

УДК 533.695

МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ В КОМБИНАЦИИ КОРПУС-КРЫЛО

© Сачук Д.В., Агзамова А.С., Кортунова О.В., Чумакова М.С., Фролов В.А.

e-mail: sachukdasha@yandex.ru

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара, Российская Федерация

Методика разработана для исследования явления интерференции, характеризующегося коэффициентами интерференции $K_{кр(ф)}$, $K_{ф(кр)}$, которые учитывают влияние фюзеляжа на крыло, и крыла на фюзеляж, соответственно, и вычисляются по следующим формулам: [1]

$$K_{кр(ф)} = \frac{C_{у\ кр(ф)}^\alpha}{C_{у\ изол.кр}^\alpha}; K_{ф(кр)} = \frac{\Delta C_{у\ ф(кр)}^\alpha}{C_{у\ изол.кр}^\alpha},$$

где $C_{у\ кр(ф)}^\alpha$, $\Delta C_{у\ ф(кр)}^\alpha$ – производные коэффициентов нормальной силы по углу атаки крыла, установленного на фюзеляже и дополнительной нормальной силы по углу атаки, возникающей на фюзеляже от присутствия крыла, соответственно; $C_{у\ изол.кр}^\alpha$ – производная коэффициентов нормальной силы по углу атаки изолированного крыла, $рад^{-1}$.

Для исследования интерференции необходимо выполнить эксперимент с тремя комбинациями: изолированный фюзеляж; ракета-носитель с крылом прямоугольной формы, жёстко закреплённым на корпусе (см. рис., а), и ракета-носитель с крылом, установленном на специальной державке (см. рис., б), позволяющей измерять аэродинамические силы, действующие на корпус в присутствии крыла. Эксперимент планируется проводить в аэродинамической трубе АДТ Т-3 Самарского университета.

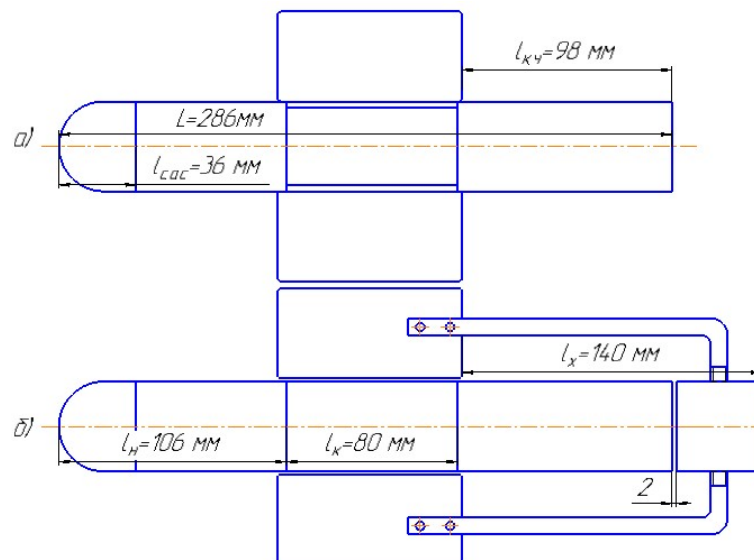


Рис. Схемы комбинаций

Для каждой из компоновок будут использованы 3 пары консолей с одним и тем же значением хорды $b=86$ мм, а величина их размаха $l_{k1} = 64$ мм, $l_{k2} = 84$ мм, $l_{k3} = 380$ мм.

Для схемы компоновки фюзеляжа с жёстким креплением крыла можно записать формулу для производной коэффициента нормальной силы $C_{y(\phi, \text{кр})}^\alpha$ комбинации в целом

$$C_{y(\phi, \text{кр})}^\alpha = C_{y\phi}^\alpha + K_\Sigma \cdot C_{y\text{изол.кр}}^\alpha \cdot \frac{S_{\text{кр}}}{S_{\text{м.ф}}}, \quad (1)$$

где $C_{y\phi}^\alpha$ – производная коэффициента нормальной силы по углу атаки изолированного фюзеляжа, рад^{-1} ; K_Σ – суммарный коэффициент интерференции; $S_{\text{кр}}, S_{\text{м.ф}}$ – площади двух изолированных консолей крыла и миделевого сечения фюзеляжа, соответственно, м^2 .

Из формулы (1) можно определить суммарный коэффициент интерференции для компоновки с жёстко закреплёнными консолями крыла K_Σ , который определяется суммой

$$K_\Sigma = K_{\text{кр}(\phi)} + K_{\phi(\text{кр})}. \quad (2)$$

Для схемы компоновки с консолями крыла на специальной державке формула вычисления производной коэффициента нормальной силы по углу атаки будет иметь следующий вид

$$C_{y(\phi, \text{кр})}^\alpha = C_{y\phi}^\alpha + K_{\phi(\text{кр})} \cdot C_{y\text{изол.кр}}^\alpha \cdot \frac{S_{\text{кр}}}{S_{\text{м.ф}}}. \quad (3)$$

Производная коэффициента нормальной силы по углу атаки изолированного фюзеляжа $C_{y\phi}^\alpha$ определится в результате продувки изолированного корпуса и последующей обработки экспериментальных результатов. В дальнейшем данная величина будет сравнена с теоретическим значением $C_{y\phi}^\alpha = 2\text{рад}^{-1}$ [2].

Из формулы (3) можно вычислить $K_{\phi(\text{кр})}$, тогда коэффициент интерференции, учитывающий влияние фюзеляжа на крыло, определяется формулой:

$$K_{\text{кр}(\phi)} = K_\Sigma - K_{\phi(\text{кр})}.$$

Приблизительные значения коэффициентов интерференции, учитывающих влияние фюзеляжа на крыло, и крыла на фюзеляж, рассчитываются по формулам: [3]

$$K_{\text{кр}(\phi)} = 1 + \bar{D};$$

$$K_{\phi(\text{кр})} = \frac{\bar{D}}{3} (4 + \bar{D} + \bar{D}^2),$$

где \bar{D} – относительный диаметр фюзеляжа, равный

$$\bar{D} = \frac{D}{l_k + D},$$

где l_k – размах двух консолей, м ; D – диаметр фюзеляжа, м .

Теоретические значения представлены в таблице.

Таблица. Теоретические значения коэффициентов интерференции производных коэффициентов нормальной силы по углу атаки для исследованных комбинаций

Комбинации	\bar{D}	$\frac{S_{\text{кр}}}{S_{\text{м.ф}}}$	$K_{\text{кр}(\phi)}$	$K_{\phi(\text{кр})}$	K_Σ	$C_{y\text{изол.кр}}^\alpha$ рад^{-1}	$C_{y\phi(\text{кр})}^\alpha$ рад^{-1}
32	0,389	1,946	1,389	0,589	1,978	1,279	1,501
42	0,328	2,566	1,328	0,485	1,813	1,571	1,990
190	0,099	11,754	1,099	0,136	1,235	3,750	6,029

По описанной методике будет проведена продувка рассмотренных комбинаций ракеты-носителя. Также методика может быть использована в дальнейшем при расчётах и проектировании модификаций противотанковых управляемых ракет.

Библиографический список

1. Лебедев, А.А. Динамика полёта [Текст] /А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. – М.:Машиностроение, – 1973. – 616 с.
2. Тарасов, В.В. Исследование поляры самолета при весовых испытаниях в аэродинамической трубе т -3 СГАУ [Текст] /В.В. Тарасов, Е.В. Тарасова – Самара.: СГАУ, – 2003. –42 с.
3. Фролов, В.А. Методы расчёта несущих характеристик компоновок фюзеляж-крыло. Аналитический обзор, математические модели, расчетные и экспериментальные данные, оптимизация[Текст] /В.А. Фролов – LAPLAMBERTAcademicPublishingGmbH&Co. KG. – Saarbrucken. – 2011. – 141 с.