

МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО МАТЕРИАЛАМ НАТУРНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

д. т. н. С. П. Гулевич, Б. В. Александровский

В статье с необходимой полнотой описывается новая методика определения индуктивного сопротивления беспилотных летательных аппаратов по материалам натурных экспериментов. Данная методика прошла практическую проверку и оказалась весьма эффективной. Представляет интерес для всех специалистов-аэродинамиков, занятых разработкой и эксплуатацией этого типа летательных аппаратов.

Вопросы безаварийного применения беспилотных летательных аппаратов (БЛА) представляют серьезную научно-техническую проблему, одним из аспектов которой является обеспечение безопасного применения БЛА при полетах на полную дальность в условиях горного рельефа местности.

Километровые расходы топлива, а значит и дальность полета, при выполнении летных экспериментов в условиях горного рельефа отличаются от расходов топлива в условиях равнинной местности.

Профиль полета БЛА в режиме огибания горного рельефа местности представляет собой череду участков набора высоты и снижения (облет макро и микрорельефа). При огибании БЛА восходящих скатов рельефа, а также восходящих склонов микрорельефа самого ската, километровые расходы топлива увеличиваются. Увеличение километровых расходов топлива связано, прежде всего, с возрастанием величины силы лобового сопротивления и, как следствие, тяги маршевого двигателя за счет увеличения средней величины:

- составляющей тангенциальной силы $mg\sin\theta$, обусловленной силой тяжести при огибании восходящих скатов рельефа;

- индуктивного сопротивления X_i при огибании восходящих скатов переменной крутизны (огибании микрорельефа).

Относительная роль данных факторов может быть различна в зависимости от типа БЛА и характеристик волнистости ската.

Диапазон увеличения километровых расходов топлива, вызванный первым фактором ($mg\sin\theta$), определяется по известным методикам. Поэтому предметом исследований является метод определения индуктивного сопротивления БЛА по материалам натурных экспериментов.

Рассмотрим пути решения данной задачи на примере беспилотного самолета-разведчика (БСР) «Рейс», для которого основную роль в увеличении километровых расходов топлива играет индуктивное сопротивление.

Основная причина увеличения расходов топлива БСР при огибании восходящих скатов, обусловленная неровностями микрорельефа ската, – увеличение средней величины силы лобового сопротивления, которое определяется в значительной степени особенностями аэродинамической схемы БСР «Рейс».

БСР «Рейс» выполнен по аэродинамической схеме «бесхвостка» с нижнем расположением треугольного крыла малого удлинения. Среднее значение силы лобового сопротивления летательного аппарата с треугольным крылом малого удлинения, из-за колебаний нормальной перегрузки, возрастает за счет увеличения индуктивного сопротивления, величина которого пропорциональна квадрату нормальной перегрузки [1]:

$$X_a = X_0 + X_i n_y^2,$$

где X_0 - сила лобового сопротивления БСР при нулевой подъемной силе;

X_i - сила индуктивного сопротивления при $n_y = 1$;

n_y - величина нормальной перегрузки.

Увеличение силы лобового сопротивления БСР вызывает пропорциональное увеличение потребной тяги, а, следовательно, и часового расхода топлива. Поскольку система управления БСР стабилизирует скорость полета, увеличение часового расхода топлива соответствует пропорциональному увеличению километрового расхода топлива.

Для БСР «Рейс» доля индуктивного сопротивления в общем балансе составляющих силы лобового сопротивления, при изменении нормальной перегрузки от 1 до 2,5, возрастает от 8 до 40%. Сила лобового сопротивления при этом увеличивается примерно в 1,5 раза, а километровые расходы топлива БСР увеличиваются на 2 - 12% [2].

В связи с этим, для проведения инженерно-штурманского расчета дальности полета БЛА в условиях горного (холмистого) рельефа местности необходимо на этапах летных испытаний определять возможный диапазон увеличения лобового сопротивления (за счет возрастания индуктивного сопротивления).

На основании анализа материалов работ по аэродинамике самолетов различного назначения принята следующая форма представления коэффициента аэродинамической силы лобового сопротивления в функции параметров движения [2]:

$$C_{xa} = C_{x0} + C_x^{C_y^2} (C_{ya} - \Delta C_y^*)^2 + \Delta C_x(\beta, M) + \Delta C_x(\delta_e, M) + \Delta C_x(\delta_n, M) + \Delta C_{x.mp}(H, M) + \Delta C_x(\bar{f}, M),$$

где C_{x0} - коэффициент лобового сопротивления при нулевых значениях угла отклонения элеронов (δ_e) и руля направления (δ_n), нулевом значении подъемной силы и высоты полета;

$C_{xi} = C_x^{C_y^2} (C_{ya} - \Delta C_y^*)^2$ - коэффициент индуктивного сопротивления;

C_{ya} - коэффициент подъемной силы;

ΔC_y^* - координата вершины поляры по оси C_{ya} ;

$\Delta C_x(\beta, M), \Delta C_x(\delta_e, M), \Delta C_x(\delta_n, M), \Delta C_x(\bar{f}, M)$ - составляющие коэффициента лобового сопротивления, зависящие от значений $\beta, \delta_e, \delta_n, \bar{f}$ соответственно;

$\Delta C_{x_{mp}}^M$ - коэффициент сопротивления трения, учитывающий зависимость C_{xa} от высоты полета из-за возрастания кинематического коэффициента вязкости при увеличении высоты;

β - угол скольжения;

\bar{f} - коэффициент расхода воздуха через воздухозаборник.

Для определения коэффициента индуктивного сопротивления $C_{xi} = C_x^{C_y^2} (C_{ya} - \Delta C_y^*)^2$ необходимо найти коэффициент $C_x^{C_y^2}$, так как C_{ya} определяется по известной формуле [1], используя материалы натуральных экспериментов, а величина коэффициента ΔC_y^* , с достаточной для практики точностью, принимается равной расчетной (или определенной по материалам продувок БЛА в аэродинамических трубах) величине.

Коэффициент $C_x^{C_y^2}$ определяется на таких режимах полета БЛА, где роль индуктивного сопротивления в общем балансе составляющих коэффициента C_{xa} возрастает, то есть при максимально возможных значениях коэффициента C_{ya} . Данному условию соответствуют режимы прямолинейного горизонтального полета БЛА на минимально допустимой для данного типа БЛА скорости полета, максимально возможной высоте полета и максимальной полетной массе.

Однако для многих типов БЛА алгоритмы работы навигационно-пилотажного комплекса не предусматривают возможность изменения заданной скорости полета в диапазоне, необходимом для расширения пределов изменения C_{ya} в режиме прямолинейного горизонтального полета БЛА. Поэтому определение коэффициента $C_x^{C_y^2}$ с высокой степенью достоверности возможно только при реализации такого режима полета, при котором изменение индуктивного сопротивления БЛА происходит при неизменности других составляющих лобового сопротивления, то есть проявляет себя в «чистом виде» через изменение тяги двигателя и расхода топлива. Данному условию соответствуют режимы квазиустановившегося

криволинейного полета в продольной плоскости при маневрах, связанных с изменением угла наклона траектории, для которых можно считать:
 $\omega_z, V, H \approx const.$

Наиболее рациональным режимом полета БЛА для определения коэффициента $C_x^{C_y^2}$, по критерию достоверности получаемых результатов, является режим незатухающих гармонических колебаний БЛА в продольной плоскости с плавно меняющейся нормальной перегрузкой (от $n_y = 1$ в диапазоне $\pm n_{y\text{дон}}$).

Предлагаемая методика определения $C_x^{C_y^2}$ заключается в следующем:

- по записям полетной телеметрической информации (рис. 1) определяется величина изменения тяги ΔP и скоростного напора Δq в режиме незатухающих угловых колебаний БЛА в продольной плоскости от соответствующих величин в режиме прямолинейного горизонтального полета:

$$\begin{aligned} \Delta P &= \Delta P_{2.сред.} - P_1 \\ \Delta q &= q_{2.сред.} - q_1 \end{aligned}$$

где P_1 и q_1 - значения тяги маршевого двигателя и скоростного напора в режиме прямолинейного установившегося полета;

$\Delta P_{2.сред.}$ и $q_{2.сред.}$ - среднее значение тяги маршевого двигателя и скоростного напора в режиме незатухающих угловых гармонических колебаний БЛА в продольной плоскости;

- определяется величина приращения индуктивной составляющей лобового сопротивления ΔC_{xi} БЛА в режиме незатухающих угловых гармонических колебаний БЛА в продольной плоскости по сравнению с режимом прямолинейного установившегося полета:

$$\Delta C_{xi} \approx \Delta C_{xa} = \frac{\Delta P - \frac{\Delta q}{q_1} P_1}{q_2 S};$$

- по записям полетной информации $n_y = f(t)$ строится график зависимости $n_y^2 = f(t)$ и определяется среднее значение $n_{усредн.}^2$ на рассматриваемом участке;

- определяется значение коэффициента подъемной силы C_{ya} в каждой точке рассматриваемого участка траектории [3]:

$$C_{ya} = \frac{mg n_y - P_{расч.} \sin(\alpha + \varphi_{дв.})}{qS}$$

где n_{ya} - нормальная скоростная перегрузка;

mg - сила тяжести;

$P_{расч.}$ - расчетное значение тяги маршевого двигателя;

α - угол атаки;

$\varphi_{дв.}$ - угол установки двигателя относительно строительной горизонтали фюзеляжа;

S - площадь крыла.

- строится график зависимости $(C_{ya} - \Delta C_y^*)^2 = f(t)$ и определяется среднее значение величины $(C_{ya} - \Delta C_y^*)^2$ на рассматриваемом участке;

- определяется величина $\Delta \overline{(C_{ya} - \Delta C_y^*)^2} = (C_{ya} - \Delta C_{усредн.}^*)^2 - (C_{ya} - \Delta C_{н.}^*)^2$,

где $(C_{ya} - \Delta C_{н.}^*)^2$ - квадрат разности коэффициентов C_{ya} и ΔC_y^* в режиме прямолинейного горизонтального установившегося полета;

- рассчитываемая величина коэффициента $C_x^{C_y^2}$ по формуле:

$$C_x^{C_y^2} = \frac{\Delta C_{xi}}{\Delta \overline{(C_{ya} - \Delta C_y^*)^2}}$$

С достаточной для практики точностью величину $\Delta \overline{(C_{ya} - \Delta C_y^*)^2}$ можно определить в соответствии с выражением $\Delta[(C_{ya} - \Delta C_y^*)^2] \approx \boxed{C_{ya}^2} (\boxed{n_{усредн.}^2 - 1})$.

При соответствующих для БСР «Рейс» ограничениях по углу атаки возможно приблизительно трехкратное увеличение средней величины коэффициента C_{xi} при переходе из режима горизонтального полета в режим

установившихся колебаний в продольной плоскости и доведения относительной доли коэффициента C_{xi} до 35-40% от C_{xa} .

Зависимость коэффициента $C_x^{C_y^2}$ БСР «Рейс» от числа M , полученная посредством предложенной методики представлена на рис. 2.

Литература

1. *Алтухов Ю. И.* Практическая аэродинамика маневренных самолетов. – М: Военное издательство МО СССР, 1977.- 434 с.
2. *Гулевич С. П., Александровский Б.В.* Обеспечение безаварийного применения беспилотного летательного аппарата по топливу при выполнении полетов в условиях холмистой местности //Проблемы безопасности полета, № 7/-М.: ВИНТИ, 2001.- с. 13 - 17.
3. *Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С.* Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973.- 618 с.