

УДК 533.6.09

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377129201553610>Гюркан Ортамевзи¹, аспирант Д. Н. Зинченко², доцент

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ЛЕТАЮЩЕЙ МОДЕЛИ С ГИБРИДНОЙ НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ

En

In this article are presented the results of the flight and ground tests of model aircraft with the original wing and with wing with soft skin. The method of aerodynamical characteristics of flying model identified on the basis of objective autopilot control. Also compared of the results with the original characteristics with the soft skin wing of the aircraft. During the ground test bench peculiarities flow wing with the soft skin wing, obtained the actual deformation of the bearing surface of the type proposed and defined the stall point. During the flight test assesses the characteristics of stability and controllability of flying model with the proposed type of wing. In the course of physical experiments on ground and flying model stand identified:

- * Aerodynamic layout with a typical fixed-wing and wing with soft skin;
- * Estimated stability and control flying model;
- * During the ground test determined the direction of the flow lines, the possible locations separated flows on the surface of the wing for different angles of attack by strings with video fixation;
- * During the ground test estimated deformation of the wing at different angles of attack and airspeed via video fixation.

Ua

Представлені результати льотних та наземних стендових випробувань діючих моделей літаків з класичним крилом та крилом з м'якою хвостовою частиною, що надувається. Запропоновано методику ідентифікації аеродинамічних характеристик літаючої моделі на підставі даних об'єктивного контролю автопілота. Виконано порівняння отриманих результатів з вихідними характеристиками літака. У ході наземних стендових випробувань виявлено особливості обтікання крила з хвостовою частиною, що надувається, отримані фактичні деформації несучої поверхні та визначені місця початку відриву потоку на запропонованій несучій поверхні. У ході льотних випробувань надана оцінка характеристик стійкості та керованості літаючої моделі з крилом запропонованого типу.

Введение

В работах [1], [2], [3] были определены основные особенности аэродинамики несущей поверхности нового типа, сформирована методика экспериментальных исследований, спроектированы модели отсеков крыльев

¹ *Національний технічний університет України "КПІ", кафедра приборов и систем управления летательными аппаратами*

² *Національний технічний університет України "КПІ", кафедра приборов и систем управления летательными аппаратами*

для испытаний в аэродинамической трубе, спланирован эксперимент и выполнен анализ его результатов, представлен сравнительный анализ возможного изменения летно-технических характеристик (ЛТХ) рассматриваемой схемы в сравнении с классической компоновкой с использованием панельно-вихревого метода.

Целесообразно провести испытания летающей модели самолета классической компоновки с известными характеристиками [5], для оценки фактического влияния на его ЛТХ предлагаемой гибридной несущей поверхности с мягкой наполняемой хвостовой частью крыла. В качестве прототипа для проведения испытаний была выбран самолет общего назначения *Cessna 172*.

На основании имеющейся аппаратуры, регистрирующей параметры полета модели, а также с помощью системы видеонаблюдения можно получить объективную картину обтекания такого крыла, оценить поведение летающей модели при выполнении маневров, определить параметры устойчивости и управляемости в ходе полета. Для более качественной оценки картины физического обтекания воздушной массой поверхности предлагаемого крыла и определения зоны возможных местных отрывов предлагается выполнить визуализацию процесса обтекания методом шелковинок с использованием движущегося стенда на базе легкового автомобиля. Это позволит качественно дополнить результаты летных испытаний информацией о характере обтекания крыла с мягкой наполняемой хвостовой частью, а также сформировать адекватные рекомендации для проектирования такой несущей поверхности.

Постановка задачи

В ходе эксперимента на наземном стенде определить:

- аэродинамические характеристики компоновки крыла с надувной хвостовой частью;
- оценить устойчивость и управляемость предлагаемой модели;
- направление линий тока, места возможных отрывных течений на поверхности крыла для различных углов атаки методом шелковинок с видеофиксацией;
- деформацию крыла для различных углов атаки и скорости полета с помощью видеофиксации.

Методика проведения эксперимента

Аэродинамические характеристики летающей модели в ходе летных испытаний определяются путем выполнения режимов установившихся снижений, детально изложенном в [5]. Вкратце суть метода сводится к следующему:

Эксперимент проводится в спокойной атмосфере, при отсутствии ветра, восходящих и нисходящих потоков воздуха. Оптимальное время проведения – холодная пора года, около 4.00 утра, при благоприятных метеоусловиях. При достижении определенной высоты силовая установка летающей модели переводится в режим холостого хода, триммер руля высоты устанавливается в выбранное положение, автопилот устанавливается в режим стабилизации параметров полета и модель выполняет установившееся снижение до высоты, на которой экспериментатор прекращает выполнение режима. Далее устанавливается взлетный режим работы двигателя, модель набирает первоначальную высоту и повторяет режим снижения с уже другим положением триммера руля высоты. Схема сил, действующая на модель в установившемся снижении, показана ниже на рис. 1.

Система уравнений в установившемся сбалансированном снижении в скоростной системе координат имеет простой вид:

$$\begin{cases} X_a = m \cdot g \cdot \sin(\alpha + \vartheta) \\ Y_a = m \cdot g \cdot \cos(\alpha + \vartheta). \end{cases} \quad (1)$$

Основным критерием установившегося движения является отсутствие угловых скоростей, угловых и поступательных ускорений:

$$\bar{\omega} = 0; \bar{\varepsilon} = 0; \bar{a} = 0; n_y = 1. \quad (2)$$

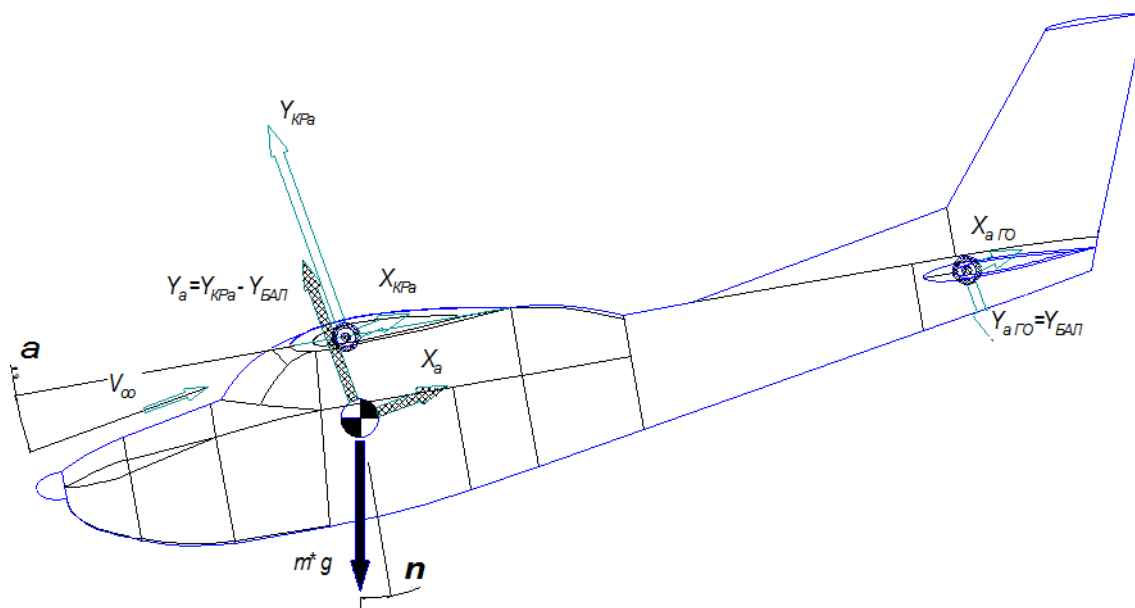


Рис. 1. Расчетная схема сил в установившемся снижении летающей модели

На практике это является сложно достижимым условием, поэтому для определения адекватности измеряемых параметров на основании рекомендаций норм летной годности принимаются следующие дополнения:

$$\bar{\omega} \rightarrow 0; \bar{\varepsilon} \rightarrow 0; \bar{a} \rightarrow 0; n_y \rightarrow 1; V_t' \leq 1.85 \text{ м/с}. \quad (3)$$

Скорость полета модели в сбалансированном снижении и параметры воздушной с достаточной точностью определяются измерительной системой, входящей в состав автопилота. В этом случае коэффициент подъемной силы в случае установившегося снижения определяется как:

$$C_{Ya} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\gamma \cdot V_\infty^2 \cdot S}. \quad (4)$$

Система измерения фиксирует значение воздушной скорости полета V_∞ и вертикальной скорости снижения V_Y . В этом случае аэродинамическое качество и коэффициент лобового сопротивления однозначно определяются по формулам:

$$K = \frac{V_\infty}{V_Y} = \frac{C_{Ya}}{C_{Xa}}, \quad C_{Xa} = \frac{C_{Ya}}{K}. \quad (5)$$

По данным объективного контроля выбирается участок с минимально возможным значением ускорения $V_{\infty t}'$ и $V_{Y t}'$, одновременное совпадение минимумов значений этих параметров фактически определяет точку замера.

Адекватное сравнение влияния особенностей надуваемого крыла на аэродинамические характеристики летательного аппарата (ЛА) можно выполнить, сравнивая квадратичные поляры, т.к. сопротивление самолета классической схемы с крылом конечного размаха в дозвуковом потоке определяется как:

$$C_{Xa} = C_{X0} + C_{Xi} = C_{X0} + \frac{C_{Ya}^2}{\pi \cdot \lambda_{EFF}},$$

где: C_{X0} – коэффициент лобового сопротивления ЛА без подъемной силы;
 λ_{EFF} – эффективное удлинение крыла.

В этом случае будет наглядным влияние именно геометрических особенностей на аэродинамические характеристики ЛА.

Экспериментальные модели

Модель № 1 (рис. 2) – летающая, радиоуправляемая модель самолета *Cessna 172* с оригинальными крыльями, модель № 2 (рис. 3) – летающая, радиоуправляемая модель самолета *Cessna 172* с гибридными крыльями, которая состоит из 30% жесткой части и 70% мягкой надувной части.

Конструктивно крыло модели выполнено в соответствии с рекомендациями, полученными на основании анализа результатов экспериментов, представленных в [2] – жесткая часть крыла по хорде составляет 30%, надуваемая мягкая часть – 70%.

Результаты эксперимента

Типовая запись параметров полета (рис. 4), полученная на основании записей средств объективного контроля:



Рис. 2. Модель № 1 – Cessna 172 с оригинальными крыльями



Рис. 3. Модель № 2 – Cessna 172 с гибридными крыльями

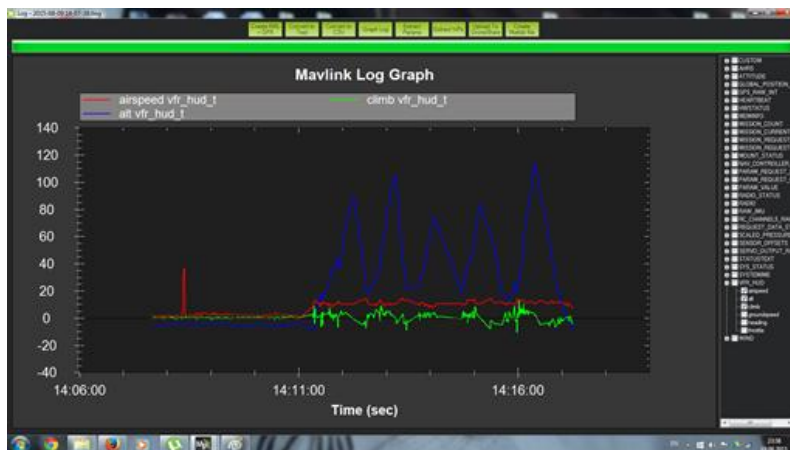


Рис. 4. Типовая запись параметров полета

Аэродинамические характеристики самолета , принятые по данным [5], представлены ниже на рис. 5 :

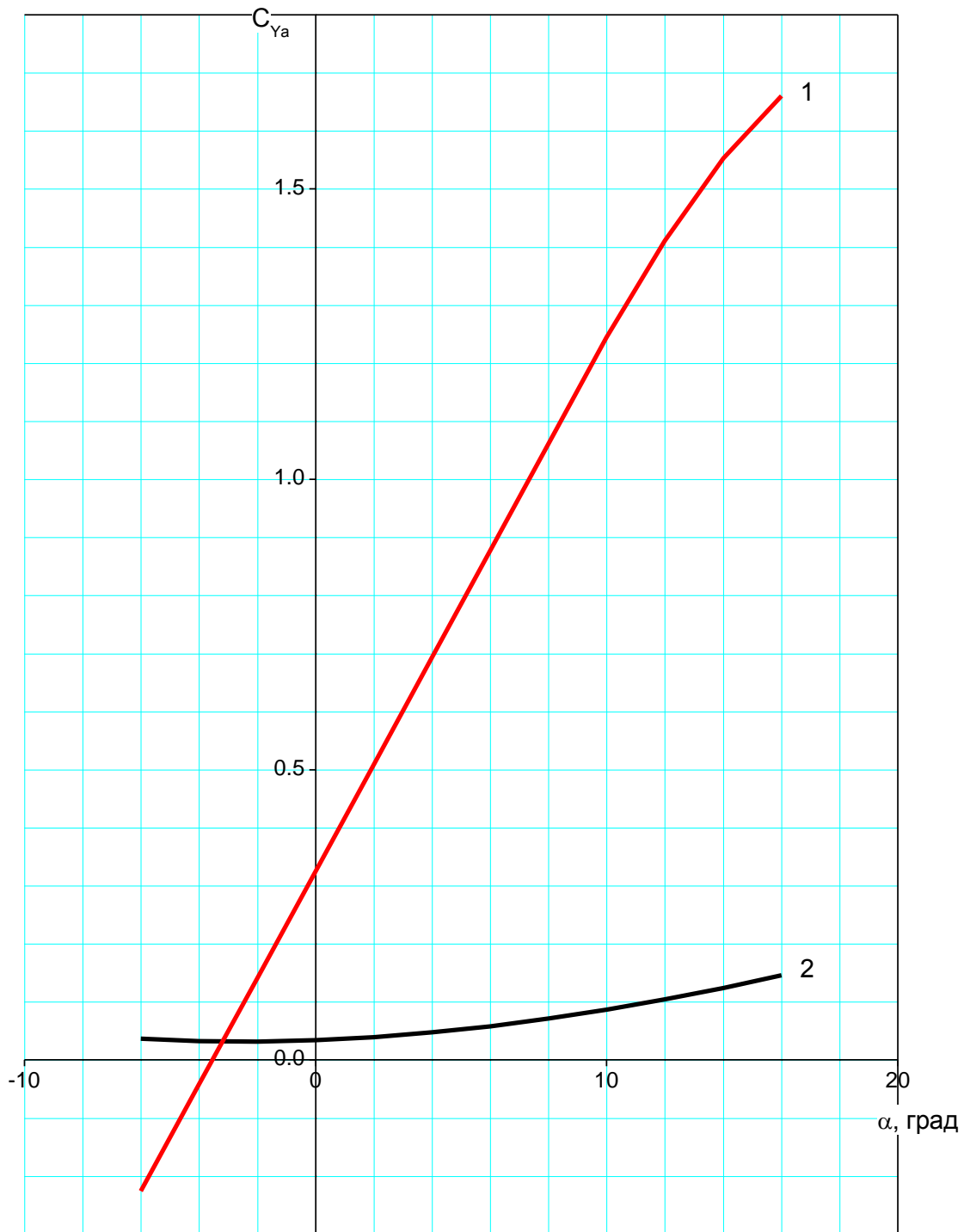


Рис. 5. Самолет *Cessna 172*. Аэродинамические характеристики.

1 – зависимость $C_{Y_a}(\alpha)$; 2 – зависимость $C_{X_a}(\alpha)$

Сравнение результатов летных испытаний модели с жестким крылом и с предлагаемой несущей поверхностью нового типа, надуваемой воздушным потоком, представленные в виде зависимостей $C_{X_a}(C_{Y_a}^2)$ (квадратичные поляры), приведены на рис. 6.

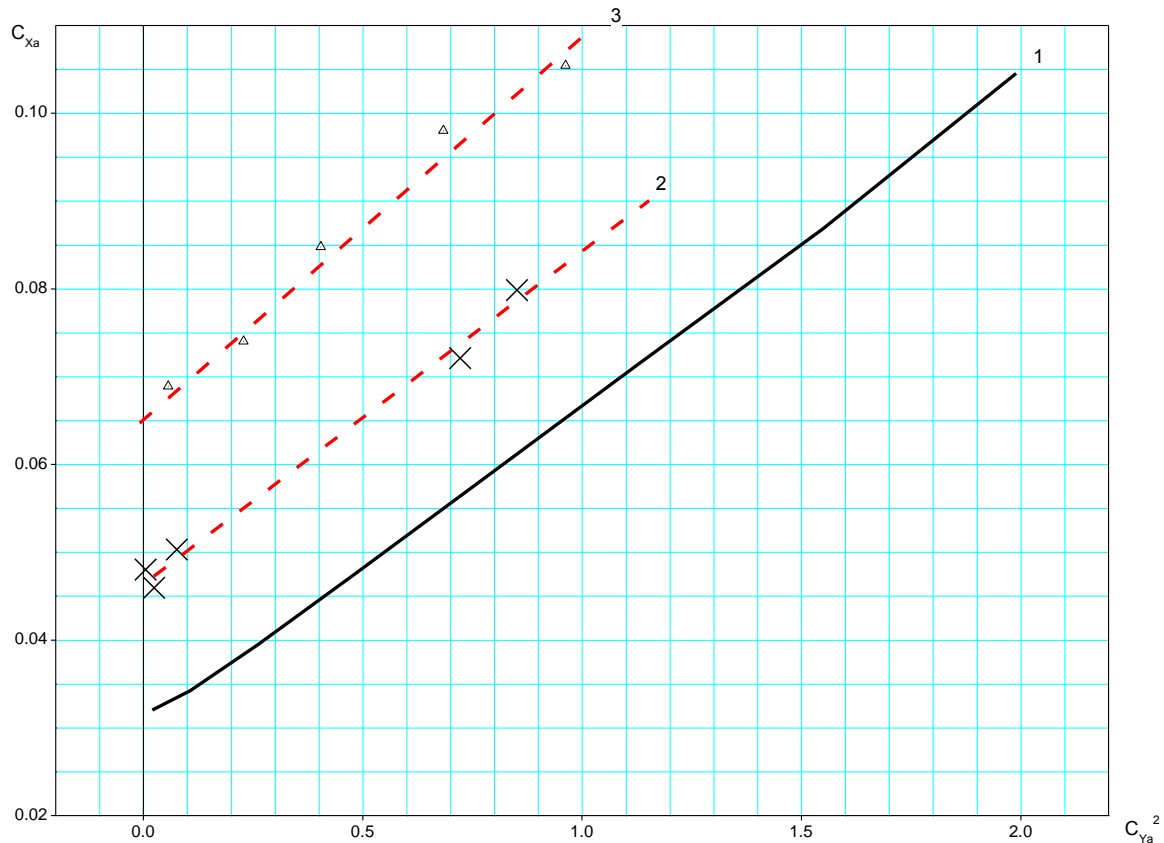
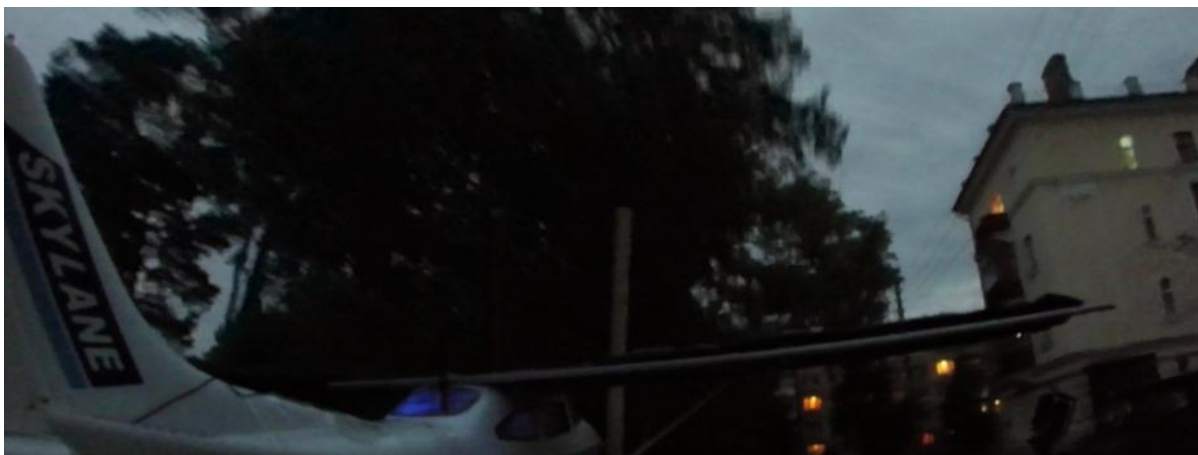


Рис. 6. Сравнение зависимостей $C_{xa}(C_{Ya}^2)$:

- 1 – самолет *Cessna 172* – натурные условия полета;
- 2 – результаты летных испытаний летающей модели с жестким крылом;
- 3 – результаты летных испытаний летающей модели с мягким крылом

Результаты визуальных испытаний на наземном стенде изображены на рис. 7 и рис. 8 – деформация крыла от скоростного напора и картина обтекания поверхности крыла соответственно.



$$\alpha = 8^0$$



$$\alpha = 16^{\circ}$$



$$\alpha = 24^{\circ}$$



$$\alpha = 32^{\circ}$$

Рис. 7. Деформации надуваемого крыла с мягкой хвостовой частью



$$\alpha = 8^{\circ}$$



$$\alpha = 16^{\circ}$$



$$\alpha = 32^{\circ}$$

Рис. 8. Визуализация обтекания поверхности крыла методом шелковинок

Выводы

1. Как следует из анализа результатов визуальных испытаний, в полетном диапазоне углов атаки экспериментальная модель с надувным

деформируемым крылом имеет характер обтекания и деформации крыла, сопоставимые с классической компоновкой. Это позволяет сделать вывод о адекватности результатов расчета, выполненных по теории крыла конечного размаха;

2. Фактические скорости полета модели с оригинальным крылом и надувной мягкой несущей поверхностью нового типа при одинаковом режиме работы двигателя практически идентичны – это подтверждает сделанный в предыдущих работах [1], [2], [3], [4] вывод о сопоставимости несущих свойств жесткого и деформируемого крыльев;
3. Полученные методом идентификации аэродинамические характеристики модели, представленные на рис. 6 сопоставимы с приведенными в открытых источниках полярами самолета Самолет *Cessna 172*. Большие значения коэффициента лобового сопротивления вызваны меньшими числами Re , и, следовательно, большим значением сопротивления трения. Отличие в значениях коэффициента лобового сопротивления модели с жестким и мягким крыльями, ориентировочно равное $\Delta C_x = 0.024$ практически совпадает с результатами испытаний прямоугольного отсека крыла [2];
4. По летной оценке пилота модели, характеристики управляемости модели по каналу крена (угловая скорость крена, время входа и выхода в установившийся вираж, парирование возмущений) для обоих вариантов крыльев идентичны. Выполнение энергичного маневрирования по каналу тангажа, выход экспериментальной модели на большие углы атаки не приводит к сваливанию и входу в штопор.

Список использованной литературы

1. *Зинченко Д. Н.* Расчет аэродинамических характеристик гибридных аэростатических летательных аппаратов / Д. Н. Зинченко, Г. Ортамевзи, А. Рахмати // Механика гироскопических систем. – 2014. – №27. – с. 102-111.
2. *Ортамевзи Г.* Исследования аэродинамических характеристик гибридного крыла / Г. Ортамевзи, Д. Н. Зинченко. // Механика гироскопических систем. – 2014. – №28. – с. 131–139.
3. *Зинченко Д. Н.* Улучшение эксплуатационных характеристик летательного аппарата с деформируемым комбинированным крылом /

Д. Н. Зинченко, Г. Ортамеvзи // Информационные системы, механика и управление. – 2015. – №12. – с. 61-71.

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

4. *Ortamevzi G.* Wing with Soft Skin: Effectiveness and Assesment / G. Ortamevzi, D. Zinchenko. // Universal Journal of Aerodynamics. – 2015. – №3. – С. 34–40.
5. *Овчаренко В. Н.* Идентификация аэродинамических характеристик и модели двигателя самолета *Cessna 172 SP* в продольном движении по результатам имитационных летных экспериментов / В. Н. Овчаренко. // X Международная конференция «Идентификация систем и задачи управления» SICPRO'15 Москва. – 2015.