

ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГИБРИДНОГО КРЫЛА

Введение

Основной движущий фактор развития конструкций летательных аппаратов (ЛА) – требования к условиям базирования, хранения и транспортировки изделия. Большое количество разрабатываемых летающих транспортных средств [1] является этому достаточным доказательством.

Для эффективной одновременной реализации требований портативности и аэродинамической эффективности нами предложена концепция гибридного крыла – несущей поверхности, состоящей из жесткой носовой силовой части и надувной хвостовой части, способной легко уменьшать свои габариты в сложенном состоянии. На основании приведенных в открытой печати результатов летных испытаний ЛА с надувными мягкими несущими поверхностями [2], [3] можно сделать обоснованное предположение о актуальности проводимых исследований. Возможное улучшение летно-технических характеристик ЛА с деформируемыми несущими поверхностями – повышение безопасности полета на критических режимах и в условиях атмосферной турбулентности, существенное снижение эксплуатационных нагрузок, действующих на конструкцию и др. позволит сформировать новый класс ЛА, основанный на применении лучших качеств жестких и деформируемых несущих поверхностей.

Постановка задачи

Основной целью исследований, представленных в настоящей статье, является качественное и количественное определение влияния параметров деформируемой надувной несущей поверхности на аэродинамические характеристики крыла. Решение задачи аэродинамического проектирования летательного аппарата с мягким деформируемым крылом требует выполнения анализа и обобщения экспериментально полученных данных аэродинамики летательного аппарата с мягкими несущими поверхностями.

Методика проведения эксперимента

В ходе проведения эксперимента выполнялись:

- оценка изменения аэродинамических характеристик летающего аппарата с мягким деформируемым крылом на настоящей летающей модели;
- выбор и обоснование параметров компоновки для летающего стенда.

Экспериментальные модели

Для проведения эксперимента изготовлены четыре модели крыльев с несимметричным профилем в соответствии с рекомендациями [5]. Материал моделей – бальза, авиационная фанера и непродуваемая (парашютная) ткань. Для наддува мягкой части крыльев установлены воздухозаборники в виде пластмассовых трубок. Каждая модель имеет разное соотношение жесткой и мягкой части общей хорды крыла b , а именно:

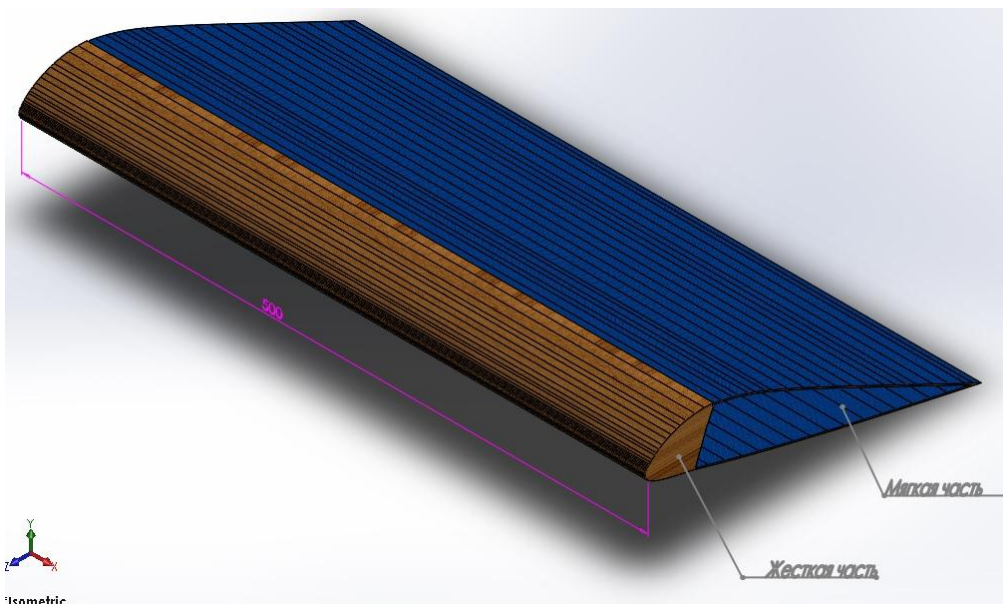
- - первая модель полностью жесткая;
- - вторая модель: жесткая часть - 70% b , мягкая часть - 30% b ;
- - третья модель: жесткая часть - 50% b , мягкая часть - 50% b ;
- - четвертая модель: жесткая часть - 30% b , мягкая часть - 70% b ;

Экспериментальная модель идентична применяемым в экспериментальных исследованиях [5].

Концептуальная схема экспериментальных моделей представлена на рис. 1.



Жесткое крыло



Гибридное крыло

Рис. 1. Конструктивная схема экспериментальных моделей крыла

Внешний вид экспериментальных образцов приведен на рис. 2.



Рис. 2. Экспериментальные модели комбинированного крыла

Экспериментальная установка

Дозвуковая аэродинамическая установка УТАД-2 НАУ – дозвуковая аэродинамическая труба малых скоростей, замкнутого типа с обводным каналом, непрерывного действия с открытой рабочей частью эллиптического сечения (рис. 3). Длина рабочей части трубы составляет 0.75 м. Поперечное сечение – эллипс со сторонами $a = 0.45$ м, $b = 0.9$ м.

Критическое число Рейнольдса для шара диаметром $d = 98.4$ мм соответствует $R_{кр} = 1.2 \cdot 10^5$ [6]. Максимальная скорость потока в рабочей части аэродинамической трубы составляет 30 м/с.

Качество потока в рабочей части характеризуется следующими параметрами и их величинами:

- неравномерность величины скорости +0.50%;
- продольная составляющая интенсивности начальной турбулентности в рабочей части при работе без турбулизирующих устройств не превышает в пустой трубе $\varepsilon_0 = 2.4$ %.

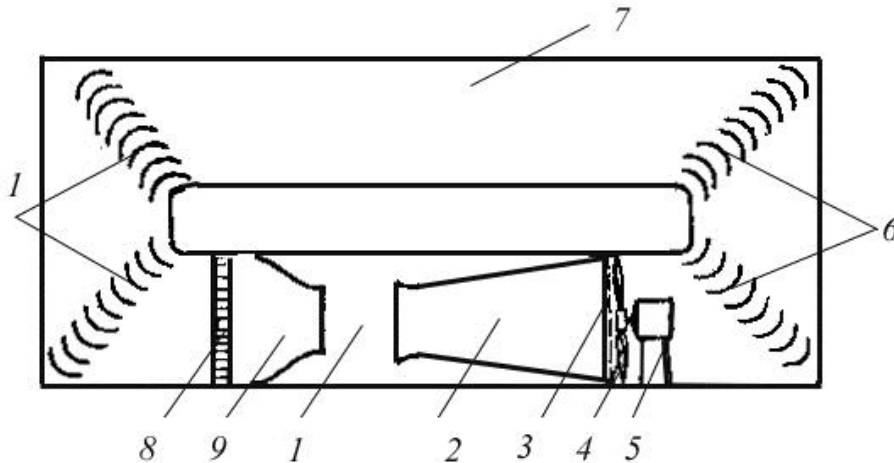


Рис. 3. Аэродинамическая труба замкнутого типа УТАД-2 НАУ:

- 1 – рабочая часть; 2 – диффузор; 3 – предохранительная сетка;
 4 – вентилятор; 5 – электродвигатель; 6 – поворотные колена;
 7 – обратный канал; 8 – спрямляющая решетка; 9 – сопло

Для измерения аэродинамических сил и моментов, действующих на модель, установка снабжена 3-х компонентными механическими весами АНВК. Весы позволяют одновременно измерять подъемную силу Y_a , силу лобового сопротивления X_a и продольный момент M_z .

Аэродинамическая труба обеспечена необходимым для исследований оборудованием, включающим в себя различные насадки статического и динамического давления с координатными устройствами и др.

Установка позволяет:

- определять распределенные и суммарные аэродинамические характеристики моделей ЛА;
- исследовать поле возмущенных скоростей вокруг моделей;
- исследовать особенности практической аэродинамики ЛА сложной формы в плане.

С применением выше описанных экспериментальных моделей крыльев проведен аэродинамический эксперимент в лаборатории кафедры аэродинамики НАУ.

Целью данного эксперимента является сравнительная оценка изменения аэродинамических характеристик: коэффициентов подъемной силы C_y и лобового сопротивления C_x , максимального значения аэродинамического качества K , критического угла атаки α_S , а также исследование деформаций изгиба мягкой части крыльев.

Результаты эксперимента

В нашей работе представлен анализ результатов исследований различных вариантов компоновки гибридного крыла в аэродинамической

трубе, выполненный с целью определения оптимальной ширины мягкой части крыла, а также оценки его общей эффективности.

Ниже, на рис. 4 – рис. 9 представлены результаты продувок описанных выше экспериментальных моделей (1 - жесткое крыло; 2 - жесткая часть 70% хорды; 3 - жесткая часть 50% хорды; 4 - жесткая часть 30% хорды).

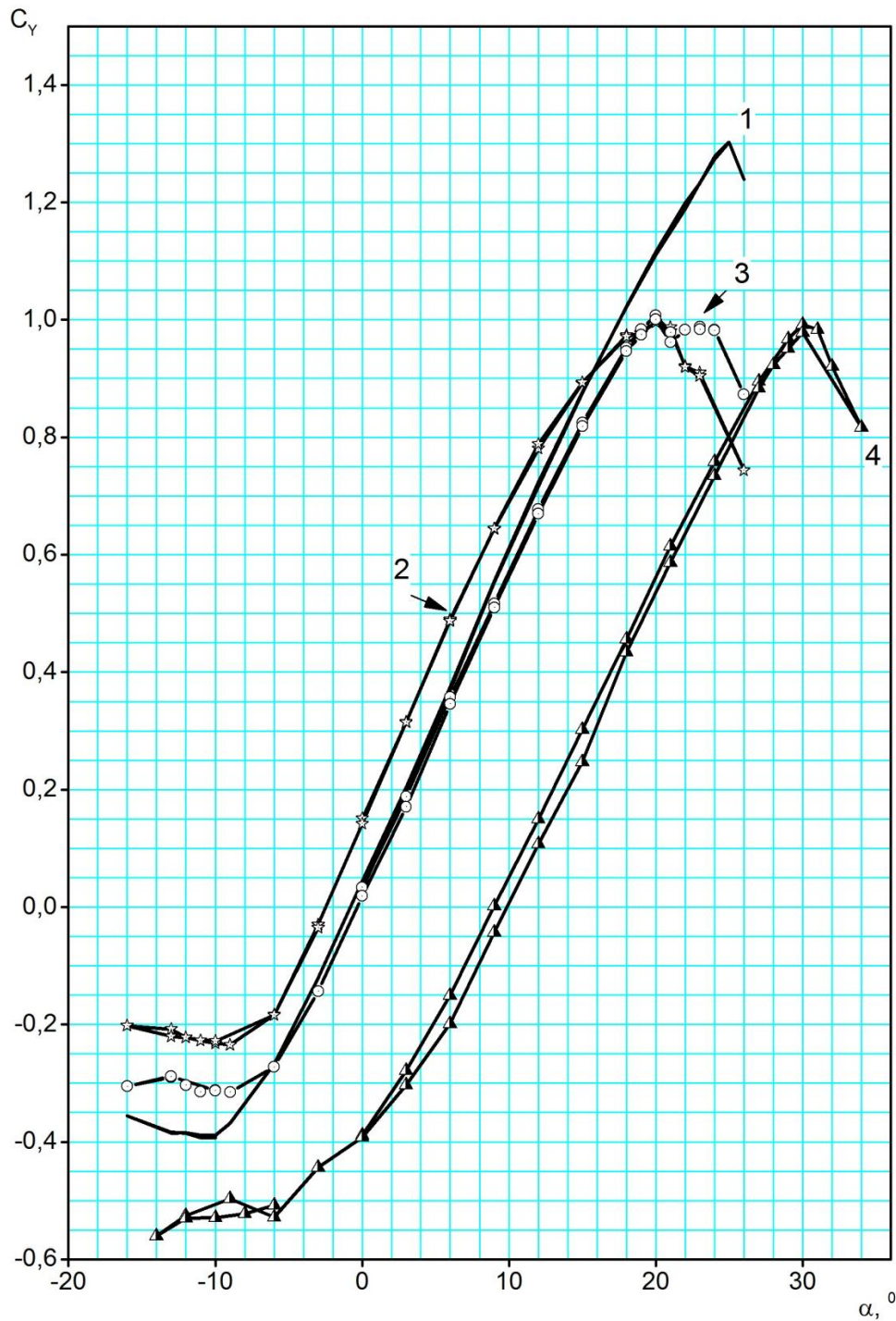


Рис. 4. Зависимости $C_y=f(\alpha, XЖЧ)$. $Re = 222603$; $M = 0,073$

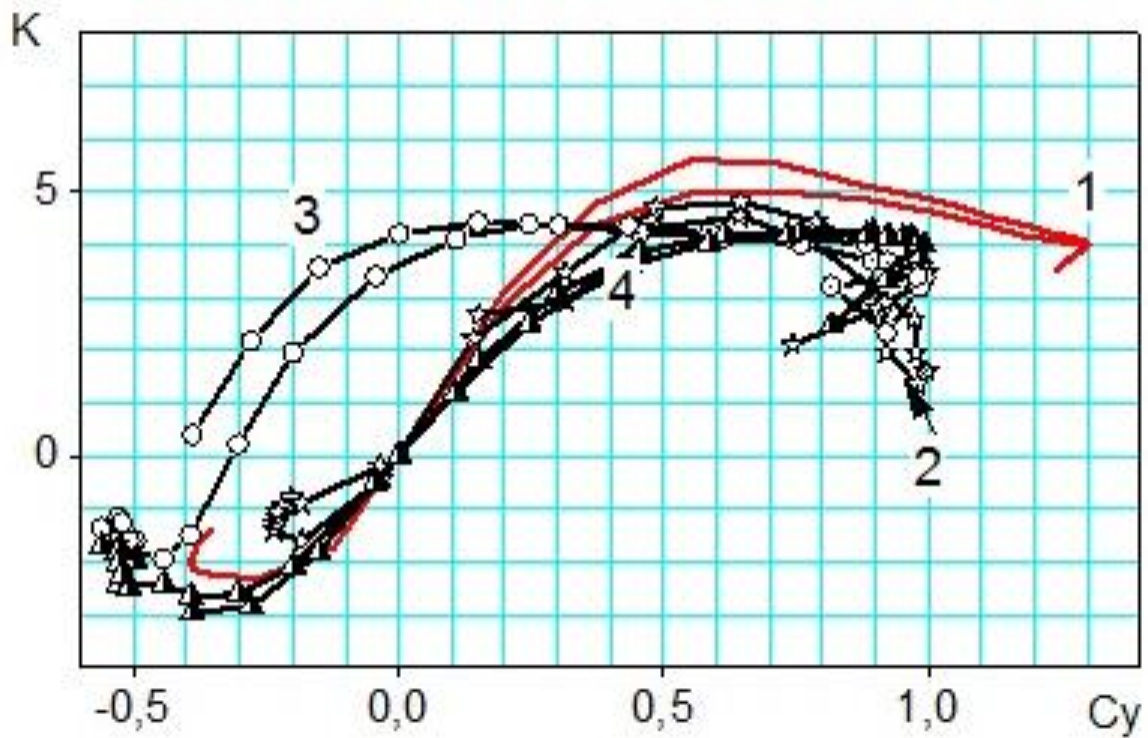


Рис. 5. Зависимости $K=f(C_y, XЖЧ)$. $Re = 222603$; $M = 0,073$

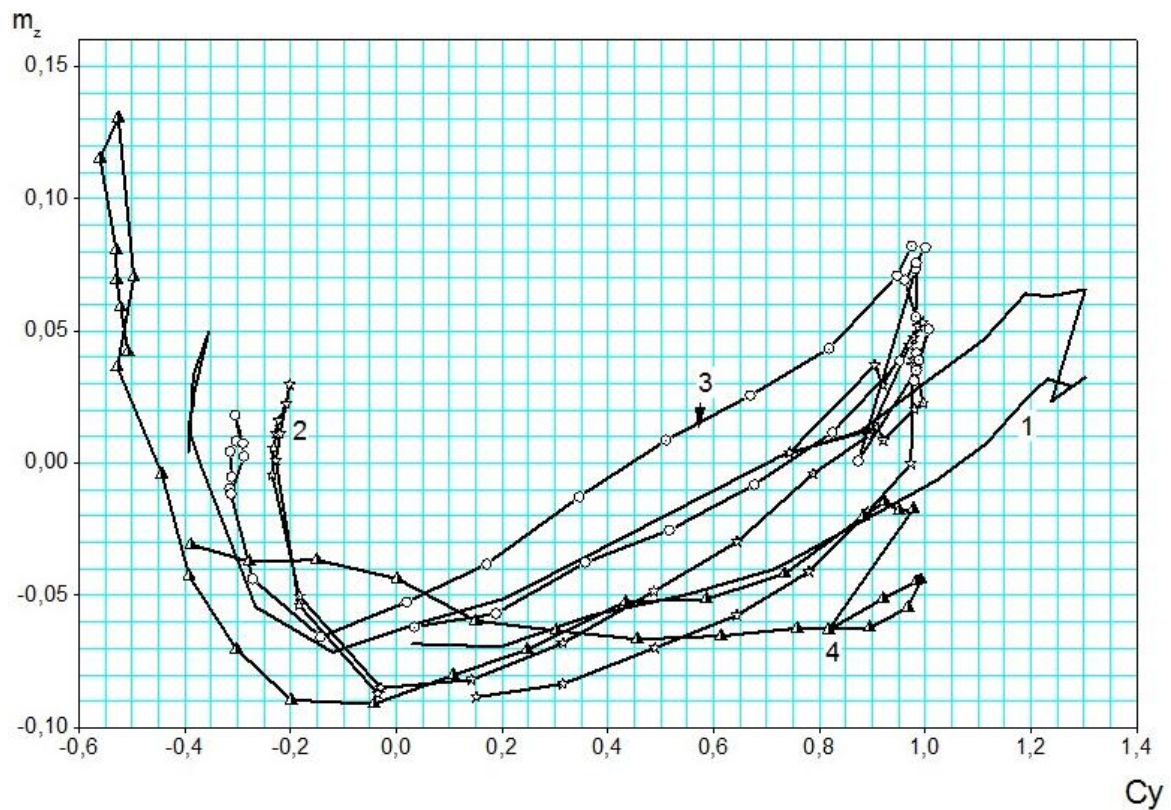


Рис. 6. Зависимости $M_z=f(C_y, XЖЧ)$. $Re = 222603$; $M = 0,073$

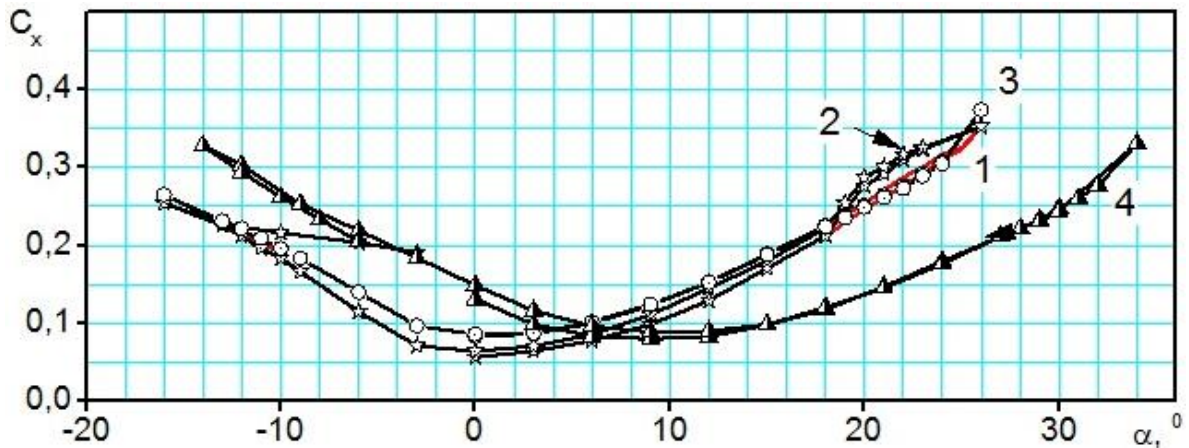


Рис. 7. Зависимости $C_x=f(\alpha, \text{ХЖЧ})$. $Re = 222603$; $M = 0,073$

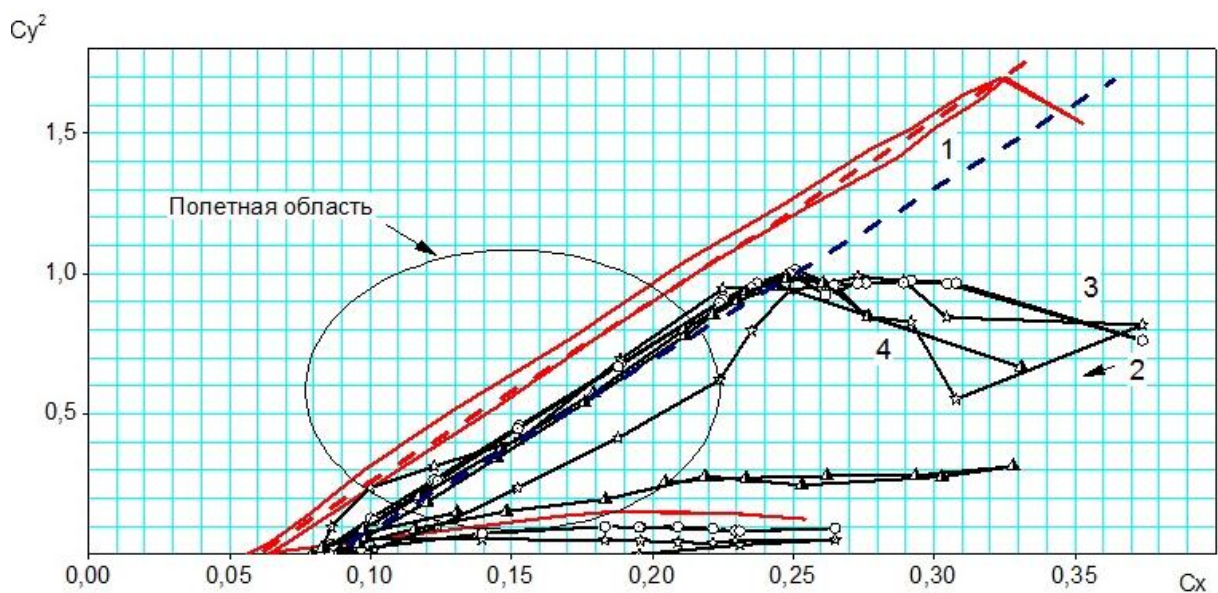


Рис. 8. Зависимости $C_{y2}=f(C_x, \text{ХЖЧ})$. $Re = 222603$; $M = 0,073$

Выводы

По сравнению с жестким крылом, появление мягкой части вызывает уменьшение максимальных несущих свойств и увеличение критического угла атаки. Исходя из видеосъемки научного эксперимента (рис. 9), видно что мягкая часть крыла деформируется при больших углах атаки. Данный эффект увеличивает демфирующие свойства крыла, а также при резких управлениях уменьшает вероятность срыва потока с поверхности крыла. Демпфирующий эффект также позволяет значительно сократить максимально реализуемые значения нагрузок, действующих на конструкцию.



Рис. 9. Крыло 30% жесткое и 70% мягкое при наддуве $\alpha = 32^\circ$
 Зависимость C_u от угла атаки (рис. 4)

Максимальные несущие свойства при установке мягкой части незначительно уменьшаются. На жестком крыле максимальное значение $C_{UMAX} = 1.3$, а на мягком крыле $C_{UMAX} \approx 1$. Но, при увеличении площади мягкой надувной части, увеличивается критический угол атаки. Из результатов эксперимента для варианта крыла, состоящего 30% жесткой и 70% мягкой частей критический угол атаки достигает больше 30° , характер протекания отрыва потока более плавный, что оказывает положительное влияние на параметры безопасности полета. Значение производной $C_u \alpha$ на линейном участке зависимости, соответствующей безотрывному обтеканию для всех вариантов крыльев практически одинаково, что свидетельствует о равных значениях эффективного удлинения крыла $\lambda_{эф}$ как для комбинированной так и для жесткой несущих поверхностей.

Зависимость K от C_u (рис. 5)

Качество мягких крыльев на 20% меньше чем жесткого. При этом наблюдается, что у мягких крыльев значение качества меньше чем максимальное, но оно более постоянно в широком диапазоне углов атаки C_u . Максимальное значение K в полетном диапазоне C_u для комбинированного крыла практически постоянно, при этом на малых значениях $C_u \approx 0.2 \dots 0.5$ (что соотв. полету на больших скоростях) качество одного из вариантов комбинированной несущей поверхности становится выше чем качество жесткого крыла, т.е. мягкое надувное крыло при определенном соотношении параметров компоновки может быть более приемлемым для полетов на больших скоростях.

Зависимость Mz от Cy (рис. 6)

Применение гибридной схемы не вызывает существенного изменения моментных характеристик по сравнению с жестким крылом. Также, уменьшаются моментные характеристики при увеличении площади мягкой надувной части. Так как результаты представлены в виде гисторезистных петель для жесткого и комбинированного крыльев, следует, что для мягкого крыла значение гисторезиса не увеличивается по сравнению с жестким крылом, т. е. потребность в дополнительной балансировке при установлении гибридных крыльев отсутствует.

Зависимость Cy^2 от Cx (рис. 8)

Как следует из представленной зависимости, у мягких крыльев, как и у жесткой конструкции, наблюдается присутствие линейного участка на зависимости квадратичной поляры. Зависимости Cy^2 (Cx) жесткого крыла и вариантов комбинированных крыльев практически эквидистантны, при этом значение ΔCx для полетного диапазона практически одинаково, и определяется, очевидно, конструкцией воздухозаборников. Это наглядно подтверждает равное влияние индуктивности на аэродинамические характеристики крыльев, что свидетельствует о сохранности поверхности несущей формы в полетном диапазоне значений Cy . Форма несущей поверхности ЛА сохраняется постоянной.

Список использованной литературы

1. Jackson P. Jane's All the World's Aircraft / Paul Jackson. – United Kingdom, 2004.
2. Jacob J. Design and Flight Testing of Inflatable Wings with Wing Warping / J. Jacob, A. Simpson, S. Smith. // University of Kentucky Lexington. – 2005.
3. Brown G. INFLATABLE STRUCTURES FOR DEPLOYABLE WINGS / G. Brown, R. Haggard, B. Norton. // Lake Elsinore.
4. Азарьев И. А. Практическая аэродинамика дельтаплана / И. А. Азарьев, Д. С. Горшенин, В. И. Силков. – Москва: Машиностроение, 1992. – 286 с.
5. Щербонос О. Г. Аеродинамічні характеристики крила з генераторами вихрів в умовах нестационарного обтікання : дис. канд. техн. наук : УДК 533.694.73 / Щербонос О. Г. – НАУ. Київ, 2011.
6. Drela M. Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils / M. Drela, M. B. Giles. // AIAA Journal.