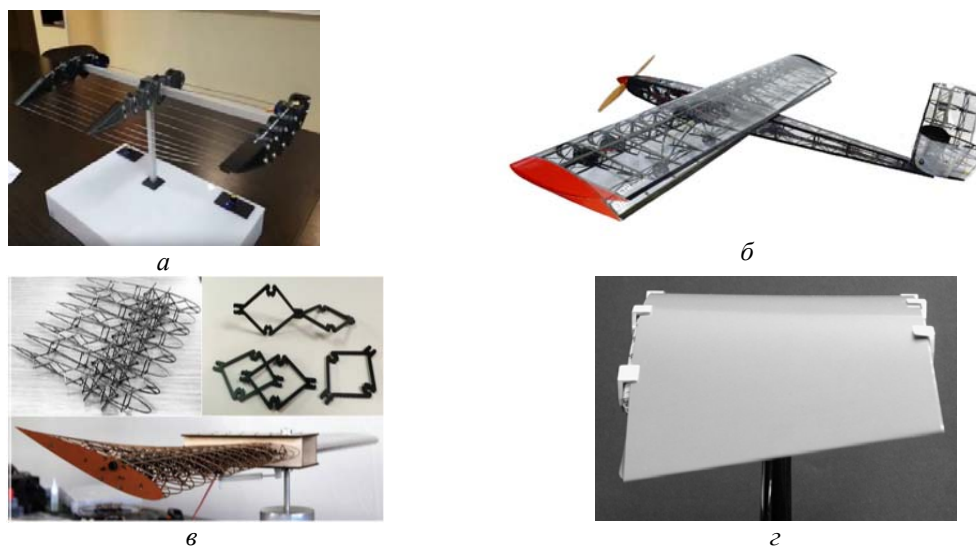


Рис. 11. Макеты крыльев со скручиванием по хорде:
а – адаптивное крыло с шарнирами двойного действия; б – Compliant composite structure;
в – Shape-changing structures; г – Shape morphing panel

Изгиб по хорде крыла (Chord-wise bending) – это вид плавного и «равномерного» изменения кривизны хорды вдоль размаха крыла, аналогичный отклонению элеронов, способный создавать управляемый крутящий момент, что позволяет всему крылу действовать как часть поверхности управления полётом. Такое решение считается некоторым упрощением скручивания по хорде крыла и является наиболее изучаемым подходом к трансформации крыла, позволяющим выполнять изменение эффективной кривизны аэродинамического профиля с помощью приводов. Существует много вариантов конструкций аэродинамического профиля, осуществляющих реконфигурацию передней и задней кромок (частей) крыла в целях решения задачи оптимизации полётного режима (рис. 12) [46; 47]. Примеры исследований изменения кривизны определённых частей крыла (передней или задней кромки) представлены на рис. 13 [48 – 50].

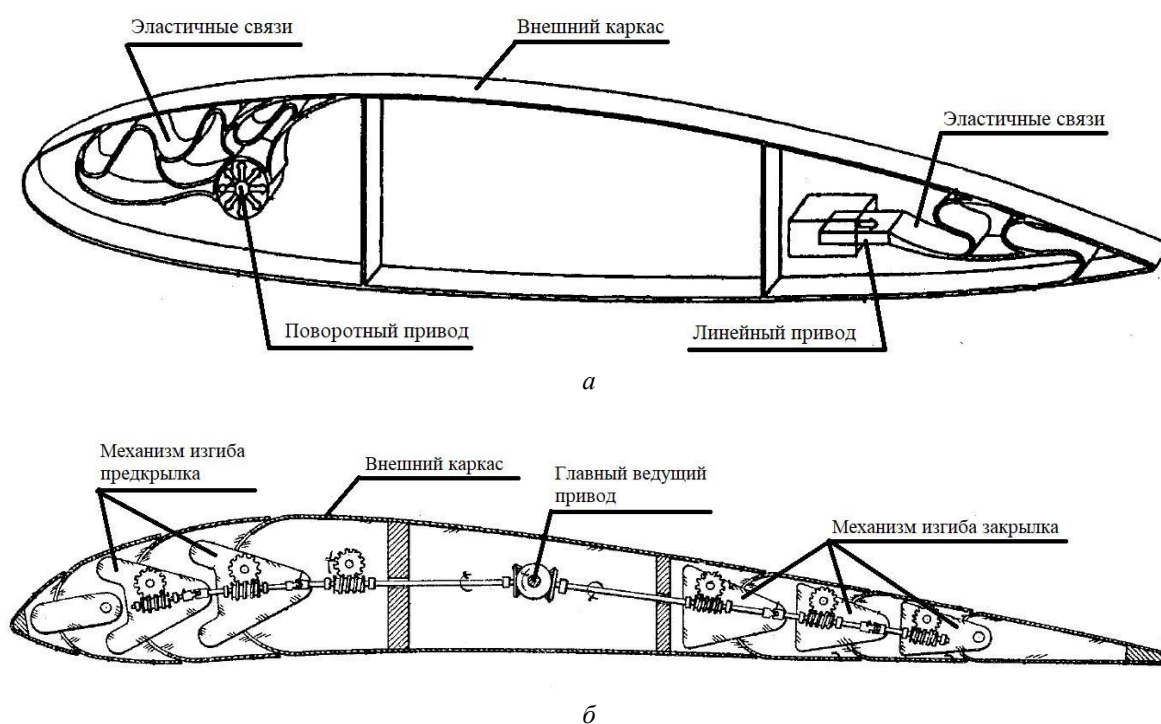


Рис. 12. Конструкции крыльев с изменяемым изгибом по хорде:
 а – патент US5972328А; б – патент US1868748А

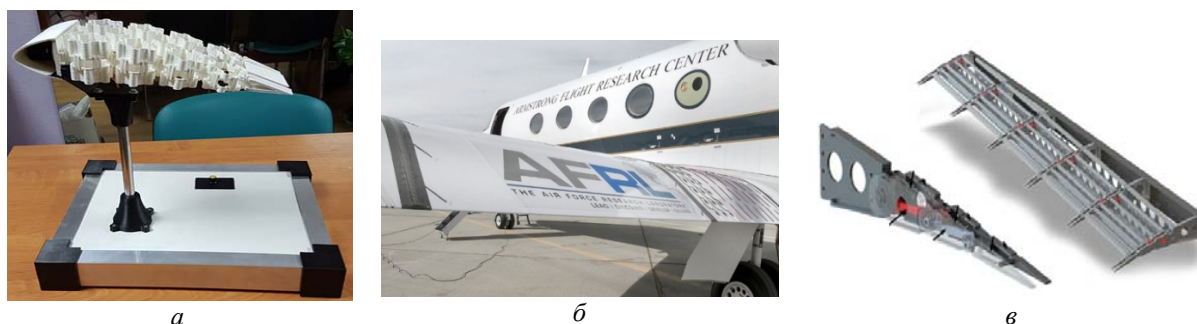


Рис. 13. Конструкции с изгибающимися закрылками:
 а – адаптивное крыло с сотовым заполнением; б – Adaptive Compliant Trailing Edge AFRL NASA;
 в – Morphing rib architecture ATE

Изгиб в направлении размаха крыла (Span-wise bending) – это вид полного или частичного управления кривизной крыла в направлении размаха, изменяющий полётные характеристики на разных режимах. Такая трансформация крыла увеличивает эффективное удлинение, препятствует протеканию вихревых потоков, способствует выравниванию давлений на нижней и верхней поверхностях крыла. Изгиб, установленный под определённым углом к вектору скорости набегающего потока, создает тянущую или тормозную силу. Теоретические представления аэродинамики отклонения концов крыла приводят «к перемещению аэродинамического фокуса самолёта вперед, уменьшению площади крыла вблизи задней кромки и дополнительному снижению балансирующего сопротивления в сверхзвуковом полёте» [3].

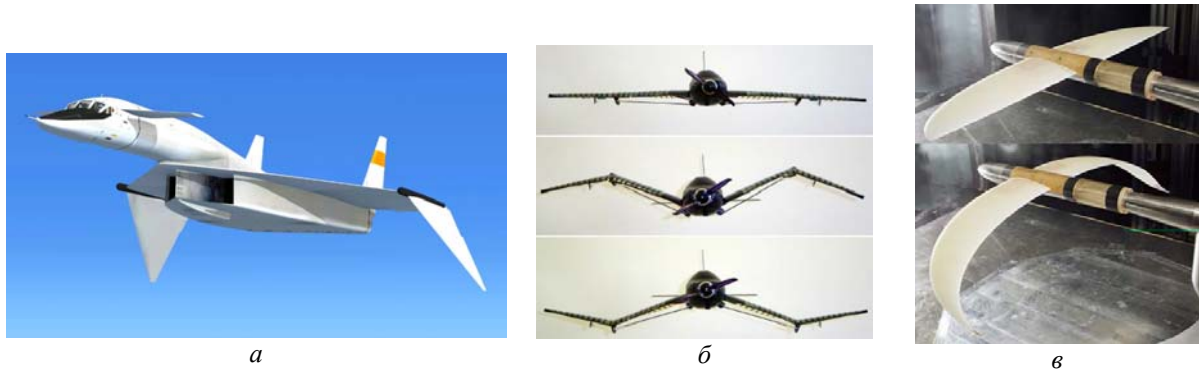


Рис. 14. Конструкции с изгибом в направлении размаха крыла:
а – B-70 Valkyrie; б – Variable Gull-Wing Morphing Aircraft;
в – Hyper-Elliptic Cambered Span (HECS) Wing

Отклоняемые вниз концевые части крыла применяются в реактивных самолётах и предназначены для повышения путевой устойчивости на больших скоростях [3; 51]. Эти конструкторские решения улучшают аэродинамическое качество самолёта, но, по исследованиям разработчиков самолёта B-70 Valkyrie (рис. 14, а), «снижают в некоторых режимах безопасность полёта, например при заклинивании в полностью отклонённом положении самолёт не может совершить безопасную посадку и экипаж должен катапультироваться» [51]. Современные проекты крыльев с изгибом вдоль размаха направлены на создание как ступенчато изгибаемых, так и плавно изгибаемых конструкций (рис. 14, б, в) [52; 53].

Регулирование аэродинамического профиля крыла («Airfoil adjustment»)

Регулирование аэродинамического профиля крыла – это способ управления трансформацией, который позволяет непрерывно адаптировать геометрию аэродинамического профиля к требуемым условиям полёта, создавая необходимое изменение асимметрии между сторонами давления и разрежения аэродинамического профиля. Регулирование аэродинамического профиля подразделяют на равномерное и локальное изменение кривизны профиля (рис. 4).

Управление адаптацией профиля улучшает аэродинамическое качество непрерывно, и поэтому может использоваться для предотвращения отрыва потока, что влечёт за собой снижение расхода топлива. Регулировка аэродинамического профиля может быть достигнута различными вариантами деформации частей профиля (передней кромки, задней кромки, нижнего или верхнего изгиба) в комбинации или по отдельности (рис. 15).

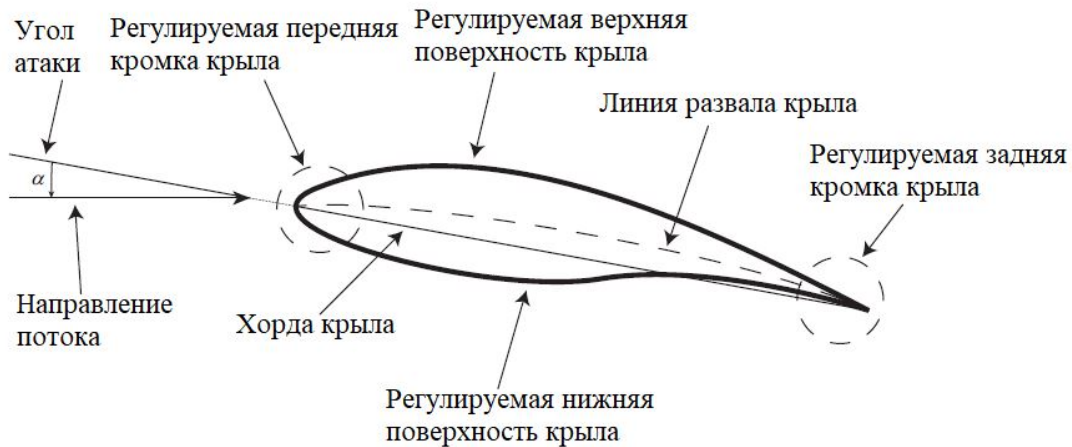


Рис. 15. Варианты регулирования аэродинамического профиля

Равномерное изменение кривизны профиля – это вид плавной и непрерывной реконфигурации геометрии профиля по длине крыла. Трансформация кривизны аэродинамического профиля в адаптивных крыльях достигается за счёт изгиба или поворота каркаса конструкции и осуществляется по толщине или геометрической форме (рис. 16).

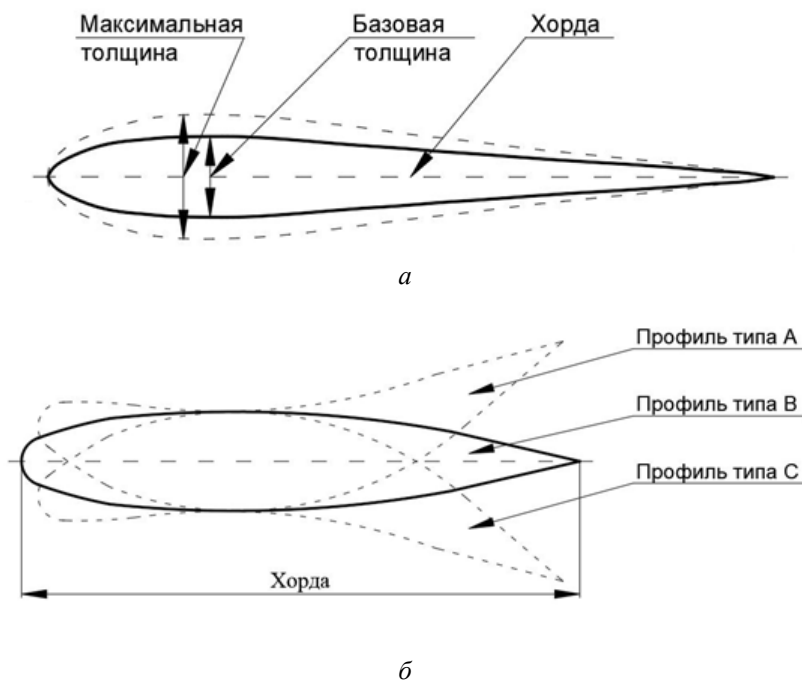


Рис. 16. Равномерное изменение кривизны:
 а – изменяемая толщина; б – изменяемая геометрическая форма

Такая трансформация включает в себя возможности и преимущества изгиба и скручивания, описанные ранее [42 – 50], но реализуемые по всему профилю крыла. В патенте [54] представлена конструкция адаптивного крыла, способная осуществлять синхронное изменение кривизны профиля за счёт поворота элементов механических цепей хорды крыла (рис. 17, а). В работах [55; 56] представлены результаты исследования конструкции крыла с изменяемым аэродинамическим профилем (рис. 17, б, в).

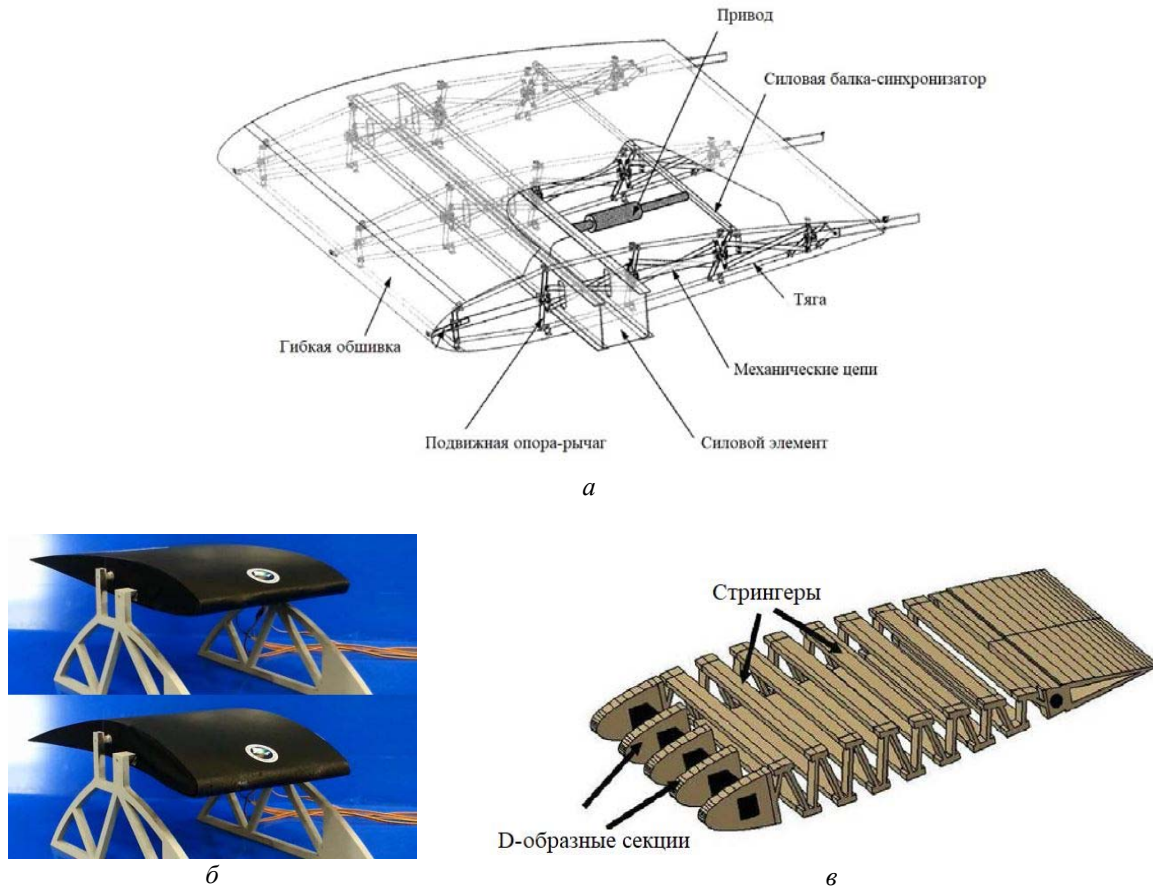


Рис. 17. Конструкции крыльев с изменяемой геометрической формой:
а – патент RU2777139C1; б – AFRL Variable wing; в – The polymorphing wing

Другой вариант равномерного регулирования кривизны профиля – изменение толщины профиля. Областью применения такой трансформации являются крылья, имеющие внутри или снаружи конструкции профиля устройства, которые недопустимо изгибать и деформировать в процессе эксплуатации (например, топливные баки, двигатели, подвесной груз). В работе [57] представлены результаты создания и исследования крыла, в котором реализовано изменение толщины профиля с помощью пневматических элементов (рис. 18).

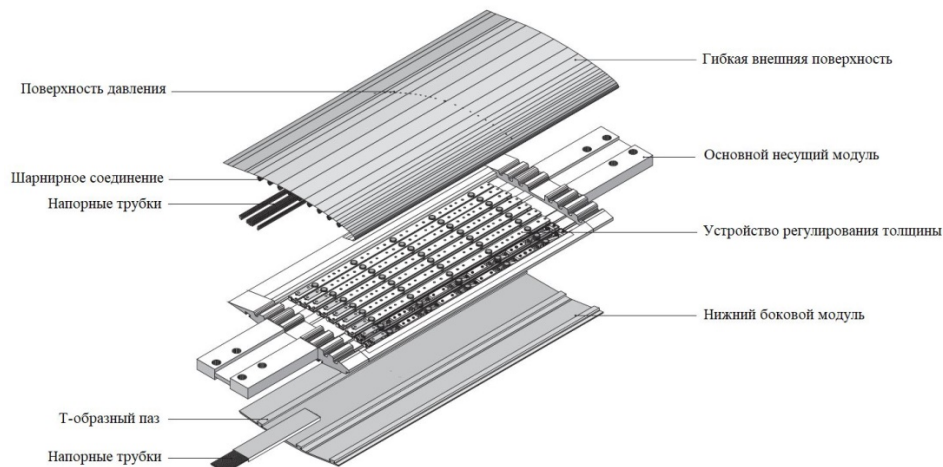


Рис. 18. Макет крыла с изменяемой толщиной

В [58] предложена концепция адаптивного крыла, состоящего из эластичной обшивки с топливными баллонами в качестве каркаса. По мере расхода топлива во время полёта баллон сжимается, а вместе с ним меняются толщина и геометрия профиля. Известны несколько [59 – 61] запатентованных решений, направленных на управление аэродинамическим профилем крыла за счёт изменения его толщины (рис. 19).

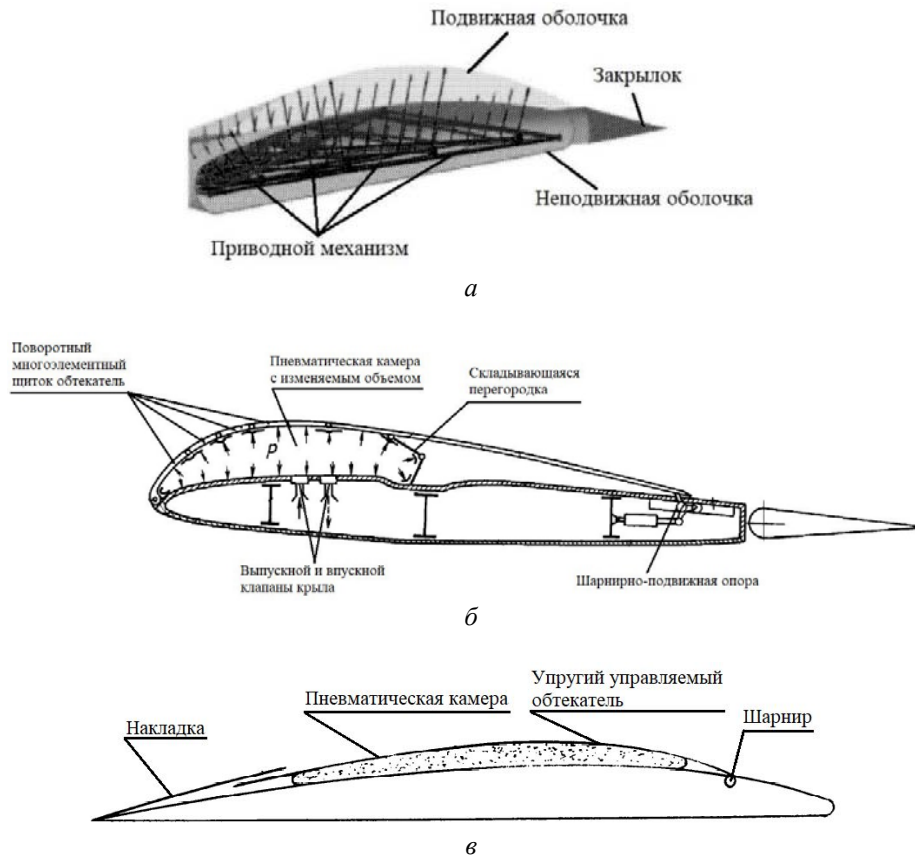


Рис. 19. Конструкции крыльев с изменяемой толщиной аэродинамического профиля:
 а – патент RU155659U1; б – патент RU2079442C1; в – патент RU2330790C2

Локальное изменение кривизны профиля – это вид плавного изменения геометрии профиля крыла или его части (определённой области). Аэродинамическое крыло с адаптивно изменяющейся поверхностью осуществляет компенсацию турбулентности за счёт изменения геометрического профиля всего крыла или определённой области, где это необходимо. Техническое решение, описанное в патенте [62], предполагает наличие подвижных пластин по всей площади крыла. Каждая пластина содержит датчик, измеряющий внешнее давление, и два исполнительных сервомеханизма, вращающих пластину по двум осям (рис. 20).



Рис. 20. Конструкция крыла с локально изменяемой кривизной профиля

Заключение

Представленный в статье обзор конструкций адаптивных крыльев показывает обширный круг задач, решаемый исследователями всего мира. Практические решения, направленные на повышение полётных характеристик, управляемости, уменьшение сопротивления воздушному потоку и снижение расхода топлива ЛА укладываются в предложенную классификацию. Для повышения полётных характеристик используют изменение площади и стреловидности крыла. Для улучшения управляемости и комфорта полёта корректируют размах крыла и отклонение концов крыла. Для уменьшения сопротивления воздушному потоку и повышение дальности БПЛА применяют управление толщиной и длиной профиля крыла. Снижение расхода топлива наиболее существенно для дальнемагистральных тяжёлых самолётов, для этого используют изменение длины хорды и размаха крыла при условии обеспечения плавности контура изменяемой части крыла.

Применение и испытание разработанных конструкций на гражданских и военных самолётах сталкивается с проблемами сертификации, получения допуска и специальных разрешений. Во многих странах были созданы прототипы и серийные самолёты с адаптивными крыльями, но большинство конструкций остаются в виде стендов, макетов и идей. Предложенная классификация позволяет соотнести разработанные прототипы с аналогичными решениями и определить стоимостные и лётные характеристики аналогичных образцов. Особенностью разработки и применения адаптивных крыльев является необходимость специальных тестовых испытаний всех узлов конструкции крыла. Требуется определение зависимости аэродинамических качеств крыла в допустимых границах от изменения формы, времени на изменение формы крыла, механической прочности в различных состояниях конструкции.

Применение стационарно и мобильно изменяемых крыльев БПЛА в основном определено их назначением, необходимостью доставки к месту старта или активизацией в процессе полёта. В связи с развитием и доступностью технологий создание БПЛА стало возможно и не в заводских условиях. Предложенная классификация определяет особенности применения адаптивных крыльев, в том числе в специальных БПЛА.

Исследование выполнено за счёт средств программы развития ВолгГТУ «Приоритет 2030», в рамках научного проекта № 35/637-24.

Библиографический список

1. Кашафутдинов С.Т., Лушин В.Н. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. Новосибирск: СибНИА, 1994. 78 с.
2. Брагин Н.Н., Болсуновский А.Л., Бузверя Н.П., Губанова М.А., Скоморохов С.И., Хозяинова Г.В. Исследования по совершенствованию аэродинамики взлётно-посадочной механизации крыла пассажирского самолёта // Учёные записки ЦАГИ. 2013. Т. 44, № 4. С. 1-14.
3. Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А. Основы авиационной техники: учебник. М.: Машиностроение, 2003. 720 с.
4. Anderson J.D. Fundamentals of aerodynamics. New York: McGraw-Hill, 2011. 1106 p.
5. Lee S.C., Thomas S.D., Holst T.L. A fast viscous correction method for full-potential transonic wing analysis // Proceedings 14th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (September, 10-14, 1984, Toulouse, France). V. 1. P. 168-177.
6. Куприков М.Ю. Адаптивное крыло.
https://old.bigenc.ru/technology_and_technique/text/4137890

7. Губский В.В. Применение адаптивной механизации крыла на лёгком транспортном самолёте // Труды МАИ. 2013. № 68. <https://trudymai.ru/published.php?ID=41737>

8. Sinapius M., Monner H.P., Kintscher M., Riemenschneider J. DLR's morphing wing activities within the European network // Procedia IUTAM. 2014. V. 10. P. 416-426. DOI: 10.1016/j.piutam.2014.01.036

9. Redeker G., Wichmann G., Oelker H.-Chr. Aerodynamic investigations of an adaptive airfoil for a transonic transport aircraft // Proceedings 14th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (September, 10-14, 1984, Toulouse, France). V. 2. P. 868-880.

10. Webber G.W., Dansby T. Wing tip devices for energy conservation and other purposes -experimental and analytical work in progress at the Lockheed-Georgia Company // Canadian Aeronautics and Space Journal. 1983. V. 29, Iss. 2. P. 105-120.

11. Лёгкий самолёт Flyer. <http://www.airwar.ru/enc/law1/flyer.html#LTH>

12. Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. 272 с.

13. Mkhoyan T., Thakrar N. R., De Breuker R., Sodja J. Design and development of a seamless smart morphing wing using distributed trailing edge camber morphing for active control // AIAA Scitech 2021 Forum (January, 11-15, 2021, Virtual/online). DOI: 10.2514/6.2021-0477

14. Jensen S.C., Jenney G.D., Dawson D. Flight test experience with an electromechanical actuator on the F-18 systems research aircraft // Proceedings of the 19th Digital Avionics Systems Conference (October, 07-13, 2000, Philadelphia, PA, USA). DOI: 10.1109/dasc.2000.886914

15. Ветлицын М.Ю., Ветлицын Ю.А., Малолетов А.В. Оценка стабильности работы мехатронного узла нервюры БПЛА с цифровой системой управления // Известия Волгоградского государственного технического университета. 2022. № 1 (260). С. 53-56. DOI: 10.35211/1990-5297-2022-1-260-53-56

16. Ветлицын М.Ю., Ветлицын Ю.А., Прокудин Г.Ю., Шаронов Н.Г. Оценка точности системы управления макета нервюры адаптивного крыла // Сб. трудов XXXIII Международной инновационной конференции молодых учёных и студентов по проблемам машиноведения (МИКМУС - 2021) (30 ноября-02 декабря 2021 г., Москва). М.: Изд-во ИМАШ РАН, 2021. С. 379-386.

17. Ветлицын М.Ю., Ветлицын Ю.А. Усовершенствование системы управления нервюрой макета адаптивного крыла БПЛА // Заметки учёного. 2022. № 3-2. С. 128-133.

18. Граничин О.Н., Хантулева Т.А. Адаптация элементов крыла («перьев») самолёта в турбулентном потоке с помощью мультиагентного протокола // Автоматика и телемеханика. 2017. № 10. С. 168-188.

19. Палубный истребитель F4U Corsair. <http://www.airwar.ru/enc/fww2/f4u.html>

20. Экспериментальный самолет Pterodactyl IV.

<http://www.airwar.ru/enc/xplane/pterodactyl4.html>

21. Barbarino S., Bilgen O., Ajaj R.M., Friswell M.I., Inman D.J. A review of morphing aircraft // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 2011. V. 22, Iss. 9. P. 823-877. DOI: 10.1177/1045389X11414084

22. Sofla A.Y.N., Meguid S.A., Tan K.T., Yeo W.K. Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges // Materials and Design. 2010. V. 31, Iss. 3. P. 1284-1292. DOI: 10.1016/j.matdes.2009.09.011

23. Истребитель-бомбардировщик Су-17. <http://www.airwar.ru/enc/fighter/su17.html>

24. Многоцелевой истребитель МиГ-23МЛ.

<http://www.airwar.ru/enc/fighter/mig23ml.html>

25. Многоцелевой истребитель-бомбардировщик F-111A Aardvark.
<http://www.airwar.ru/enc/fighter/f111.html>
26. Палубный многоцелевой истребитель F-14A Tomcat.
<http://www.airwar.ru/enc/fighter/f14.html>
27. Бауэрс П. Летательные аппараты нетрадиционных схем. М.: Мир, 1991. 320 с.
28. Экспериментальный самолёт AD-1. <http://www.airwar.ru/enc/xplane/ad1.html>
29. Житников Э.Д. Крыло с изменяемой хордой: патент РФ № 2429988; опублик. 27.09.2011; бюл. № 27.
30. Gandhi F. Variable chord morphing helicopter rotor. Patent USA, no. 8684690B2, 2014. (Publ. 01.04.2014)
31. Roe R.W., Gandhi U.N. Smart material trailing edge variable chord morphing wing. Patent USA, no. 9457887B2, 2016. (Publ. 04.10.2016)
32. Экспериментальный самолёт РК (ЛИГ-7).
<http://www.airwar.ru/enc/xplane/rk.html>
33. Михайлов Ю.С. Повышение эффективности механизации стреловидного крыла // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2020. Т. 23, № 6. С. 101-120. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-6-101-120
34. Рябов К. Экспериментальный самолёт И.И. Махонина Mak.10 / Mak.101 (Франция). <https://topwar.ru/104295-eksperimentalnyu-samolet-ii-mahonina-mak10-mak101-franciya.html>
35. Ветлицын Ю.А., Ветлицын М.Ю. О перспективах усовершенствования конструкций БПЛА // Современная школа России. Вопросы модернизации. 2021. № 8-2 (37). С. 181-183.
36. Ajaj R.M., Flores E.I.S., Friswell M.I., Allegri G., Woods B.K.S., Isikveren, A.T., Dettmer W.G. The Zigzag wingbox for a span morphing wing // Aerospace Science and Technology. 2013. V. 28, Iss. 1. P. 364-375. DOI: 10.1016/j.ast.2012.12.002
37. Bishay P.L., Burg E., Akinwunmi A., Phan R., Sepulveda K. Development of a new span-morphing wing core design // Designs. 2019. V. 3, Iss. 1. DOI: 10.3390/designs3010012
38. Murray J., Pahle J., Thornton S., Vogus S., Frackowiak T., Mello J., Norton B. Ground and flight evaluation of a small-scale inflatable-winged aircraft // Proceedings of the 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit (January, 14-17, 2005, Reno, NV). DOI: 10.2514/6.2002-820
39. Cadogan D., Sandy C., Grahne M. Development and evaluation of the Mars pathfinder inflatable airbag landing system // 49th International Astronautical Congress (September 28-October 2, 1998, Melbourne, Australia).
40. Simpson A., Jacob J., Smith S. Flight control of a UAV with inflatable wings with wing warping // Proceedings of the 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference (June, 05-08, 2006, San Francisco, California). DOI: 10.2514/6.2006-2831
41. Chandler J., Jacob J. Design and flight testing of a mars aircraft prototype using inflatable wings // 58th International Astronautical Congress (September, 24-28, 2007, Hyderabad, India). 2007. V. 12. P. 7966-7974.
42. Ивченко А.В., Шаронов Н.Г. Мехатронный узел и каркас адаптивного крыла // Материалы Международной научно-практической конференции «Прогресс транспортных средств и систем» (09-11 октября 2018 г., Волгоград). Волгоград: Волгоградский государственный технический университет, 2018. С. 176-177.
43. Fasel U., Keidel D., Baumann L., Ermanni P., Cavolina G., Eichenhofer M. Composite additive manufacturing of morphing aerospace structures // Manufacturing Letters. 2019. V. 23. P. 85-88. DOI: 10.1016/j.mfglet.2019.12.004

44. Jenett B., Calisch S., Cellucci D., Cramer N., Gershenfeld N., Swei S., Cheung K.C. Digital morphing wing: active wing shaping concept using composite lattice-based cellular structures // *Soft Robotics*. 2017. V. 4, Iss. 1. P. 33-48. DOI: 10.1089/soro.2016.0032
45. Elzey D.M., Sofla A.Y.N., Wadley H.N.G. A bio-inspired, high-authority actuator for shape morphing structures // *Proceedings of SPIE*. 2003. V. 5053. DOI: 10.1117/12.484745
46. Kota S. System for varying a surface contour. Patent USA, no. 5971328, 1999. (Publ. 26.10.1999)
47. Hogan H.J. Variable camber airfoil. Patent USA, no. 1868748, 1932. (Publ. 26.07.1932)
48. Ivchenko A.V., Sharonov N., Ziatdinov R. New conceptual design of the adaptive compliant aircraft wing frame // *Engineering Science and Technology, an International Journal*. 2019. V. 22, Iss. 5. P. 1149-1154. DOI: 10.1016/j.jestch.2019.10.004
49. Miller E.J., Lokos W.A., Cruz J., Crampton G., Stephens C.A., Kota S., Ervin G., Flick P. Approach for structurally clearing an adaptive compliant trailing edge flap for flight. https://archive.org/details/NASA_NTRS_Archive_20150019388
50. Pecora R., Magnifico M., Amoroso F., Lecce L., Bellucci M., Dimino I., Concilio A., Ciminello M. Structural design of an adaptive wing trailing edge for large aeroplanes // *Smart Intelligent Aircraft Structures*. 2016. P. 159-170. DOI: 10.1007/978-3-319-22413-8_8
51. Сверхзвуковой стратегический бомбардировщик B-70 Valkyrie.
<http://www.airwar.ru/enc/bomber/b70.html>
52. Abdulrahim M., Lind R. Flight testing and response characteristics of a variable gull-wing morphing aircraft // *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (August, 16-19, 2004, Providence, Rhode Island)*. DOI: 10.2514/6.2004-5113
53. Lazos B., Visser K. Aerodynamic comparison of hyper-elliptic cambered span (HECS) wings with conventional configurations // *Proceedings of the 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference (June, 05-08, 2006, San Francisco, California)*. DOI: 10.2514/6.2006-3469
54. Амелюшкин И.А., Дружинин О.В. Адаптивное крыло с профилем изменяемой кривизны: патент РФ № 2777139; опублик. 01.08.2022; бюлль. № 22.
55. Joo J.J., Marks C.R., Zientarski L., Culler A.J. Variable camber compliant wing-design // *Proceedings of the 23rd AIAA/AHS Adaptive Structures Conference (January, 05-09, 2015, Kissimmee, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2015-1050
56. Parancheerivilakkathil M.S., Ajaj R.M., Khan K.A. A compliant polymorphing wing for small UAVs // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2020. V. 33, Iss. 10. P. 2575-2588. DOI: 10.1016/j.cja.2020.03.027
57. Meijering A. Design of adaptive wing sections with natural transition. PhD thesis. Aachen, 2003. 244 p.
58. Gano Sh.E., Renaud J.E. Optimized unmanned aerial vehicle with wing morphing for extended range and endurance // *Proceedings of the 9th AIAA/ISSMO Symposium and Exhibit on Multidisciplinary Analysis and Optimization (September, 04-06, 2002, Atlanta, Georgia)*. DOI: 10.2514/6.2002-5668
59. Геворкян К.С., Юдина Д.О. Адаптивное крыло летательного аппарата: патент РФ № 155659; опублик. 20.10.2015; бюлль. № 29.
60. Житников Э.Д. Крыло с изменяемым профилем: патент РФ № 2330790; опублик. 10.08.2008; бюлль. № 22.
61. Желтко В.Н. Крыло самолёта: патент РФ № 2072942; опублик. 10.02.1997.

62. Граничин О.Н., Амелин К.С., Амелина Н.О. Аэродинамическое крыло летательного аппарата с адаптивно изменяющейся поверхностью: патент РФ № 2660191; опубл. 05.07.2018; бюл. № 19.

CLASSIFICATION FEATURES OF ADAPTIVE WING DESIGNS: HISTORY OF CREATION, APPLICATION EXPERIENCE AND ADVANCED DEVELOPMENTS

© 2024

M. Yu. Vetlitsyn Postgraduate Student, Lecturer at the Department of Automation of Production Processes;
Volgograd State Technical University, Volgograd, Russian Federation;
mikhail.vetlitsyn@mail.ru

N. G. Sharonov Candidate of Science (Engineering), Head of the Department of Dynamics and Strength of Machines;
Volgograd State Technical University, Volgograd, Russian Federation;
sharonov@vstu.ru

An overview of the developments of Russian and foreign scientists in the field of designing adaptive wings is presented. The work examines historical periods of development and improvement of methods for transforming the wing of aircraft. Classification features of adaptive wings of aircraft are identified, a detailed classification of transformable wings according to purpose (stationary and mobile) and design features (option and method of changing configuration and shape) is proposed. The results of testing finished structures and prototypes are shown. Patents for advanced adaptive wing designs are described.

Adaptive Wing; Morphing Wing, classification characteristics; design features

Citation: Vetlitsyn M.Yu., Sharonov N.G. Classification features of adaptive wing designs: history of creation, application experience and advanced developments. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 25-47. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-25-47

References

1. Kashafutdinov S.T., Lushin V.N. *Atlas aerodinamicheskikh harakteristik krylovykh profily* [Atlas of aerodynamic characteristics of wing profiles]. Novosibirsk: SibNIA Publ., 1994. 78 p.
2. Bragin N.N., Bolsunovskiy A.L., Buzoverya N.P., Gubanova M.A., Skomorohov S.I., Khozyainova G.V. Research on improving the aerodynamics of takeoff and landing wing devices of a passenger aircraft. *Uchenye Zapiski TsAGI*. 2013. V. 44, no. 4. P. 1-14. (In Russ.)
3. Eger S.M., Matveenko A.M., Shatalov I.A. *Osnovy aviatsionnoy tekhniki: uchebnik* [Fundamentals of aviation technology: textbook]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2003. 720 p.
4. Anderson J.D. *Fundamentals of aerodynamics*. New York: McGraw-Hill, 2011. 1106 p.
5. Lee S.C., Thomas S.D., Holst T.L. A fast viscous correction method for full-potential transonic wing analysis. *Proceedings 14th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (September, 10-14, 1984, Toulouse, France)*. V. 1. P. 168-177.
6. Kuprikov M.Yu. *Adaptivnoe krylo* [Adaptive wing]. Available at: https://old.bigenc.ru/technology_and_technique/text/4137890
7. Gubsky V.V. Application of adaptive high-lift devices by an light transport airplane. *Trudy MAI*. 2013. No. 68. (In Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=41737>

8. Sinapius M., Monner H.P., Kintscher M., Riemenschneider J. DLR's morphing wing activities within the European network. *Procedia IUTAM*. 2014. V. 10. P. 416-426. DOI: 10.1016/j.piutam.2014.01.036

9. Redeker G., Wichmann G., Oelker H.-Chr. Aerodynamic investigations of an adaptive airfoil for a transonic transport aircraft. *Proceedings 14th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (September, 10-14, 1984, Toulouse, France)*. V. 2. P. 868-880.

10. Webber G.W., Dansby T. Wing tip devices for energy conservation and other purposes -experimental and analytical work in progress at the Lockheed-Georgia Company. *Canadian Aeronautics and Space Journal*. 1983. V. 29, Iss. 2. P. 105-120.

11. *Legkiy samolet Flyer* [Flyer light aircraft]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/law1/flyer.html#LTH>

12. Petrov K.P. *Aerodinamika elementov letatel'nyh apparatov* [Aerodynamics of aircraft elements]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1985. 272 p.

13. Mkhoyan T., Thakrar N. R., De Breuker R., Sodja J. Design and development of a seamless smart morphing wing using distributed trailing edge camber morphing for active control. *AIAA Scitech 2021 Forum (January, 11-15, 2021, Virtual/online)*. DOI: 10.2514/6.2021-0477

14. Jensen S.C., Jenney G.D., Dawson D. Flight test experience with an electromechanical actuator on the F-18 systems research aircraft. *Proceedings of the 19th Digital Avionics Systems Conference (October, 07-13, 2000, Philadelphia, PA, USA)*. DOI: 10.1109/dasc.2000.886914

15. Vetlitsyn M.Yu., Vetlitsyn Yu.A., Maloletov A.V. Estimation of the operation stability of the mechatronic river unit of a uav with a digital control system. *Izvestia Volgograd State Technical University*. 2022. No. 1 (260). P. 53-56. (In Russ.). DOI: 10.35211/1990-5297-2022-1-260-53-56

16. Vetlitsyn M.Yu., Vetlitsyn Yu.A., Prokudin G.Yu., Sharonov N.G. Evaluation of the accuracy of the control system of the adaptive wing rib layout. *Proceedings of the International Conference of Young Scientists and Students «Topical Problems of Mechanical Engineering» ToPME-2021 (November 30 - December 02, 2021, Moscow)*. Moscow: Russian Academy of Sciences Blagonravov Mechanical Engineering Research Institute Publ., 2021. P. 379-386. (In Russ.)

17. Vetlitsyn M.Yu., Vetlitsyn Yu.A. Improvement of the rib control system of the UAV adaptive wing layout. *Zametki Uchenogo*. 2022. No. 3-2. P. 128-133. (In Russ.)

18. Granichin O.N., Khantuleva T.A. Adapting wing elements («feathers») of an airplane in a turbulent flow with a multiagent protocol. *Automation and Remote Control*. 2017. V. 78, Iss. 10. P. 11867-1882. DOI: 10.1134/S0005117917100101

19. *Palubniy istrebitel' F4U Corsair* [F4U Corsair naval fighter]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/fww2/f4u.html>

20. *Eksperimental'niy samolet Pterodactyl IV* [Pterodactyl experimental aircraft IV]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/xplane/pterodactyl4.html>

21. Barbarino S., Bilgen O., Ajaj R.M., Friswell M.I., Inman D.J. A review of morphing aircraft. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. 2011. V. 22, Iss. 9. P. 823-877. DOI: 10.1177/1045389X11414084

22. Sofla A.Y.N., Meguid S.A., Tan K.T., Yeo W.K. Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges. *Materials and Design*. 2010. V. 31, Iss. 3. P. 1284-1292. DOI: 10.1016/j.matdes.2009.09.011

23. *Istrebitel'-bombardirovshchik Su-17* [Su-17 fighter bomber]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/fighter/su17.html>

24. *Mnogotsелеvoy istrebitel' MiG-23ML* [MiG-23 ML multipurpose fighter]. Available at <http://www.airwar.ru/enc/fighter/mig23ml.html>
25. *Mnogotsелеvoy istrebitel'-bombardirovshchik F-111A Aardvark* [F-111A Aardvark multipurpose fighter bomber]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f111.html>
26. *Palubniy mnogotsелеvoy istrebitel' F-14A Tomcat* [F-14A Tomcat naval multipurpose fighter]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f14.html>
27. Bowers P.M. Unconventional aircraft. N.Y.: Tab Books Publ., 1984. 323 p.
28. *Eksperimental'niy samolet AD-1* [AD-1 experimental aircraft]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/xplane/ad1.html>
29. Zhitnikov E.D. *Krylo s izmenyaemoy hordoy* [Variable-chord wing]. Patent RF, no. 2429988, 2011. (Publ. 27.09.2011, bull. no. 27)
30. Gandhi F. Variable chord morphing helicopter rotor. Patent USA, no. 8684690B2, 2014. (Publ. 01.04.2014)
31. Roe R.W., Gandhi U.N. Smart material trailing edge variable chord morphing wing. Patent USA, no. 9457887B2, 2016. (Publ. 04.10.2016)
32. *Eksperimental'niy samolet RK (LIG-7)* [RK (LIG-7) experimental aircraft]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/xplane/rk.html>
33. Mikhailov Yu.S. Increase in high-lift devices efficiency of swept wing. *Scientific Civil Aviation High Technologies*. 2020. V. 23, no. 6. P. 101-120. (In Russ.). DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-6-101-120
34. Ryabov K. *Eksperimental'niy samolet I.I. Makhonina Mak.10 / Mak.101 (Frantsiya)* [I.I. Makhonin Mak.10 / Mak.101 (France) experimental aircraft]. Available at: <https://topwar.ru/104295-eksperimentalnyy-samolet-ii-mahonina-mak10-mak101-frantsiya.html>
35. Vetlitsyn Yu.A., Vetlitsyn M.Yu. On the prospects for improving the design of the UAV. *Sovremennaya Shkola Rossii. Voprosy Modernizatsii*. 2021. No. 8-2 (37). P. 181-183. (In Russ.)
36. Ajaj R.M., Flores E.I.S., Friswell M.I., Allegri G., Woods B.K.S., Isikveren, A.T., Dettmer W.G. The Zigzag wingbox for a span morphing wing. *Aerospace Science and Technology*. 2013. V. 28, Iss. 1. P. 364-375. DOI: 10.1016/j.ast.2012.12.002
37. Bishay P.L., Burg E., Akinwunmi A., Phan R., Sepulveda K. Development of a new span-morphing wing core design. *Designs*. 2019. V. 3, Iss. 1. DOI: 10.3390/designs3010012
38. Murray J., Pahle J., Thornton S., Vogus S., Frackowiak T., Mello J., Norton B. Ground and flight evaluation of a small-scale inflatable-winged aircraft. *Proceedings of the 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit (January, 14-17, 2005, Reno, NV)*. DOI: 10.2514/6.2002-820
39. Cadogan D., Sandy C., Grahne M. Development and evaluation of the Mars pathfinder inflatable airbag landing system. *49th International Astronautical Congress (September 28-October 2, 1998, Melbourne, Australia)*.
40. Simpson A., Jacob J., Smith S. Flight control of a UAV with inflatable wings with wing warping. *Proceedings of the 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference (June, 05-08, 2006, San Francisco, California)*. DOI: 10.2514/6.2006-2831
41. Chandler J., Jacob J. Design and flight testing of a mars aircraft prototype using inflatable wings. *58th International Astronautical Congress (September, 24-28, 2007, Hyderabad, India)*. 2007. V. 12. P. 7966-7974.
42. Ivchenko A.V., Sharonov N.G. Mekhatronnyy uzel i karkas adaptivnogo kryla. *Materialy Mezhdunarodnoy Nauchno-Prakticheskoy Konferentsii «Progress Transportnykh Sredstv i Sistem» (October, 09-11, 2018, Volgograd)*. Volgograd: Volgograd State Technical University Publ., 2018. P. 176-177. (In Russ.)

43. Fasel U., Keidel D., Baumann L., Ermanni P., Cavolina G., Eichenhofer M. Composite additive manufacturing of morphing aerospace structures. *Manufacturing Letters*. 2019. V. 23. P. 85-88. DOI: 10.1016/j.mfglet.2019.12.004
44. Jenett B., Calisch S., Cellucci D., Cramer N., Gershenfeld N., Swei S., Cheung K.C. Digital morphing wing: active wing shaping concept using composite lattice-based cellular structures. *Soft Robotics*. 2017. V. 4, Iss. 1. P. 33-48. DOI: 10.1089/soro.2016.0032
45. Elzey D.M., Sofla A.Y.N, Wadley H.N.G. A bio-inspired, high-authority actuator for shape morphing structures. *Proceedings of SPIE*. 2003. V. 5053. DOI: 10.1117/12.484745
46. Kota S. System for varying a surface contour. Patent USA, no. 5971328, 1999. (Publ. 26.10.1999)
47. Hogan H.J. Variable camber airfoil. Patent USA, no. 1868748, 1932. (Publ. 26.07.1932)
48. Ivchenko A.V., Sharonov N., Ziatdinov R. New conceptual design of the adaptive compliant aircraft wing frame. *Engineering Science and Technology, an International Journal*. 2019. V. 22, Iss. 5. P. 1149-1154. DOI: 10.1016/j.jestch.2019.10.004
49. Miller E.J., Lokos W.A., Cruz J., Crampton G., Stephens C.A., Kota S., Ervin G., Flick P. Approach for structurally clearing an adaptive compliant trailing edge flap for flight. Available at: https://archive.org/details/NASA_NTRS_Archive_20150019388
50. Pecora R., Magnifico M., Amoroso F., Lecce L., Bellucci M., Dimino I., Concilio A., Ciminello M. Structural design of an adaptive wing trailing edge for large aeroplanes. *Smart Intelligent Aircraft Structures*. 2016. P. 159-170. DOI: 10.1007/978-3-319-22413-8_8
51. *Sverkhzvukovoy strategicheskij bombardirovshchik B-70 Valkyrie* [B-70 Valkyrie supersonic strategic bomber]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/bomber/b70.html>
52. Abdulrahim M., Lind R. Flight testing and response characteristics of a variable gull-wing morphing aircraft. *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (August, 16-19, 2004, Providence, Rhode Island)*. DOI: 10.2514/6.2004-5113
53. Lazos B., Visser K. Aerodynamic comparison of hyper-elliptic cambered span (HECS) wings with conventional configurations. *Proceedings of the 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference (June, 05-08, 2006, San Francisco, California)*. DOI: 10.2514/6.2006-3469
54. Amelyushkin I.A., Druzhinin O.V. *Adaptivnoe krylo s profilem izmenyaemoy krivizny* [Adaptive wing with a variable-camber profile]. Patent RF, no. 2777139, 2022. (Publ. 01.08.2022, bull. no. 22)
55. Joo J.J., Marks C.R., Zientarski L., Culler A.J. Variable camber compliant wing-design. *Proceedings of the 23rd AIAA/AHS Adaptive Structures Conference (January, 05-09, 2015, Kissimmee, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2015-1050
56. Parancheerivilakkathil M.S., Ajaj R.M., Khan K.A. A compliant polymorphing wing for small UAVs. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2020. V. 33, Iss. 10. P. 2575-2588. DOI: 10.1016/j.cja.2020.03.027
57. Meijering A. Design of adaptive wing sections with natural transition. PhD thesis. Aachen, 2003. 244 p.
58. Gano Sh.E., Renaud J.E. Optimized unmanned aerial vehicle with wing morphing for extended range and endurance. *Proceedings of the 9th AIAA/ISSMO Symposium and Exhibit on Multidisciplinary Analysis and Optimization (September, 04-06, 2002, Atlanta, Georgia)*. DOI: 10.2514/6.2002-5668
59. Gevorkyan K.S., Yudina D.O. *Adaptivnoe krylo letatel'nogo apparata* [Adaptive aircraft wing]. Patent RF, no. 155659, 2015. (Publ. 20.10.2015, bull. no 29.)

60. Zhitnikov E.D. *Krylo s izmenyaemym profilem* [Variable-geometry wing]. Patent RF, no. 2330790, 2008. (Publ. 10.08.2008, bull. no. 22)
61. Zheltko V.N. *Krylo samoleta* [Aircraft wing]. Patent RF, no. 2072942, 1997. (Publ. 10.02.1997)
62. Granichin O.N., Amelin K.S., Amelina N.O. *Aerodinamicheskoe krylo letatel'nogo apparata s adaptivno izmenyayushcheysya poverkhnost'yu* [Aerodynamic wing of the flying apparatus with adaptive variable surface]. Patent RF, no. 2660191, 2018. (Publ. 05.07.2018, bull. no. 19)