

УДК 629.735

С. В. Осипов, А. В. Тарасенко**Летательный аппарат с переменной площадью крыла**

Предложена идея низковысотного летательного аппарата с изменяемой в полёте площадью крыла. Методами вычислительной аэродинамики показано, что уменьшение площади крыла по мере выработки топлива позволяет увеличить дальность полёта по сравнению с традиционным летательным аппаратом с постоянной площадью крыла.

Ключевые слова: дальность полёта, аэродинамическое качество, площадь крыла

Об авторах

Осипов Сергей Вячеславович – инженер-конструктор III категории отдела аэродинамики АО «ГосМКБ «Радуга». E-mail: serii1996@yandex.ru. 141980 Россия Московская обл., г. Дубна, ул. Жуковского, 2а.

Тарасенко Андрей Валерьевич – кандидат технических наук, доцент кафедры физико-технических систем государственного университета «Дубна».

Важнейшей характеристикой летательного аппарата (ЛА) является дальность полёта, определяемая тягово-экономическими характеристиками двигателя, запасом топлива на борту и величиной его аэродинамического качества. В работе рассматривается способ увеличения дальности ЛА, основанный на поддержании в ходе полёта величины аэродинамического качества, близкой к максимальной, за счёт уменьшения площади крыла после выработки части топлива.

Влияние характеристик ЛА на его дальность

Рассмотрим ЛА большой дальности полёта. Для подобных аппаратов топливо составляет значительную долю стартовой массы ЛА (порядка 50%) и по мере его выработки аппарат существенно облегчается.

Подъёмная сила ЛА Y рассчитывается по формуле

$$Y = C_y \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S,$$

где C_y – коэффициент подъёмной силы, зависящий от угла атаки и формы профиля крыла; ρ – плотность воздуха на соответствующей высоте; V – скорость полёта; S – площадь крыла.

В горизонтальном полёте с постоянной скоростью подъёмная сила равна весу ЛА:

$$Y = mg,$$

соответственно, можно выразить величину коэффициента подъёмной силы:

$$C_y = \frac{2mg}{\rho V^2 \cdot S}.$$

Анализируя данную формулу, можно заметить, что уменьшение массы ЛА приводит к уменьшению C_y (если высота полёта постоянная). Либо можно сохранить значение C_y постоянным, если уменьшение массы компенсируется уменьшением плотности воздуха (т.е. ростом высоты полёта).

Дальность полёта ЛА рассчитывается по формуле Бреге [1]:

$$L = 3,6 \frac{KV}{C_p} \ln \left(\frac{m_0}{m_{\text{кон}}} \right),$$

где K – аэродинамическое качество летательного аппарата, зависящее от коэффициента подъёмной силы C_y ; C_p – удельный расход топлива; m_0 и $m_{\text{кон}}$ – стартовая и конечная (после выработки топлива) масса ЛА соответственно.

Типичная зависимость $K(C_y)$ приведена на рис. 1. Видно, что зависимость имеет максимум при некотором C_y (точка 1). Для обеспечения максимальной дальности необходимо совершать полёт на C_y , при котором качество имеет максимальное значение.

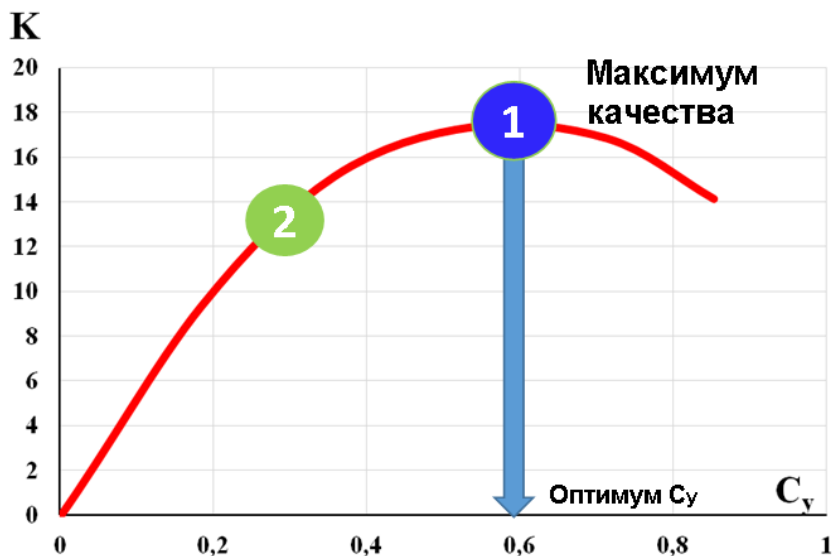


Рис. 1. Типичная зависимость аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы

Исходя из изложенного выше, получаем, что ЛА, масса которого сильно уменьшается в течение полёта, должен по мере выработки топлива подниматься на всё большую высоту, чтобы весь полёт проходил на оптимальном значении C_y . Эта стратегия называется «полёт по потолкам» и применяется для магистральных пассажирских самолётов.

Для некоторых беспилотных летательных аппаратов тактика применения требует совершать весь полёт на малой высоте. Соответственно, по мере выработки топлива C_y уменьшается, а вслед за ним – аэродинамическое качество и дальность полёта. На рис. 1 это соответствует перемещению из точки 1 в точку 2.

Рассмотрим возможность сохранения высокого значения C_y за счёт уменьшения площади крыла. Обычно на летательных аппаратах типа самолёт это не возможно. Однако, если речь идёт об одноразовых беспилотных аппаратах, то после выработки части топлива можно отделить часть крыла,

а оставшееся крыло будет работать при большем C_y , обеспечивая тем самым более высокое аэродинамическое качество.

Расчётная часть

Для оценки эффективности предложенного технического решения рассмотрен модельный ЛА, выполненный по схеме «биплан» (рис. 2). После выработки части топлива верхнее крыло отделяется и полёт продолжается на нижнем (рис. 3). Принципиально возможны и другие варианты уменьшения площади крыла, например за счёт уменьшения размаха или хорды. Биплан выбран как наиболее просто реализуемая в плане конструкции модель. Для упрощения задачи двигатель не рассматривался.

Расчёт аэродинамических характеристик выполнен с использованием программного комплекса *ANSYS CFX*. Модель турбулентности – *k-ε SST*, объём расчётной сетки 123 млн ячеек для биплана и 64,5 млн ячеек для низкоплана (рис. 4).

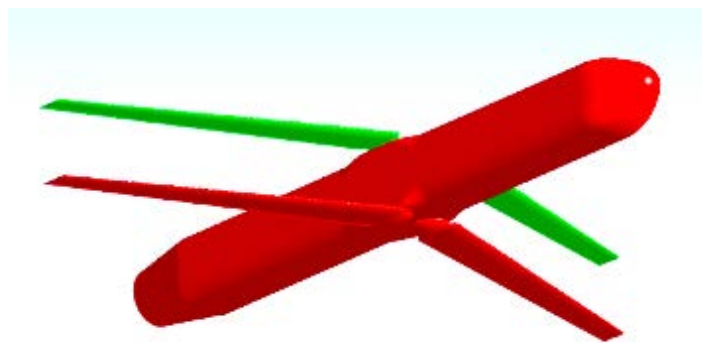


Рис. 2. Модельный ЛА в исходном состоянии («биплан»)

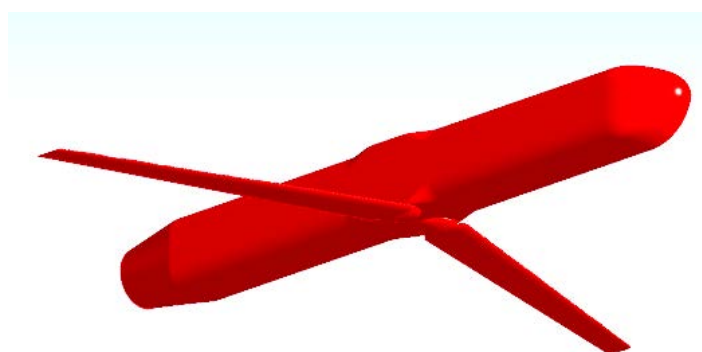


Рис. 3. Модельный ЛА после сброса верхнего крыла («низкоплан»)



Рис. 4. Расчётная сетка на поверхности модельного ЛА

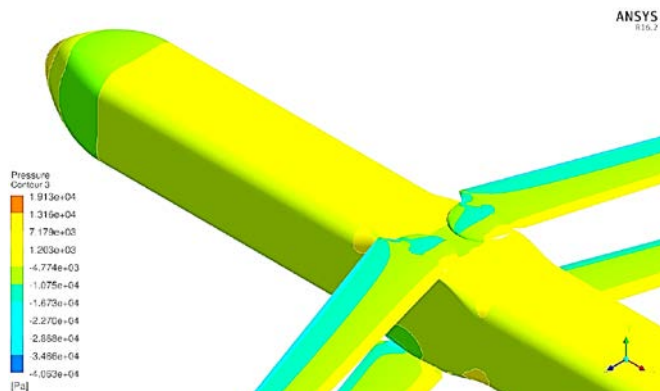


Рис. 5. Распределение давления по поверхности модельного ЛА

На рис. 6 показаны полученные в ходе расчётов графики изменения аэродинамического качества по мере выработки топлива. Варианту «биплан», сохраняющему неизменную площадь крыла на протяжении всего полёта, соответствует перемещение из точки 1 в точку 4. Если в точке 2 происходит сброс

верхнего крыла, то полёт завершается в точке 3 при более высоком аэродинамическом качестве, чем без сброса крыла. Таким образом, подняв среднее в течение полёта аэродинамическое качество, в данной модельной задаче дальность полёта увеличилась приблизительно на 8,5%.

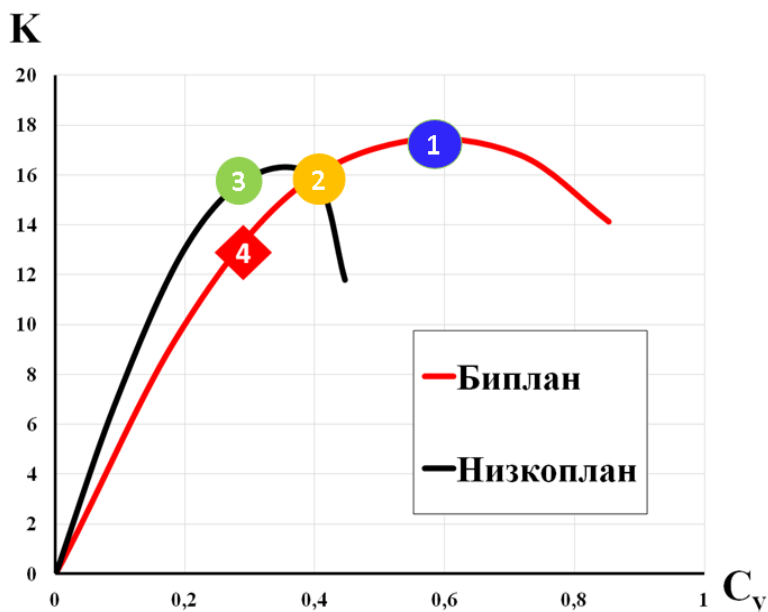


Рис. 6. Зависимость аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы модельного ЛА без сброса крыла («биплан») и со сбросом крыла («низкоплан»)

Выводы

Предложена идея беспилотного летательного аппарата (ЛА) с изменяемой в полёте площадью крыла.

Проведённые расчёты аэродинамических характеристик модельного ЛА показали, что уменьшение площади крыла в процессе полёта позволяет получить более высокое среднее аэродинамическое качество в течение

полёта и, соответственно, увеличить дальность по сравнению с обычным ЛА с фиксированным крылом.

Библиографический список

1. Проектирование самолётов / С.М. Егер [и др.]. М.: Машиностроение, 1983. С. 84.

Поступила в редакцию

23.12.2019