

УДК 533.6.04

Ахмад Р., Зинченко Д. Н.

ОЖИДАЕМОЕ УЛУЧШЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ВЫСОКОНЕСУЩИМ КРЫЛОМ МАЛОГО УДЛИНЕНИЯ

Введение

Потребность в совершенствовании эксплуатационных характеристик транспортных средств, а также в эффективное решении основной транспортной задачи определяет направление исследований на современном этапе.

Для сокращения необходимых взлетных дистанций, улучшения взлетно-посадочных характеристик летательных аппаратов (ЛА), увеличение перечня взлетно-посадочных площадок, используемых в эксплуатации транспортного средства предлагается увеличение максимальных несущих свойств крыла [1]. Эффективное выполнение задачи транспортировки полезной нагрузки определяет требования к компоновке крыла.

Исследована зависимость летно-технических характеристик ЛА с несущими поверхностями различных типов. Результаты численного моделирования и физического эксперимента представлены для трех различных типов несущих поверхностей: прямого и дискообразного крыльев, кольцевой несущей поверхности замкнутого типа, а также результатов трубных (аэродинамических) испытаний модели самолета общего назначения классической схемы (Аэропракт А-20).

Постановка задачи

Провести исследования характеристик экспериментальных и расчетных моделей, а также сравнительный анализ возможных летно-

технических характеристик ЛА с несущими поверхностями различных типов при равной удельной нагрузке на крыло G/S .

Критерии оценки

При проведении исследований летно-технических характеристик приняты следующие критерии оценки [4]:

- Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки c_y^α ЛА.

Значение производной c_y^α является определяющим при расчете перегрузки, действующей на конструкцию планера во время полета в неспокойном воздухе. Согласно [4] 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; $\mu_g = \frac{2(M/S)}{\rho \bar{C} a}$ – ко-

эффициент масс самолета;

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

ρ_o – плотность воздуха на уровне моря, кг/м³;

ρ – плотность воздуха, кг/м³;

M/S – нагрузка на крыло, кг/м²;

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

g – ускорение свободного падения, м/с²;

V – индикаторная скорость самолета, м/с;

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

- 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_α и другие характерные скорости согласно CS-VLA 49, CS-VLA 201, CS-VLA 333 [4]:

$$V_S = 3.6 \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{max}} \rho S}}; \quad (2)$$

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

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

Значение критического угла атаки α_S , соответствующее $c_{y_{max}}$ и характеру протекания процесса сваливания

Согласно CS-VLA 207, CS-VLA 201, CS-VLA 203 [4] 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 аэродинамическим 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} .

Значение K_{\max} определяет минимальное значение тяги и максимальную продолжительность полета [1]:

$$P_{\text{потр}} = \frac{G}{K},$$

$$t = \frac{1}{g} \frac{1}{C_p} K \ln \frac{1}{1 - \xi_T}, \quad (3)$$

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

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

m_0 – полная заправляемая в самолет масса топлива.

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

$$L = 3.6 \frac{\alpha}{g} \frac{1}{C_p} K M \ln \frac{1}{1 - \xi_T}. \quad (4)$$

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 .

Особенности аэродинамики крыла малого удлинения

Для решения поставленных задач в нашем исследовании применяется панельно-вихревой метод симметричных особенностей, предназначенный для расчета аэродинамических характеристик самолетов в дозвуковом потоке. Используемый численный метод реализует возможность учета

влияния сворачивания вихревой пелены на аэродинамические характеристики и поля скоростей, учет влияния струи.

На этом этапе проводилось сравнение результатов численного моделирования обтекания трех различных расчетных моделей несущих поверхностей: прямого крыла с симметричным профилем СибНИА С-12[5] (удлинение $\lambda = 5$), модели дискообразного крыла с этим же профилем (удлинение $\lambda = 1.27$), модели замкнутой несущей поверхности кольцевого типа, профиль на всех моделях одинаков. Основные аэродинамические характеристики профиля С-12 приведены на рис. 1 и в табл. 1:

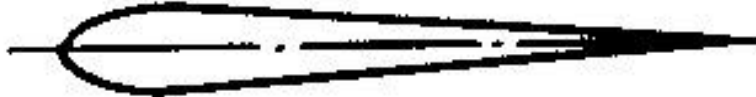


Рис. 1. Аэродинамический профиль С-12

Таблица 1.

Аэродинамические характеристики профиля

Параметр	c_{x0}	α_0	Re	K_{\max}	$c_{унаив}$
Значение	0.0082	0	1.61×10^6	50	0.74

Для несущей поверхности замкнутого типа также выполнена оценка влияния относительной толщины профиля на его аэродинамические характеристики – выполнен анализ для профилей, полученных из профиля С-12 с относительной толщиной соответственно $\bar{c}_{\max} = 10\%$, 8% , 6% , 5% и 4% . На рис. 2 – рис. 5 представлено сравнение полученных результатов : $c_y = f(\alpha)$, $m_z = f(c_y)$, $K = f(c_y)$, $k/(c_y)^{0.5} = f(c_y)$.

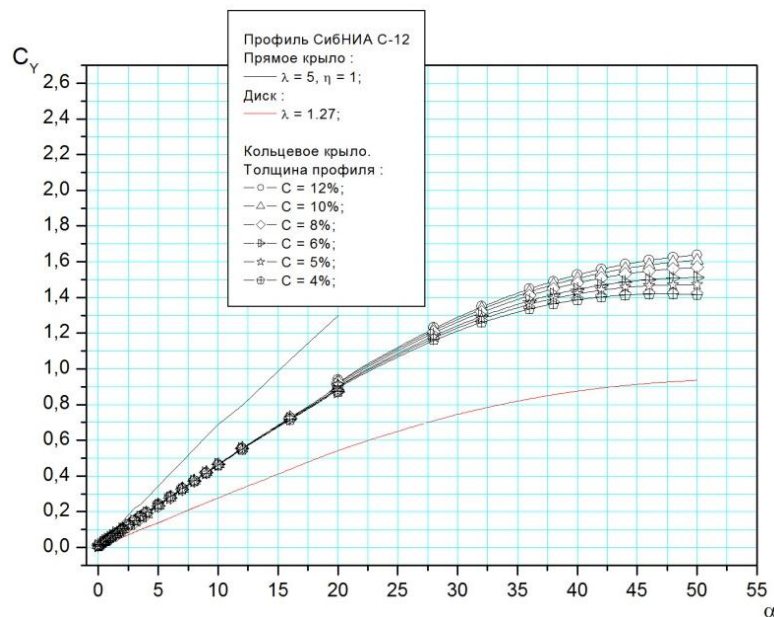
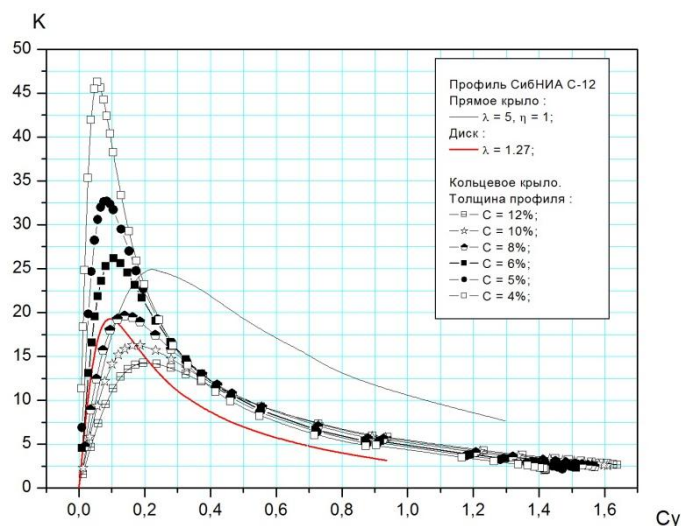
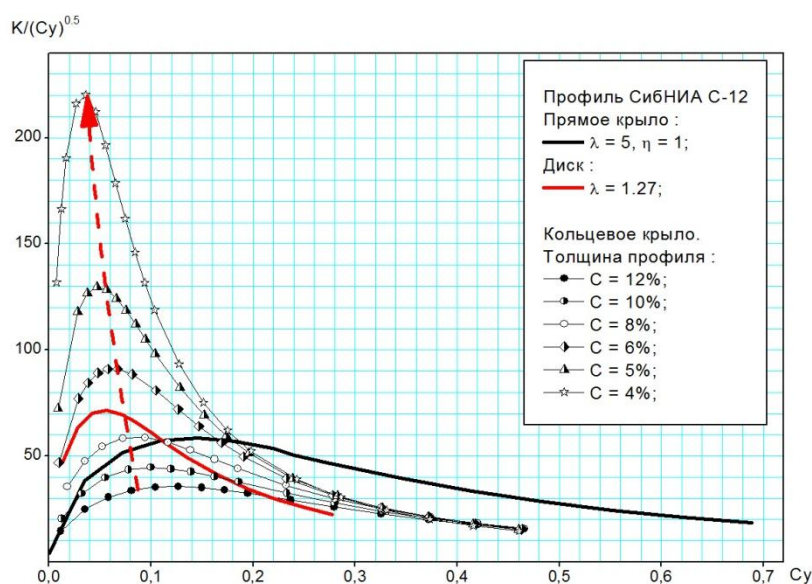
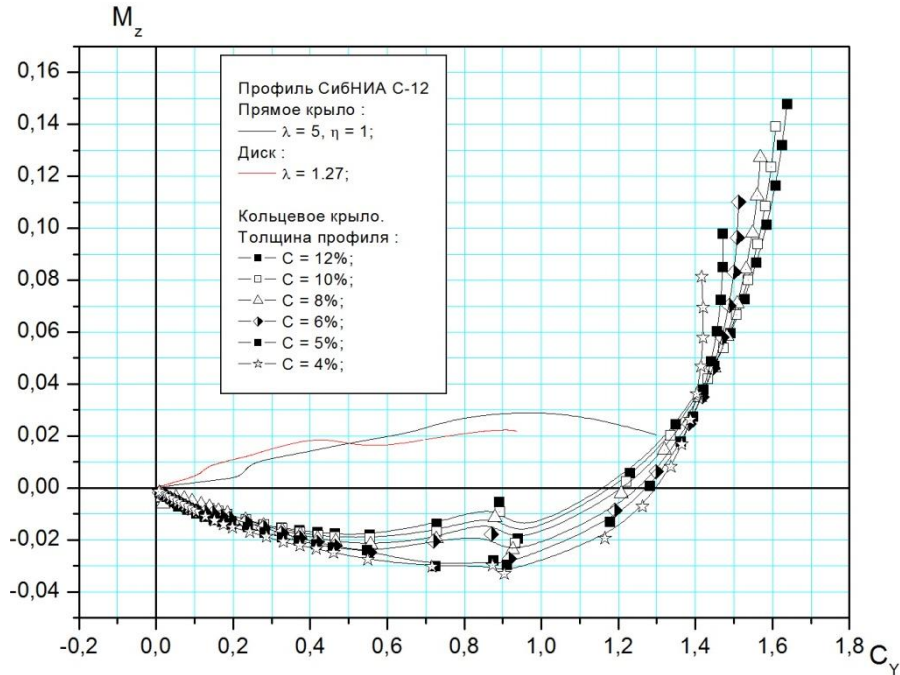


Рис. 2. Зависимость $c_y = f(\alpha)$

Рис. 3. Зависимость $K = f(c_y)$ Рис. 4. Зависимость $k/(c_y)^{0.5} = c_y$

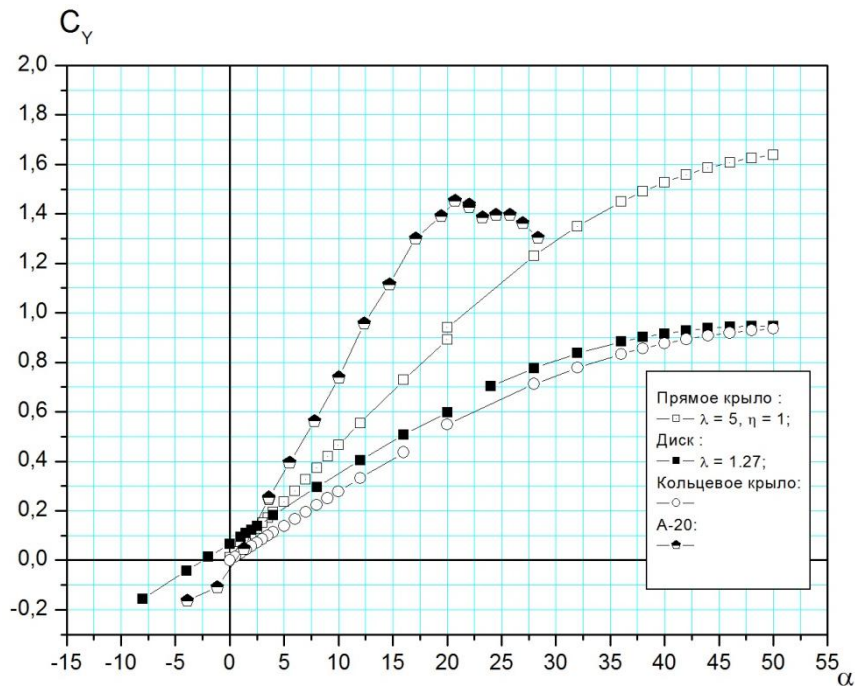
Предварительный анализ результатов расчета показал, что для несущих поверхностей с заданным профилем 12% по параметру максимальной дальности самым выгодным является дискообразное крыло, которое обеспечивает параметр $k/(c_y)^{0.5}$ выше, чем у прямого крыла. При этом кольцевое крыло с такой толщиной профиля имеет в два раза меньше параметр, чем у дискообразного крыла. Но при уменьшении толщины профиля кольцевого крыла до 4 % имеет место значительное увеличение максимального значения параметра $k/(c_y)^{0.5} \approx 220$, т.е. в три раза выше, чем у дискообразного крыла.

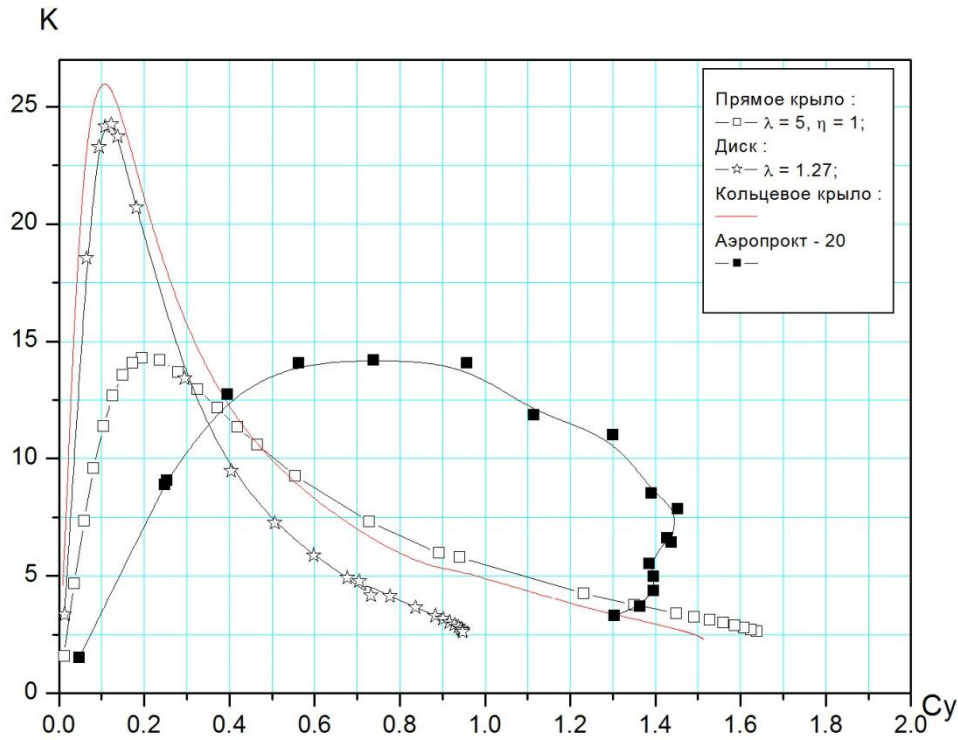
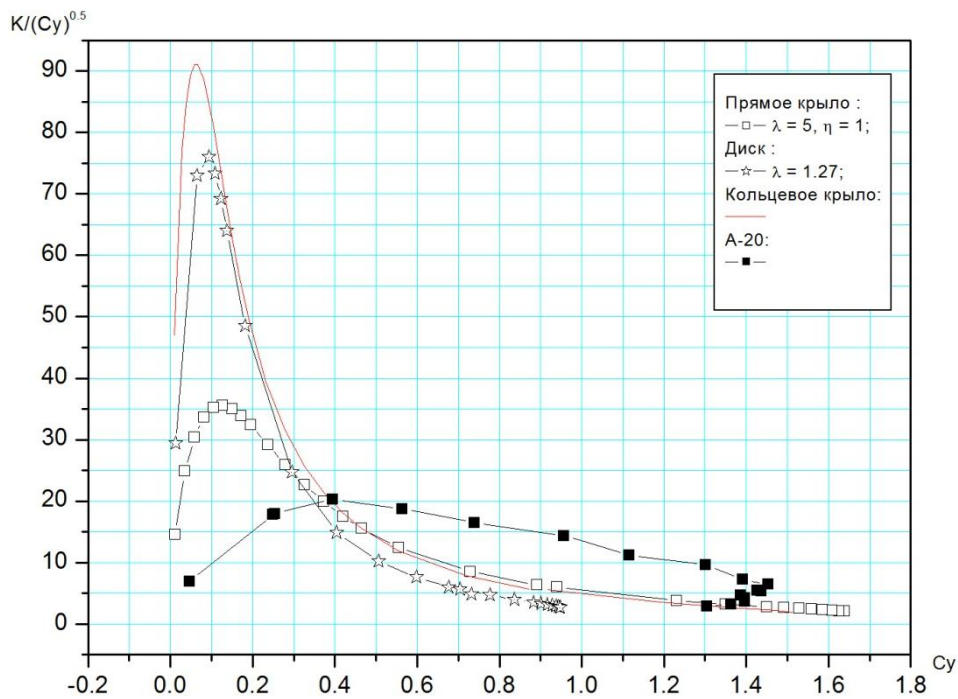
Как следует из зависимостей $m_z(c_y)$ возможные балансировочные потери несущих свойств крыла кольцевого типа будут значительно меньше, чем у прямого и дискообразного крыльев.

Рис. 5. Зависимость $m_z = f(c_y)$

Сравнение с классической схемой

Ниже приводятся результаты сравнения аэродинамических характеристик исследуемых моделей с данными модели самолета классической схемы Аэропракт А-20. На рис. 6 – рис. 8 представлены зависимости $c_y = f(\alpha)$, $K = f(c_y)$, $k/(c_y)^{0.5} = f(c_y)$.

Рис. 6. Зависимость $c_y = f(\alpha)$

Рис. 7. Зависимость $K = f(c_y)$ Рис. 8. Зависимость $k/(c_y)^{0.5} = c_y$

Предварительные анализы результатов расчета из сравнения максимумов зависимостей $K(c_y)$ и $K/c_y^{0.5}(c_y)$ показали, что крыло кольцевого типа при равном значении нагрузки на крыло способно обеспечить значительно большую продолжительность и дальность полета, в сравнении с классической схемой. В сравнении с данными А-20 при всех прочих равных усло-

виях максимальная дальность полета может быть увеличена до 4-х раз, а крейсерская скорость полета может быть увеличена в 2 раза.

Выводы

Представленные зависимости (рис. 2 – рис. 5) демонстрируют, что самой выгодной несущей поверхностью, образованные симметричным профилем толщиной $S=12\%$, по параметру максимальной дальности $k/(c_y)^{0.5}$ является дискообразное крыло, которое обеспечивает параметр $k/(c_y)^{0.5}$ в два раза выше, чем прямого крыла. Но при уменьшении толщины профиля кольцевого крыла до 4 % имеет место значительное увеличение максимального значения параметра $k/(c_y)^{0.5} \approx 220$, т.е. в три раза выше, чем у дискообразного крыла.

Как следует из сравнения зависимостей $c_y(\alpha)$, представленных на рис. 6, самое высокое значение c_y^α , и соответственно самые большие аэродинамические нагрузки, действующие на конструкцию, имеет модель самолета классической схемы Аэропракт А-20. При этом значение c_y^α (и соответственно значения нагрузок на конструкцию) для кольцевого крыла меньше ориентировочно в 2 раза;

Как следует из сравнения зависимостей $c_y(\alpha)$, представленных на рис. 6, у кольцевого крыла максимальные несущие свойства крыла, определяемые значением $S_{y_{max}}$ выше, чем у самолета классической схемы. При этом характер сваливания является значительно более плавным, а значение критического угла атаки α_S существенно большим, чем у самолета классической схемы. Как следует из (2), это однозначно определяет меньшие значения характерных скоростей полета и более высокие взлетно-посадочные характеристики ЛА;

Применение в компоновке ЛА несущей поверхности замкнутого типа обеспечивает однозначное преимущество в комплексе летных характеристик изделия в сравнении с классической схемой и является исключительно целесообразным.

Список использованной литературы

1. Ударцев Е. П. Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи: Учебное пособие. / Е. П. Ударцев, А. М. Переверзев, С. А. Ищенко. // Киев: КМУГА. – 1998. – С. 136.
2. Флэтчер Д. Вычислительные методы в динамике / Д. Флэтчер. // М. Машиностроение. – 1988. – С. 98.
3. Мхитарян А. М. “Аэродинамика” / А. М. Мхитарян. // М. Машиностроение. – 1976. – С. 448.

4. «CS-VLA». DECISION NO. 2003/18/RM OF THE EXECUTIVE DIRECTOR OF THE AGENCY of 14 November 2003
5. *Кашафутдинов С. Т.* Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей / С. Т. Кашафутдинов, В. Н. Лушин. // Новосибирск. – 1994. – С. 80.