

УДК 533.6.04

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2219-380412201548181>

Д. Н. Зинченко<sup>1</sup>, доцент, к.т.н., Гюркан Ортамевзи<sup>2</sup>, аспірант

### УЛУЧШЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ДЕФОРМИРУЕМЫМ КОМБИНИРОВАННЫМ КРЫЛОМ

**En**

In this article studied the characteristics of the experimental and numerical models, as well as a comparative analysis of performance of flying machines with different types of bearing surfaces with equal specific wing loading  $G/S$ .

Development of experimental aircrafts with soft wings due to the need to increase the operation of aircrafts.

The results of wind tunnel test has performed using a general purpose classical scheme for models plane (Aeroprakt A-20) and are provided with two different types of wing skin: completely rigid wing and hybrid wing, which consists of 30% hard part and 70% soft inflatable portion. By correction of wind tunnel test results Aeroprakt aircraft A-20, derived from the characteristics of the deformable wing aircraft.

Based on the research performance of experimental and computational models of the comparative analysis of aircraft performance characteristics of the aircraft with the wing skin of different types at equal specific wing loading  $G/S$ .

The above article results demonstrate the possibility of using a general-purpose design of the proposed design solution aircraft - carrying surface, the combination of a rigid front and rear inflatable parts.

**Ua**

Представлено порівняльний аналіз можливих льотно-технічних характеристик літальних апаратів з жорстким та гібридним крилами. Результати оцінки виконані з використанням матеріалів трубних досліджень моделі лі-

<sup>1</sup> Національний технічний університет України "КПІ",  
кафедра приладів і систем керування літальними апаратами

<sup>2</sup> Національний технічний університет України "КПІ", факультет авіаційних і космічних систем

така загального призначення класичної схеми і представлені для двох різних типів несучих поверхонь: жорсткого крила і гібридного крила, що складається з 30% жорсткої частини та 70% м'якої надувної частини.

## **Введение**

Разработка экспериментальных летательных аппаратов с мягкими крыльями обусловлена необходимостью увеличения эксплуатационных характеристик летательных аппаратов (ЛА).

Особенность компоновки всех надувных крыльев рассматриваемых ЛА – значение удлинения  $\lambda < 5$ , что определяется, в первую очередь, предполагаемой прочностью материала обшивки.

Достоинства гибридного крыла ЛА [1], [2], [3]:

- удобство при транспортировке, т.к. надувные части крыла позволяют компактно складывать самолет;
- мягкие крылья значительно уменьшает вес самолета;
- при взлете и посадке нет необходимости в длинных взлетных полосах.

Поэтому особую актуальность приобретают исследования летно-технических характеристик ЛА с жестким и гибридным крылом при равной удельной нагрузке на крыло  $G/S$ .

## **Постановка задачи**

Провести исследования характеристик экспериментальных и расчетных моделей, а также сравнительный анализ летно-технических характеристик ЛА с несущими поверхностями различных типов при равной удельной нагрузке на крыло  $G/S$ .

## **Критерии оценки**

Результаты оценки выполнены с использованием материалов трубных испытаний модели самолета общего назначения классической схемы (Аэропракт А-20) и представлены для двух различных типов несущих поверхностей: полностью жесткого крыла и гибридного крыла, которое состоит из 30% жесткой части и 70% мягкой надувной части. [4]

При проведении исследований летно-технических характеристик приняты следующие критерии оценки [8]:

- Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки  $c_y^\alpha$  ЛА.

Значение производной  $c_y^\alpha$  является определяющим при расчете перегрузки, действующей на конструкцию планера во время полета в неспокойном воздухе. Согласно [8]  $CS-VLA$  341 составляющая перегрузки, вызванная нормированным вертикальным порывом ветра, определяется как:

$$n = 1 + \frac{1/2\rho_o V \alpha K_g U_{de}}{Mg/s}, \quad (1)$$

где  $K_g = \frac{0,88\mu_g}{5,3 + \mu_g}$  – коэффициент ослабления порыва;

$\mu_g = \frac{2(M/S)}{\rho \bar{C} a}$  – коэффициент масс самолета;

$U_{de}$  – эффективная скорость порыва в соответствии, м/с;

$\rho_o$  – плотность воздуха на уровне моря, кг/м<sup>2</sup>;

$\rho$  – плотность воздуха, кг/м<sup>2</sup>;

$M/S$  – нагрузка на крыло, кг/м<sup>2</sup>;

$\bar{C}$  – средняя геометрическая хорда, м;

$g$  – ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>;

$V$  – индикаторная скорость самолета, м/с;

$\alpha$  – значение производной нормальной аэродинамической силы самолета в радианах, являющейся эквивалентом критерия  $c_y^\alpha$ .

- Максимальное значение коэффициента подъемной силы  $c_{y\max}$ .

Значение  $c_{y\max}$  определяет скорость сваливания  $V_S$ , минимальную скорость полета  $V_{\min}$ , максимальную маневренную скорость  $V_\alpha$  и другие характерные скорости согласно CS-VLA 49, CS-VLA 201, CS-VLA 333 [5]:

$$V_S = 3,6 \sqrt{\frac{2G}{C_{y\max} \rho S}} \quad (2)$$

$$V_{\min} \geq f * V_S$$

$$V_\alpha = V_S \sqrt{n^3 \max(\alpha)}$$

- Значение критического угла атаки  $\alpha_S$ , соответствующее  $c_{y\max}$  и характеру протекания процесса сваливания.

Согласно CS-VLA 207, CS-VLA 201, CS-VLA 203 [8] во время полета на критических режимах должна быть обеспечена возможность управления в процессе сваливания. Характеристики сваливания в полете без крена определяются путем отклонения рычага управления рулем высоты "на себя" так, чтобы интенсивность торможения не превышала 1,8 км/ч в секунду, уменьшением скорости самолета вплоть до сваливания. После сваливания самолета допускается обычное использование рычага управления рулем высоты для вывода из сваливания.

При прямолинейном и криволинейном полетах предупреждение о приближении сваливания обеспечивается присущим самолету аэродина-

мическим свойством, предупреждение о приближении сваливания должно начинаться на скорости, превышающей скорость сваливания не менее, чем на 9 км/ч, и не выше 18,5 км/ч и продолжаться до возникновения сваливания.

- Величина максимального аэродинамического качества  $K_{\max}$  [7].

Значение  $K_{\max}$  определяет минимальное значение тяги и максимальную продолжительность полета [5] :

$$P_{\text{потр}} = \frac{G}{K}, \quad (3)$$

$$t = \frac{1}{g} \frac{1}{C_p} K \ln \frac{1}{1 - \xi_T},$$

где  $C_p$  – удельный расход топлива за один час на один киловатт мощности, [кг/(кВт·ч)];

$\xi_T$  – коэффициент относительного запаса топлива;  $\xi_T = \frac{m_T}{m_0}$ .

$m_0$  – полная заправляемая в самолет масса топлива.

- Величина критерия максимальной дальности  $(K/C_y^{0.5})_{\max}$

$$L = 3,6 \frac{\alpha}{g} \frac{1}{C_p} K M \ln \frac{1}{1 - \xi_T}. \quad (4)$$

При прочих равных условиях максимальная дальность будет достигнута при максимальном значении аэродинамического совершенства самолета – величине, равной произведению аэродинамического качества  $K$  сбалансированного самолета на число  $M$ .

### **Оценка изменения аэродинамических характеристик самолета с надувными деформируемыми крыльями**

Оценка изменения аэродинамических характеристик самолета выполнялась путем определения влияния деформации крыла на основании результатов испытаний модели крыла с различным значением хорды жесткой части (ХЖЧ) в аэродинамической трубе УТАД-2 НАУ.

Аэродинамические характеристики с помощью приращений аэродинамических коэффициентов компоновки. По результатам трубных испытаний [4] определены: коэффициент подъемной силы  $C_y = f(\alpha, \text{ХЖЧ})$ , поляра  $C_y^2 = f(C_x, \text{ХЖЧ})$ , качество  $K = f(C_y, \text{ХЖЧ})$  и дальность  $K/(C_y)^{0.5} = f(C_y, \text{ХЖЧ})$ , что приведены на рис. 1 – рис. 8.

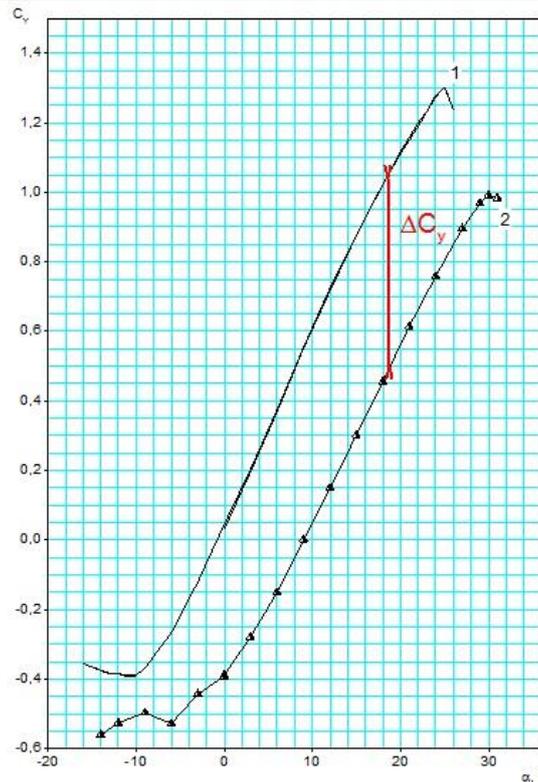


Рис. 1. Экспериментальная модель крыла [4].  
Зависимости  $C_y=f(\alpha, \text{ХЖЧ})$ .  $Re = 222603$ ;  $M = 0,073$ ;  
1 – жесткое крыло; 2 – жесткая часть 30% хорды

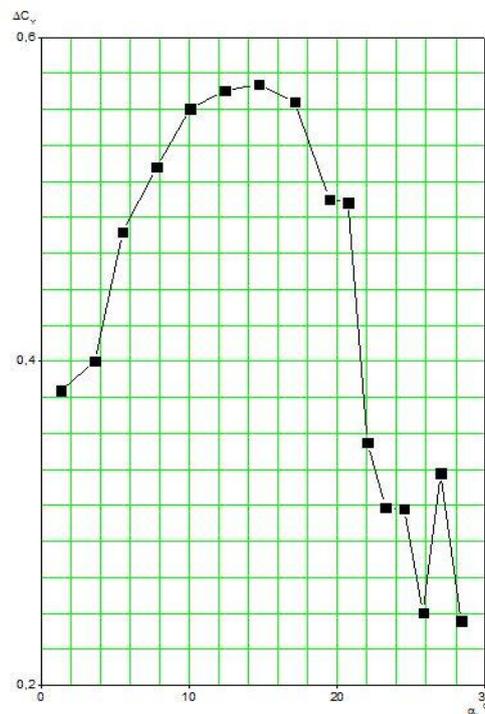


Рис. 2. Экспериментальная модель крыла [4].  
Влияние деформаций крыла на коэффициент подъемной силы по углу атаки.  
Зависимости  $\Delta C_y=f(\alpha, \text{ХЖЧ})$ .  $Re = 222603$ ;  $M = 0,073$

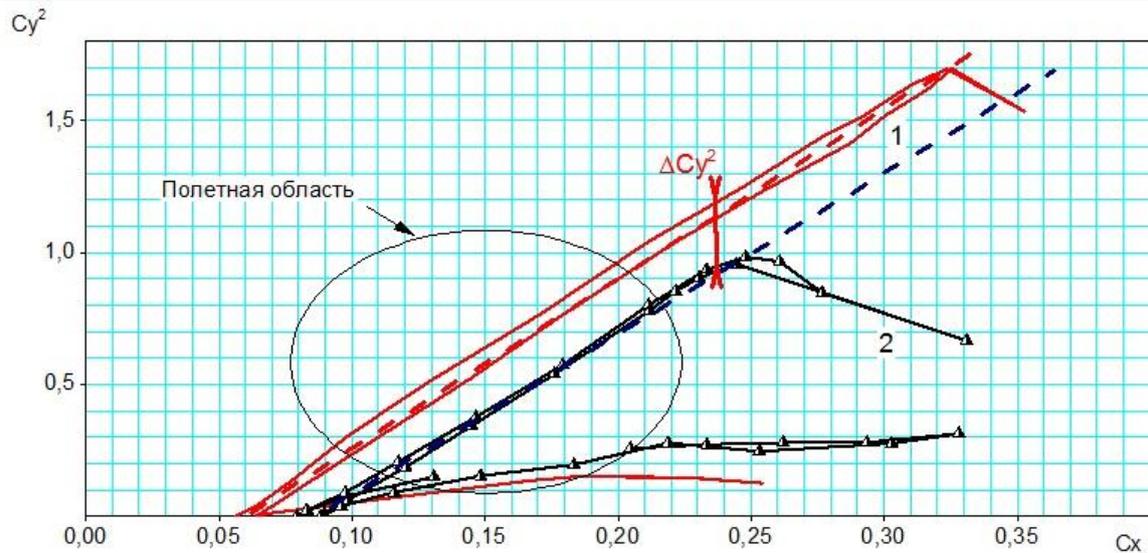


Рис. 3. Экспериментальная модель крыла [4].

Зависимости  $C_y^2 = f(C_x, \text{ХЖЧ})$ .  $Re = 222603$ ;  $M = 0,073$ ;

1 – жесткое крыло; 2 – жесткая часть 30% хорды

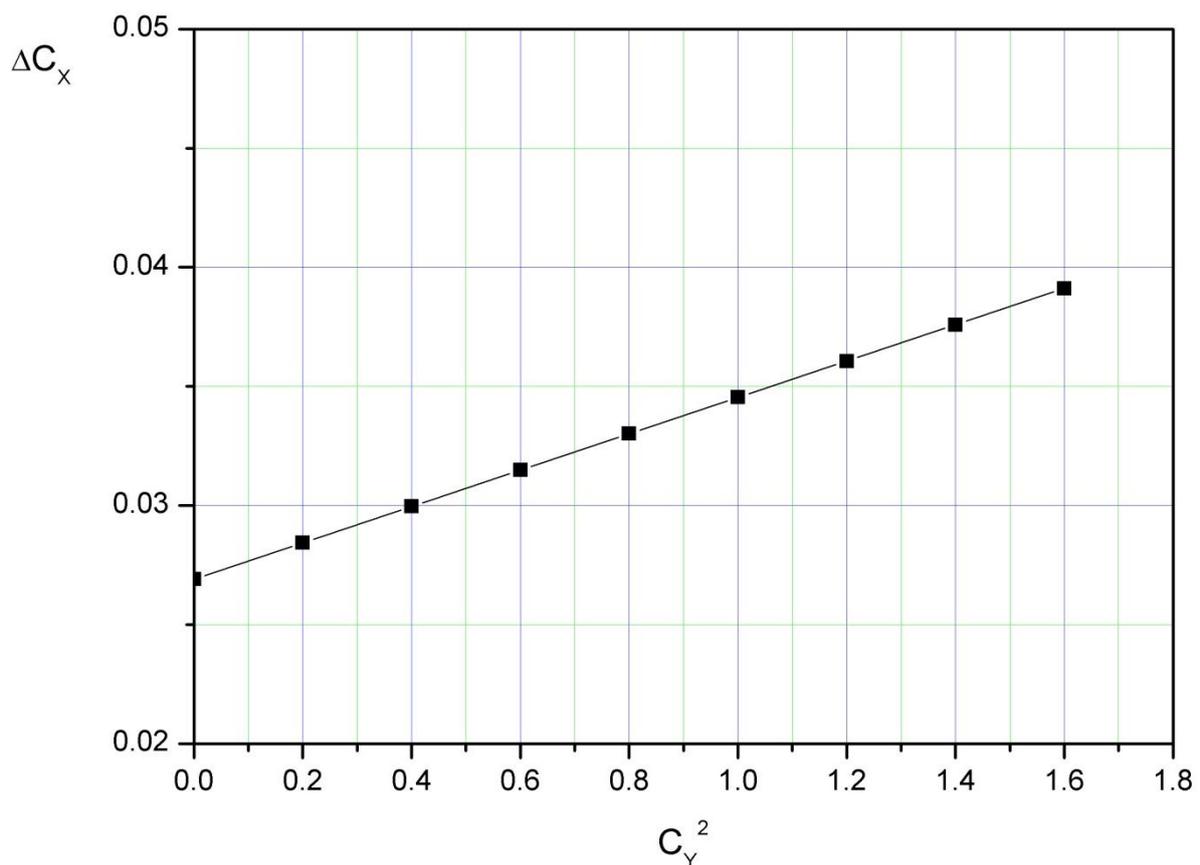


Рис. 4. Экспериментальная модель крыла [4].

Влияние деформаций крыла на коэффициент лобового сопротивления.

Зависимости  $\Delta C_x = f(C_y^2, \text{ХЖЧ})$ .  $Re = 222603$ ;  $M = 0,073$

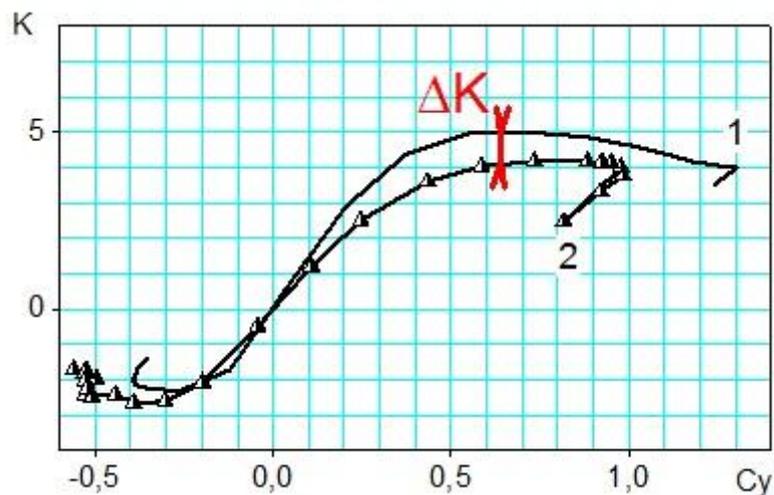


Рис. 5. Экспериментальная модель крыла [4].  
Зависимости  $K=f(C_y, \text{ХЖЧ})$ .  $Re = 222603$ ;  $M = 0,073$ ;  
1 – жесткое крыло; 2 – жесткая часть 30% хорды

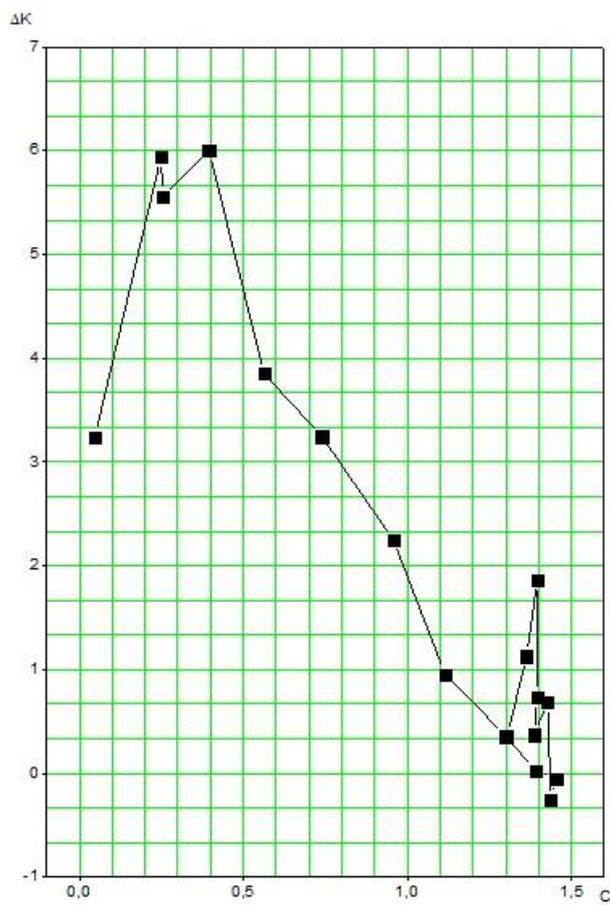


Рис. 6. Экспериментальная модель крыла [4].  
Влияние деформаций крыла на аэродинамическое качество  $K$  для различных  $C_y$ .  
Зависимости  $\Delta K=f(C_y, \text{ХЖЧ})$ .  $Re = 222603$ ;  $M = 0,073$

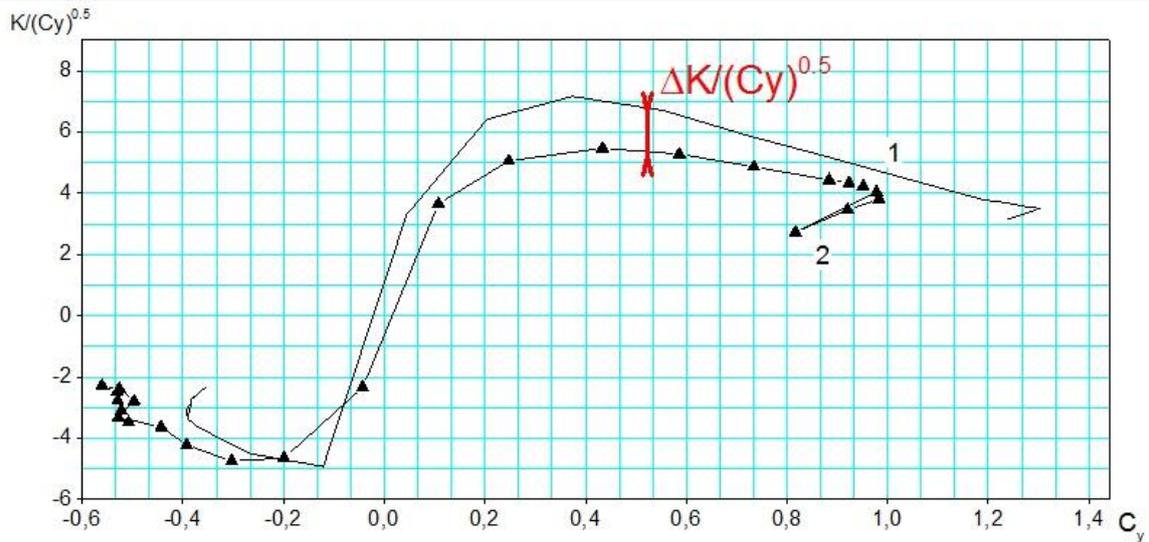


Рис. 7. Экспериментальная модель крыла [4].

Зависимости критерия максимальной дальности  $K/(C_y)^{0.5} = f(C_y, \text{ХЖЧ})$ .  $Re = 222603$ ;  $M = 0,073$ ;  
 1 - жесткое крыло; 2 - жесткая часть 30% хорды

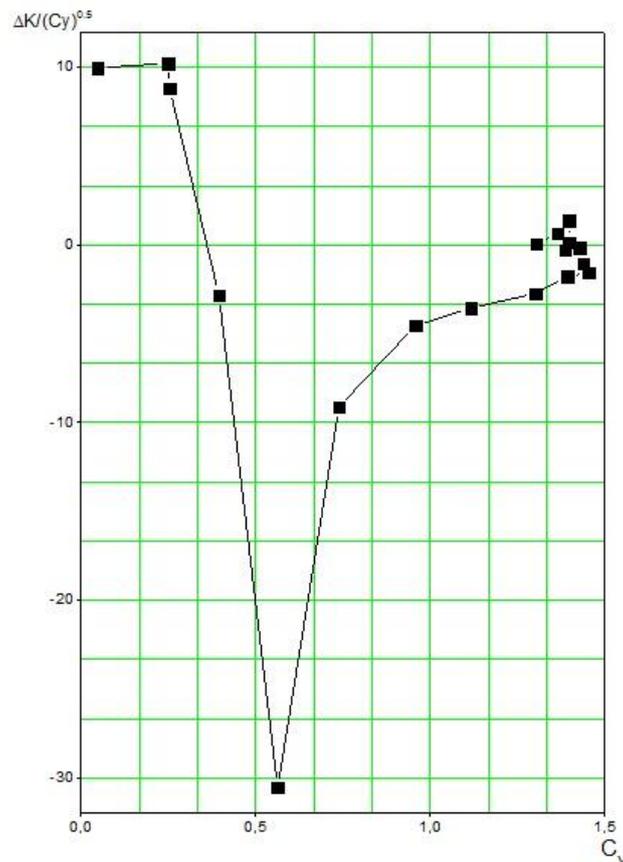


Рис. 8. Экспериментальная модель крыла [4]. Влияние деформаций крыла на критерий максимальной дальности для различных значений коэф-та подъемной силы. Зависимости  $\Delta K/(C_y)^{0.5} = f(C_y, \text{ХЖЧ})$ .  $Re = 222603$ ;  $M = 0,073$

## Сравнение с классической схемой

Путем коррекции результатов трубных испытаний самолета Аэропракт А-20 [6], получаем характеристики данного самолета с деформируемым крылом.

Максимальное значение коэффициента подъемной силы  $C_{y_{max}}$  падает на 0,3 (рис. 9), что вызывает увеличение скорости сваливания самолета Аэропракт А-20 на 6 км/ч. Значение критического угла атаки  $\alpha_S$  увеличивается на  $4^\circ$  в сравнении с жестким крылом. При этом, характер протекания процесса сваливания становится значительно мягче. Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки  $c_y^\alpha$  согласно [8] CS-VLA 341 обеспечивает приращение аэродинамических сил при приращении угла атаки. Значение  $c_y^\alpha$  практически не меняется, можно полагать, что дополнительного прироста, нагрузок при установке гибридного крыла не предвидится.

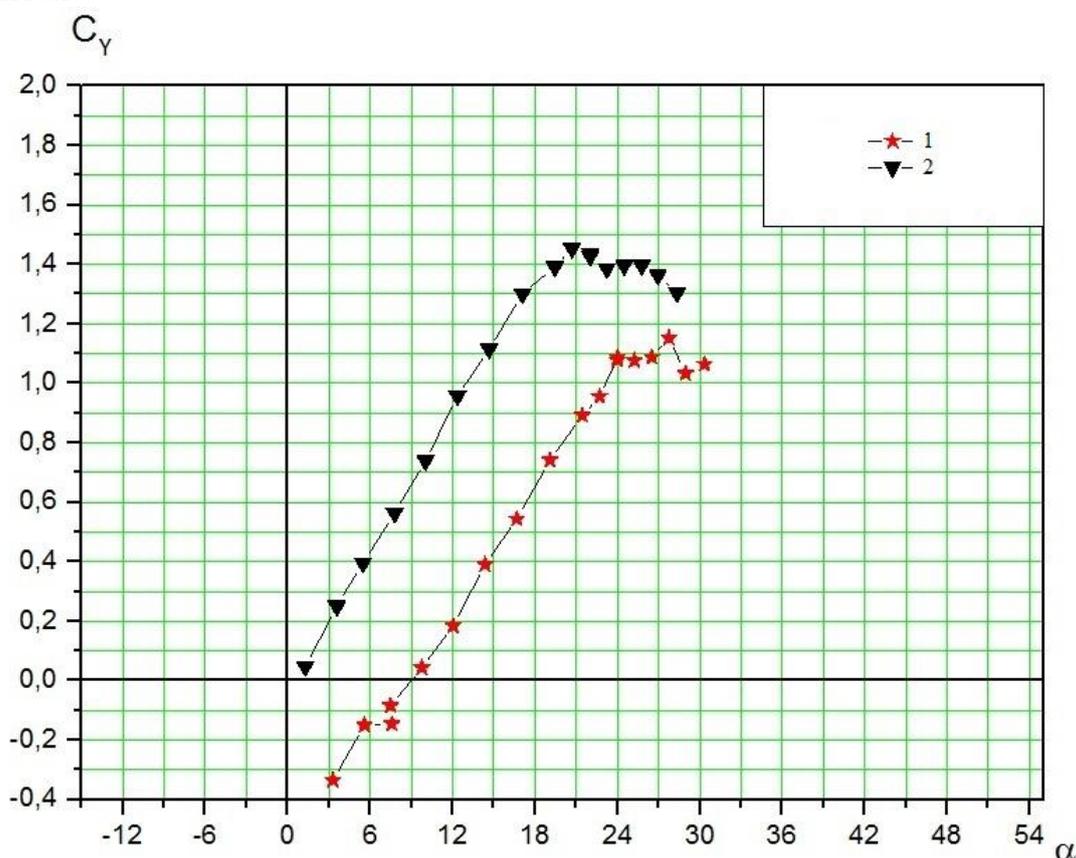


Рис 9. Модель А-20. Зависимость  $C_y = f(\alpha)$ .

- 1 – модель самолета Аэропракт А-20 с крылом 30% жесткой части и 70% мягкой части хорды,
- 2 – модель самолета Аэропракт А-20

Величина максимального аэродинамического качества  $K_{max}$  (рис. 10) падает на 1,5. Очевидно, что причиной данного падения являются воздухо-

заборники. Значение  $K_{max}$ , которое реализуется на гибридных крыльях, при больших скоростях достигает максимального значения.

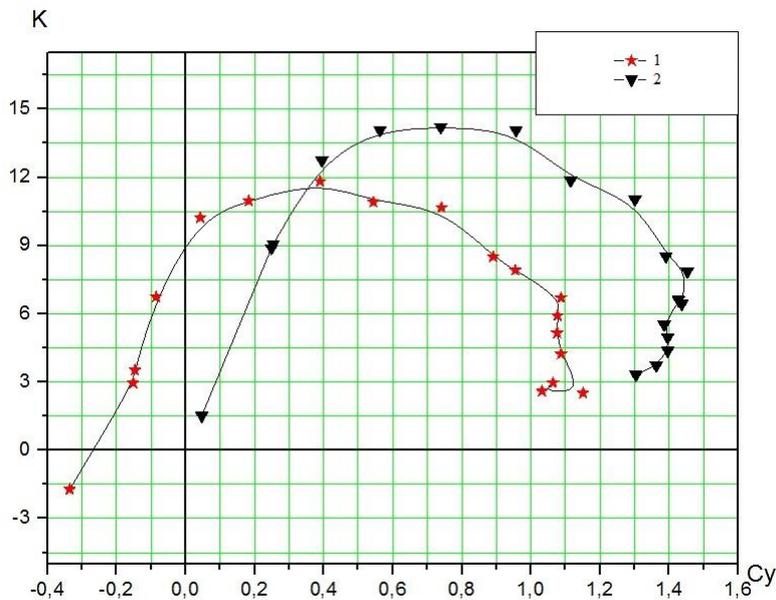


Рис. 10. Модель А-20. Зависимость  $C_y^2 = f(C_x)$ .

- 1 – модель самолета Аэропракт А-20 с крылом 30% жесткой части и 70% мягкой части хорды,  
2 – модель самолета Аэропракт А-20

Как следует из данных, представленных на рис. 11, величина критерия максимальной дальности  $(K/C_y^{0,5})_{max}$  больше в 1,35 раз показывает, что возможен существенный прирост дальности при достаточно большом значении скорости полета больше 1,4 раза.

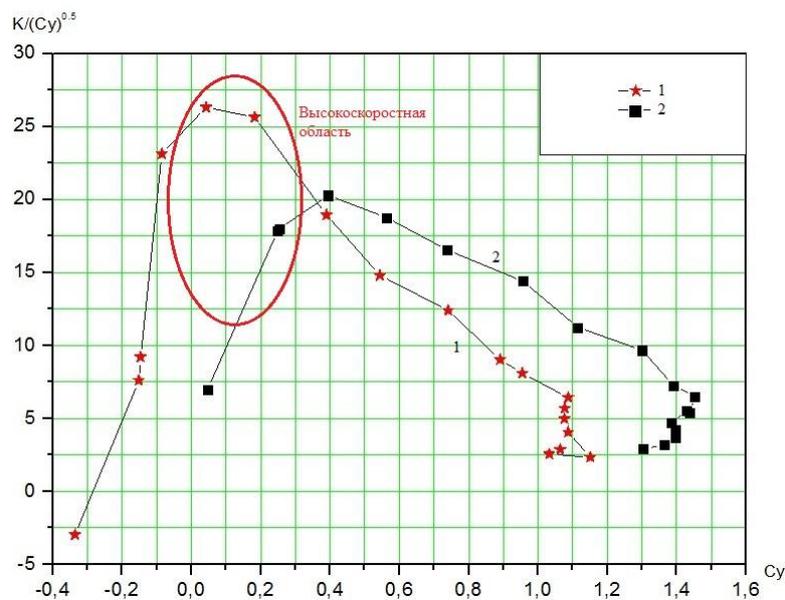


Рис. 11. Модель А-20 Зависимость  $K = f(C_y)$ .

- 1 – модель самолета Аэропракт А-20 с крылом 30% жесткой части и 70% мягкой части хорды, 2 – модель самолета Аэропракт А-20

**Вывод**

На основании проведенных исследований характеристик экспериментальных и расчетных моделей выполнен сравнительный анализ летно-технических характеристик ЛА с несущими поверхностями различных типов при равной удельной нагрузке на крыло  $G/S$ . Как следует из представленных выше характеристик (рис. 9 – рис. 11), параметры безопасности полета для самолета общего назначения практически не изменяются, при этом возможен дополнительный запас по углу атаки. Сделанные ранее предположения о сохранении уровня нагрузок полностью подтверждаются экспериментальными данными [4]. Также определена возможность некоторого увеличения максимальной дальности полета. В общем приведенные результаты наглядно демонстрируют возможность применения в конструкции самолетов общего назначения предлагаемого конструкторского решения - несущей поверхности, комбинированной из жесткой лобовой и наполняемой хвостовой частей.

**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. Ортамевзи Г. Исследования аэродинамических характеристик гибридного крыла. / Г. Ортамевзи, Д. Н. Зинченко. // Механіка гіроскопічних систем. – 2015.
5. Ударцев Е. П. Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи: Учебное пособие. / Е. П. Ударцев, А. М. Переверзев, С. А. Ищенко. // Киев: КМУГА. – 1998. – С. 136.
6. 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
7. Мхитарян А. М. “Аэродинамика” / А. М. Мхитарян. // М. Машиностроение. – 1976. – С. 448.
8. «CS-VLA». DECISION NO. 2003/18/RM OF THE EXECUTIVE DIRECTOR OF THE AGENCY of 14 November 2003