

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ОРГАНОВ ПРОДОЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА СХЕМЫ «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»

Вступление

Широкое использование для беспилотных летательных аппаратов (БпЛА) аэродинамических схем и компоновок, которые часто не отвечают требованиям аэродинамики, делает актуальным поиск новых аэродинамических решений для улучшения тактико-технических характеристик перспективных БпЛА. Использование аэродинамической схемы «летающее крыло», которая в силу больших, чем у летательных аппаратов (ЛА) нормальной схемы, потерь балансировочного аэродинамического качества до сих пор не было широко представлено в авиации. Однако, при устранении этого главного недостатка схема «летающее крыло» позволяет в полной мере реализовать свои положительные свойства для создания БпЛА нового поколения [1].

Постановка задачи

Органы управления и стабилизации применяются для обеспечения возможности балансировки ЛА относительно трех осей и создания угловых скоростей и ускорений, потребных для выполнения маневров [2]. Выбор тех или иных аэродинамических органов управления ЛА определяется его аэродинамической компоновкой и режимами полета.

Целью настоящей работы является оценка влияния струи от винтокольцевого движителя (ВКД), обтекающей руль высоты БпЛА на его эффективность и балансировочное аэродинамическое качество.

Объект исследования – характеристики продольной балансировки БпЛА схемы «летающее крыло» малого удлинения сложной формы в плане.

Оценка эффективности органов продольного управления БпЛА схемы «летающее крыло»

Рассмотрим аэродинамическую компоновку малоразмерного БпЛА схемы «летающее крыло» (рис. 1). Продольное управление на нем осуществляется рулем высоты, расположенным в хвостовой части центроплана крыла в струе от ВКД.

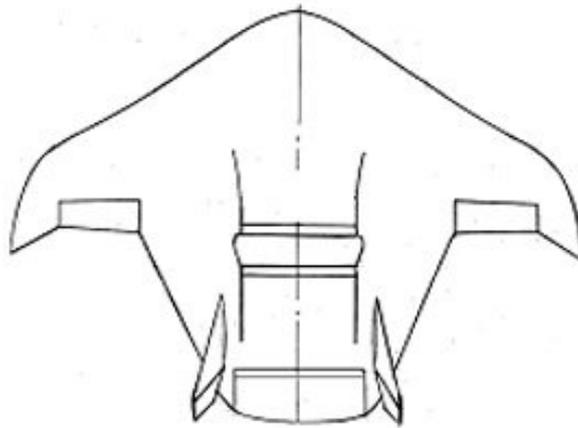


Рис. 1. Размещение руля высоты на БПЛА

В полете с работающим ВКД руль высоты обтекается струей с повышенной скоростью, превосходящей скорость набегающего потока, что существенно повышает его эффективность. Эффективность руля высоты характеризуется величиной производной $m_z^{\delta_e}$ [6].

Эта производная зависит как от геометрических параметров самого руля, так и от геометрических параметров ЛА. Кроме того, если руль высоты располагается в струе от воздушного винта или в струе реактивного двигателя, то коэффициент его эффективности увеличивается в 2...3 раза в зависимости от режима полета.

С целью определения эффективности руля высоты в аэродинамической трубе А-6 ИМ МГУ были проведены исследования несущих свойств и моментных характеристик модели ЛА схемы «летающее крыло» с отклоняемым рулем высоты без обдувки струей от ВКД [5].

Коэффициент $m_z^{\delta_e}$ руля высоты модели определялся следующим образом. Модель ЛА с отклоненным на определенный угол рулем высоты помещалась в рабочую часть аэродинамической трубы. В процессе эксперимента определялись коэффициенты подъемной силы c_{ya} и продольного момента m_z в зависимости от угла атаки α и угла отклонения руля высоты δ_e . Относительное положение центра масс модели в эксперименте соответствовало $\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_A} = 0.1$ (здесь x_T – положение центра масс ЛА, b_A – средняя аэродинамическая хорда крыла).

По результатам экспериментальных исследований были построены зависимости коэффициентов подъемной силы c_y , и продольного момента m_z от угла атаки α и угла отклонения руля высоты δ_e (рис. 2, рис. 3).

Анализ зависимостей $c_y = f(\alpha, \delta_e)$ показал, что при изменении угла отклонения руля высоты от положительного значения ($\delta_e = +20^\circ$) до

отрицательного ($\delta_e = -30^\circ$), приращение несущих свойств модели (Δc_y) изменяется пропорционально изменению угла отклонения руля высоты.

Эксперимент показал также, что производная коэффициента подъемной силы по углу атаки c_y^α для всех исследованных конфигураций модели практически не изменилась, т.к. во всем исследованном диапазоне углов атаки приращение коэффициента подъемной силы Δc_y от изменения отклонения руля высоты носит практически линейный характер (рис. 4, а).

Аналогично была построена зависимость приращения коэффициента момента $\Delta m_z = f(\delta_e)$ (рис. 4, б).

По экспериментальным зависимостям (рис. 4, а, б) по методике, приведенной в [6], был определен коэффициент эффективности руля высоты $m_z^{\delta_e}$ БПЛА для двух заданных центровок $\bar{x}_T = 0.22$ и $\bar{x}_T = 0.27$.

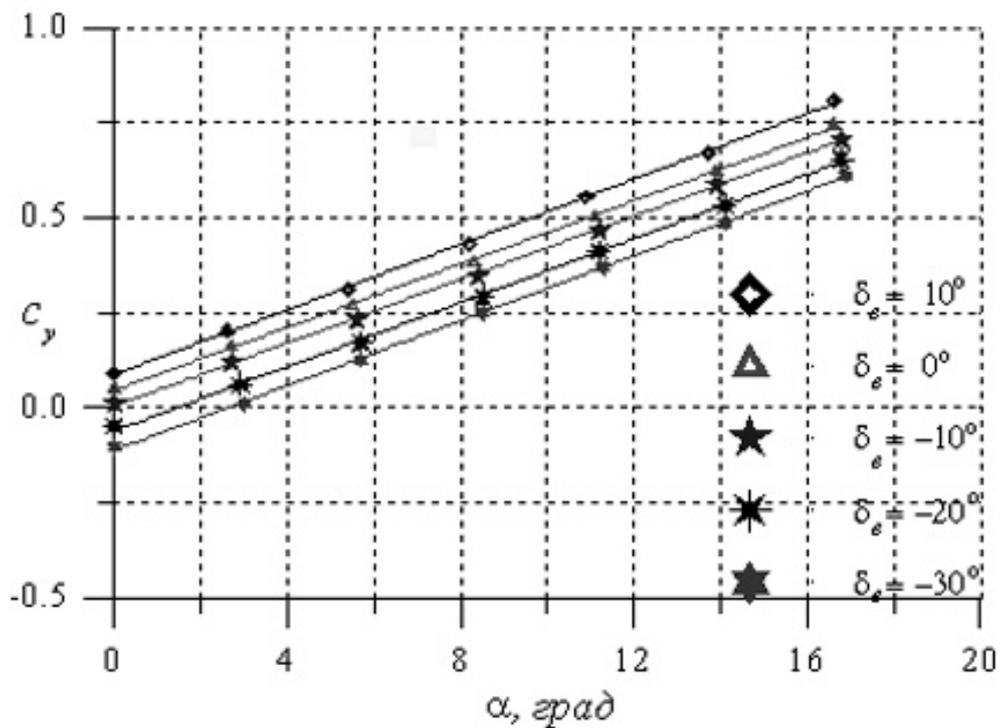


Рис. 2. Экспериментальные зависимости $c_y = f(\alpha, \delta_e)$

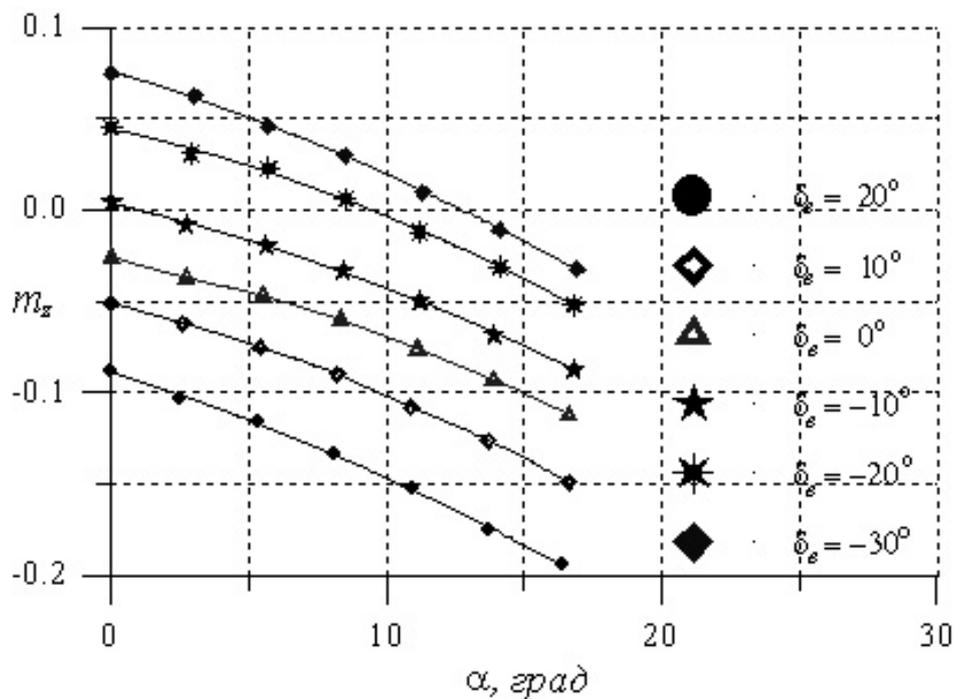


Рис. 3. Экспериментальные зависимости $m_z = f(\alpha, \delta_e)$

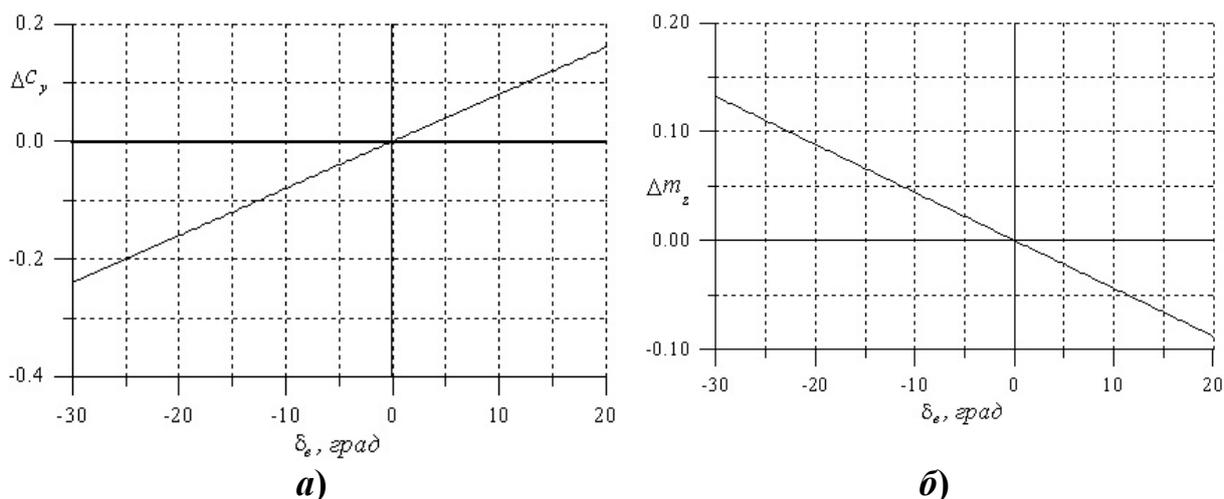


Рис. 4. Зависимости $\Delta c_y = f(\delta_e)$, $\Delta m_z = f(\delta_e)$

Расчет производной $m_z^{\delta_e}$ руля высоты БПЛА «летающее крыло» сводился к следующему.

При заданном положении центра масс по экспериментальным данным было определено значение производных $m_z^{\delta_e} = -0.0044 \text{ 1/}^\circ$ и $c_y^{\delta_e} = 0.008 \text{ 1/}^\circ$.

По значениям этих производных была определена координата точки приложения приращения подъемной силы \bar{x}_{F_2} , которое появляется при отклонении руля высоты ($\bar{x}_{F_2} = 0.550$).

В принятом для исследования диапазоне центровок $\bar{x}_T = 0.22 \dots 0.27$ были определены значения производных $m_z^{\delta_\epsilon}$ руля высоты. Например, для центровки $\bar{x}_T = 0.22$ величина коэффициента эффективности руля высоты $m_z^{\delta_\epsilon} = -c_y^{\delta_\epsilon} (\bar{x}_{F_2} - \bar{x}_{T_2}) = -0.00264 \text{ 1/}^\circ$, а для центровки $\bar{x}_T = 0.27$ $m_z^{\delta_\epsilon} = -c_y^{\delta_\epsilon} (\bar{x}_{F_2} - \bar{x}_{T_2}) = -0.00224 \text{ 1/}^\circ$.

Далее, на основе рассчитанного диапазона коэффициентов $m_z^{\delta_\epsilon}$ руля высоты был проведен расчет балансировочных отклонений руля высоты БПЛА «летающее крыло» с учетом влияния струи от винта ВКД.

Ранее в работе [3] был проведен анализ экспериментальной зависимости величины относительной осевой скорости за винтом винтокольцевого движителя (ВКД) от относительной поступи винта $\bar{V}_x = f(\lambda)$, где $\lambda = \frac{V}{n_c D_B}$ коэффициент относительной осевой скорости за винтом (рис. 5).

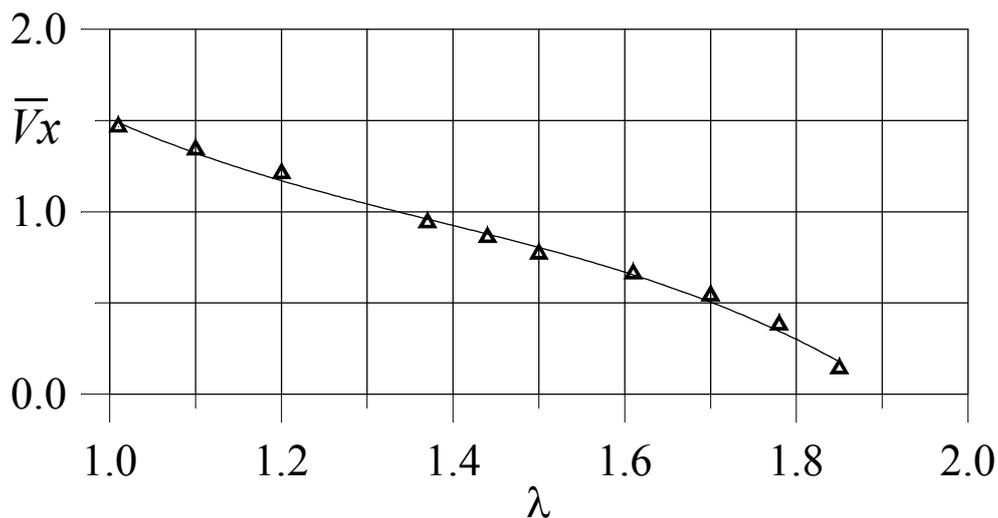


Рис. 5. Зависимость $\bar{V}_x = f(\lambda)$ [3]

Коэффициент λ является аналогом критерия подобия числа Струхала S_h [7]. Натурные числа Рейнольдса и Струхала, и эти же критерии, реализованные в эксперименте, практически одного порядка, поэтому можно говорить о автомодельности рассматриваемых явлений [7]. Этот важный вывод дает возможность проводить пересчет характеристик струи за ВКД, полученных в трубном эксперименте (в данном случае осевую составляющую скорости за ВКД) на натурные условия.

Расчет балансировочного отклонения руля высоты и балансировочного аэродинамического качества БПЛА «летающее крыло» с учетом влияния струи от ВКД сводился к следующему.

1. Задавалось несколько значений скорости горизонтального полета БПЛА.

2. При заданных величинах диаметра D_B и частоты вращения n_c винта натурального ВКД определялись значения коэффициента скорости λ в районе руля высоты в зависимости от скорости горизонтального полета.
3. Определялась относительная площадь руля высоты БпЛА, обслуживаемая струей ВКД $\bar{S}_{обсл.В} = \frac{S_{обсл.В}}{S}$, где $\bar{S}_{обсл.В}$ – относительная площадь крыла, обслуживаемая винтом, S – площадь крыла.
4. По экспериментальным данным определялась эффективность руля высоты без учета обдувки винтом $m_z^{\delta^B}_{исх}$ для заданных центровок БпЛА.
5. Определялся коэффициент эффективности руля высоты с учетом обдувки винтом ВКД по формуле [8]

$$m_z^{\delta^e}_{обд} = m_z^{\delta^B}_{исх} \cdot [1 + \bar{S}_{обсл.В} \cdot (\bar{V}_x^2 - 1)], \quad (1)$$

где \bar{V}_x – относительная осевая скорость за ВКД (коэффициент, который показывает, во сколько раз скорость струи за винтом больше скорости горизонтального полета ЛА на i -том режиме полета), $m_z^{\delta^e}_{исх}$ – коэффициент эффективности руля высоты, пересчитанный на заданный запас статической устойчивости БпЛА.

6. По формуле, полученной в [8], определялись значения балансировочных углов отклонения руля высоты в зависимости от скорости горизонтального полета с учетом обдувки струей ВКД:

$$\delta_e^o = -\frac{1}{m_z^{\delta^e}_{обд}} (m_{z0} + m_z^{c_y} \cdot c_{y_{ГП}}), \quad (2)$$

где: $c_{y_{ГП}}$ – коэффициент подъемной силы горизонтального полета, c_y^α , $1/^\circ$ – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки.

7. По формуле для определения балансировочного аэродинамического качества, приведенной в [8], определялись значения балансировочного аэродинамического качества в зависимости от скорости горизонтального полета.

На рис. 6 и рис. 7 показаны зависимости угла отклонения руля высоты δ_e и зависимости максимального балансировочного качества $K_{бал\ макс}$ от скорости горизонтального полета $V_{ГП}$ малоразмерного БпЛА.

Возрастание балансировочного аэродинамического качества объясняется тем, что при достижении скорости горизонтального полета $V_{ГП} = 72$ км/ч угол отклонения руля высоты становится положительным. По мере роста скорости на секции крыла, обслуживаемой рулем высоты, увеличивается положительная кривизна профилей сечений. Это, в свою

очередь, приводит к возрастанию подъемной силы всего крыла. При этом прирост балансировочного сопротивления крыла, вследствие малых значений отклонения руля высоты, незначителен, максимальное балансировочное аэродинамическое качество возрастает и становится даже несколько выше, чем максимальное аэродинамическое качество БПЛА.

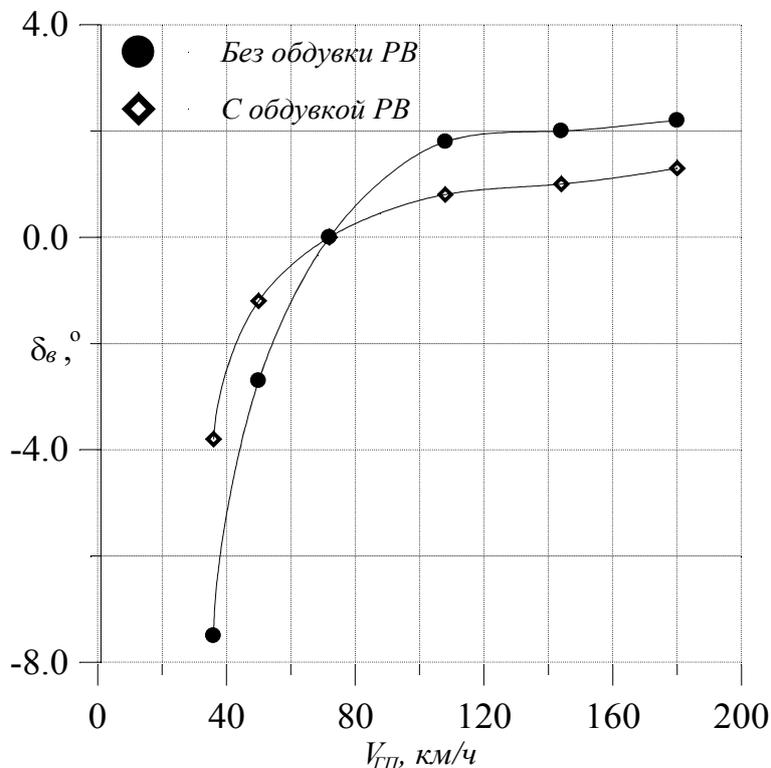


Рис. 6. Сравнительные зависимости $\delta_\epsilon = f(V_{GP})$ малоразмерного БПЛА ($\bar{x}_T = 0.27$)

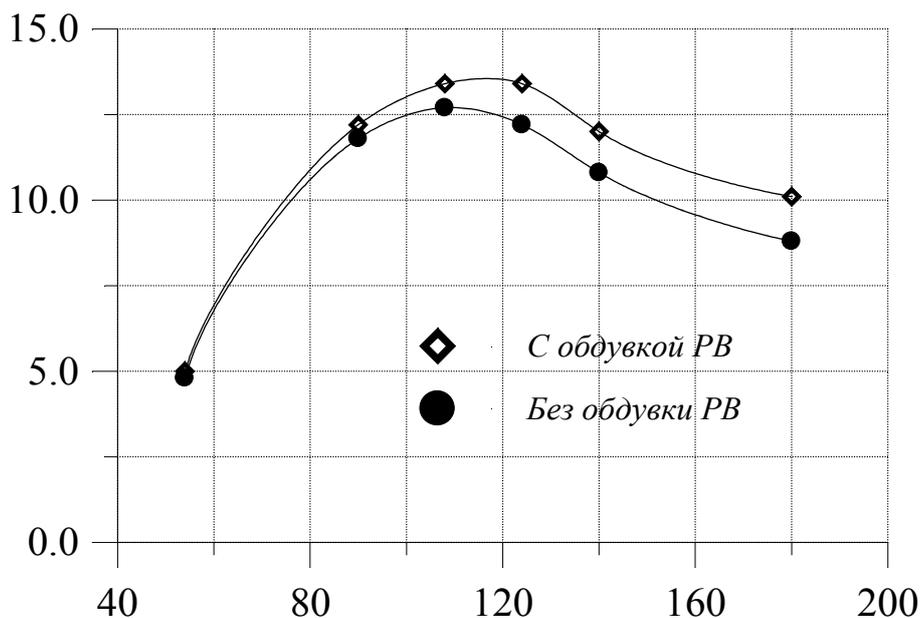


Рис. 7. Сравнительные зависимости $K_{бал}, K = f(V_{GP})$ малоразмерного БПЛА

$$(\bar{x}_T = 0.27)$$

Выводы

Приведенная выше оценочная методика расчета эффективности органов продольного управления ЛА позволяет определить величину балансировочных отклонений руля высоты, а также величину максимального балансировочного аэродинамического качества практически любого ЛА схемы «летающее крыло» во всем диапазоне скоростей горизонтального полета, присущего данному ЛА.

Список использованной литературы

1. *Лемко О. Л.* «Летающие крылья». История и возможные пути развития // Донецк: ДИПО ИПР, 2002. – 90 с.
2. *Петров К. П.* Аэродинамика элементов летательных аппаратов // М., «Машиностроение» 1985. – 270 с.
3. *Лемко О. Л., Єрмолаєв І. Р., Нор П. І.* Експериментальне дослідження впливу струменя від гвинта в кільцевому каналі на ефективність органів подовжнього керування // Зб. наук. пр. -К.: ЦНДІ ОВТ ЗСУ, 2005. -№13. -С. 85-91.
4. *Алешин С. А., Зайцев Е. И. и др.* Результаты исследования малоразмерного летательного аппарата с поршневым двигателем в аэродинамической трубе // Техника Воздушного Флота - 1999, №6. - С. 1-7.
5. *Лемко О. Л.* Експериментальне дослідження аеродинамічних характеристик «літаючого крила» складної форми в плані з кінцевими аеродинамічними поверхнями // Вісник НАУ. -2005. -№4. -С. 117-121.
6. *Остославский И. В., Стражева И. В.* Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов // М., «Машиностроение» 1965. – 467 с.
7. *Горлин С. М., Слезингер И. И.* Аэромеханические измерения. Методы и приборы. - М.: Наука, 1964. – 720 с.
8. *Лемко О. Л.* Оценка возможности снижения балансировочных потерь аэродинамического качества на летательных аппаратах схемы «летающее крыло»// Авиационно-космическая техника и технология - Харьков: НАКУ, 2006. -№1(27). -С. 49-51.

