

УДК 629.734/.735

## **Метод расчета аэродинамических коэффициентов летательных аппаратов с крыльями в схеме «икс», имеющими малый размах**

**Бураго С.Г.**

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

*e-mail: buragosg@narod.ru*

### **Аннотация**

Разработан новый инженерный метод расчета аэродинамических коэффициентов сил и продольного момента Л.А. (летательных аппаратов). Л.А. имели Х-крылья с малым отношением сторон. Крылья имеют малый размах и большую протяженность вдоль корпуса. Они вписываются в квадрат со сторонами равными диаметру корпуса. Метод простой, достаточно точный. Приводятся данные аэродинамического эксперимента. Эксперимент проведен в аэродинамических трубах «кафедры аэродинамики» МАИ.

**Ключевые слова:** метод, аэродинамические коэффициенты, летательный аппарат, схема «икс», корпус, крылья, малое удлинение, малый размах, эксперимент

При создании приближенных методов расчета обычно опираются на известные характеристики изолированных крыльев и изолированного корпуса. Аэродинамические коэффициенты крылатого ЛА определяются как суммы коэффициентов его изолированных частей, умноженных на коэффициенты интерференции. Однако, применительно к конфигурациям ЛА, изображенным на рис.1 в таком подходе имеется трудность, обусловленная тем, что из консолей крыльев схем ЛА №2 и №3 невозможно составить изолированное крыло с известными характеристиками.

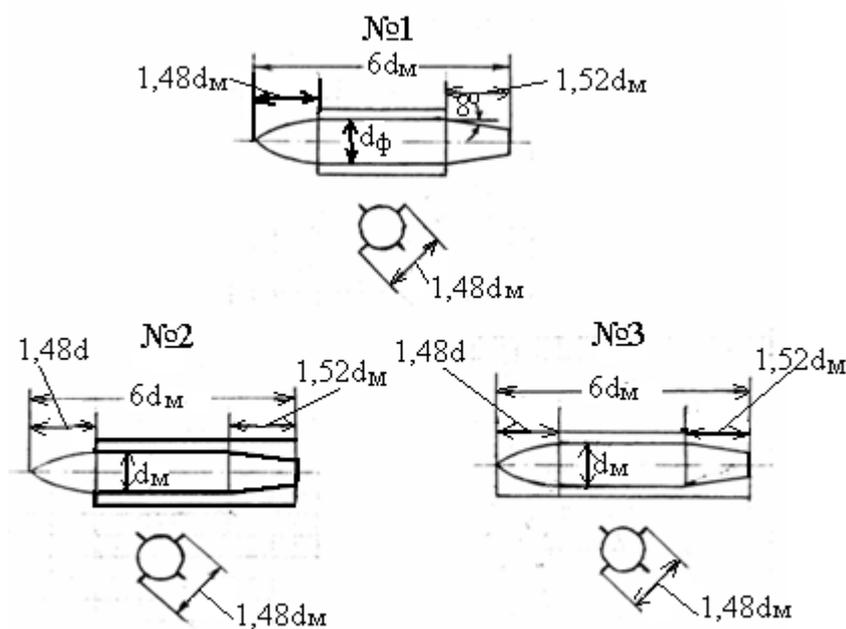


Рис.1 Конфигурации летательных аппаратов

Под изолированным крылом понимается плоское крыло, составленное из двух консолей крыла, выступающих в поток воздуха, омывающий ЛА в полете. Если консоли крыльев ЛА схем №2 и №3 мысленно снять с корпуса и составить вместе, то в середине таких крыльев образуются большие пустоты (отверстия). Аэродинамические характеристики таких крыльев не известны. Если бы они даже были бы известны, то вряд ли аэродинамические характеристики таких крыльев соответствовали бы их характеристикам при установке таких экзотических крыльев на корпусе ЛА.

Исключение составляет только крыло №1. Оно расположено на цилиндрическом участке корпуса. Две консоли, составленные вместе, образуют собой прямоугольное крыло очень малого удлинения  $\lambda_e = 0,16$ . Аэродинамические характеристики такого крыла известны. Они получены экспериментально и теоретически и легко доступны. Ими можно воспользоваться. Поэтому, большое

значение для создания метода расчета аэродинамических характеристик рассматриваемых сложных конфигураций (схем №2, №3 и других подобных схем ЛА) имеет следующее свойство, замеченное нами в экспериментальных данных.

Чтобы разобраться в этом свойстве, обратимся первоначально к рис.2 и 3. На этих рисунках приведены экспериментальные зависимости коэффициентов подъемной силы, лобового сопротивления (в скоростной системе координат) и нормальной силы (в связанной системе координат) от углов атаки при различных числах  $M_\infty$  набегающего потока для конфигураций, составленных из тел вращения с тремя наиболее типичными из рассматриваемых крыльев №1, №2, №3. Коэффициенты отнесены к скоростному напору набегающего потока и площади миделя корпуса. Из графиков видно, что увеличение площади крыла приводит к увеличению коэффициентов  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_n$  для всех рассмотренных конфигураций во всем диапазоне углов атаки.

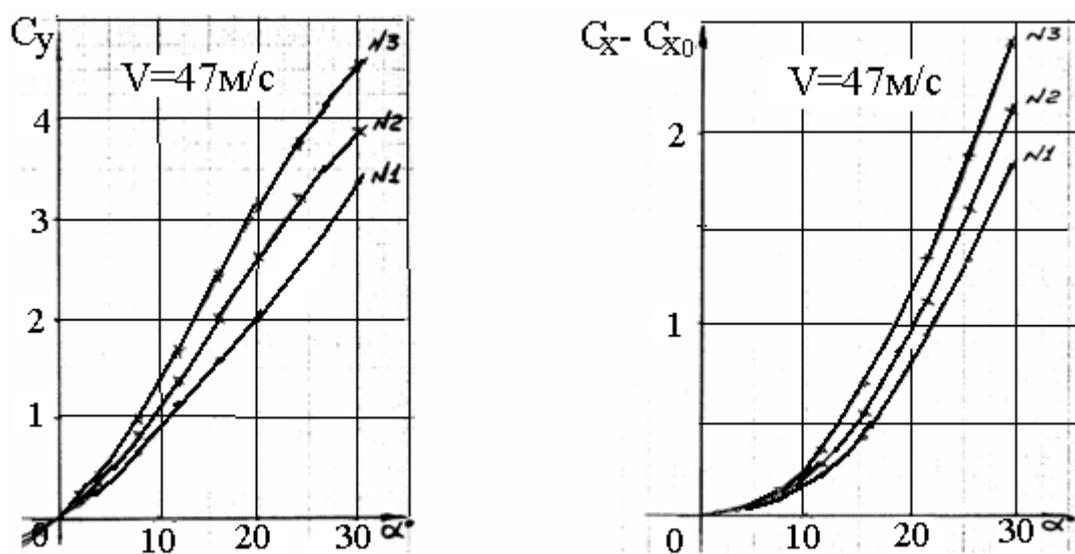


Рис.2. Экспериментальные зависимости коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления от углов атаки.

Отмеченное свойство состоит в том, что расхождение в величинах коэффициентов  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_n$  для всех рассмотренных конфигураций значительно уменьшается, если их отнести к скоростному напору и к соответствующей площади проекции корпуса и двух консолей крыла на плоскость крыла. В этом случае, как видно из рис.(4,а,б), расхождение между наиболее

удаленными точками на графиках не превышает 15%.

Следовательно, средние линии на каждом из этих графиков в некотором роде будут «универсальными» для ЛА с рассматриваемым корпусом и отношением размаха крыльев к диаметру миделя корпуса

$l/d_i = 1,48$ . Эти кривые можно использовать для подсчета коэффициентов подъемной силы, индуктивного сопротивления и нормальной силы ЛА, имеющего тот же корпус и отношение размаха крыла к диаметру миделя корпуса, но любые другие по форме в плане крылья, в соответствии с формулами (1), (2) и (3)

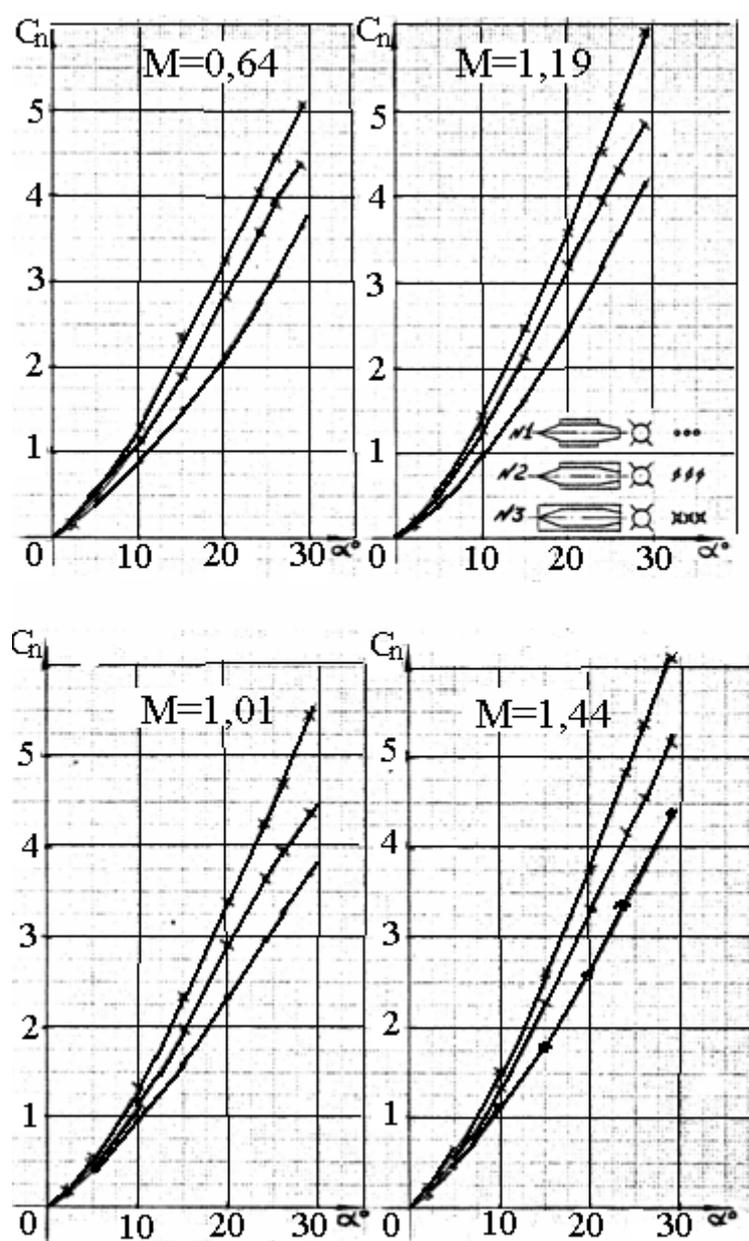


Рис.3. Экспериментальные зависимости коэффициентов нормальной силы от углов атаки.

$$C_{n\hat{e}-\hat{\delta}} = \left(\tilde{N}_n \frac{S_M}{S}\right)_{\hat{\sigma}\hat{i}\hat{e}\hat{\alpha}} \frac{S}{S_{\hat{i}}} \quad (1)$$

$$C_{y\hat{e}-\hat{\delta}} = \left(\tilde{N}_y \frac{S_M}{S}\right)_{\hat{\sigma}\hat{i}\hat{e}\hat{\alpha}} \frac{S}{S_{\hat{i}}} \quad ? \quad (2)$$

$$C_{x\hat{e}-\hat{\delta}} = \left(\tilde{N}_x \frac{S_M}{S}\right)_{\hat{\sigma}\hat{i}\hat{e}\hat{\alpha}} \frac{S}{S_{\hat{i}}} \quad ? \quad (3)$$

в которых  $\left(\tilde{N}_n \frac{S_M}{S}\right)_{\hat{\sigma}\hat{i}\hat{e}\hat{\alpha}}$ ,  $\left(\tilde{N}_y \frac{S_M}{S}\right)_{\hat{\sigma}\hat{i}\hat{e}\hat{\alpha}}$ ,  $\left(\tilde{N}_x \frac{S_M}{S}\right)_{\hat{\sigma}\hat{i}\hat{e}\hat{\alpha}}$  снимаются с «универсальных» кривых;  $S$  - площадь проекции нового ЛА (корпуса и двух консолей крыла) на плоскость крыла;  $S_{\hat{i}}$  - площадь миделя корпуса. При этом погрешность в величинах определяемых коэффициентов не будет превышать 7,5%.

Более того, сами «универсальные» кривые можно получить чисто расчетным путем по методам [1] и [2]. Для этого нужно рассчитать величину коэффициентов  $C_{y\hat{e}-\hat{\delta}}$ ,  $C_{x\hat{e}-\hat{\delta}}$  и  $C_{n\hat{e}-\hat{\delta}}$  для ЛА с прямым крылом №1, установленным на цилиндрическом участке корпуса.

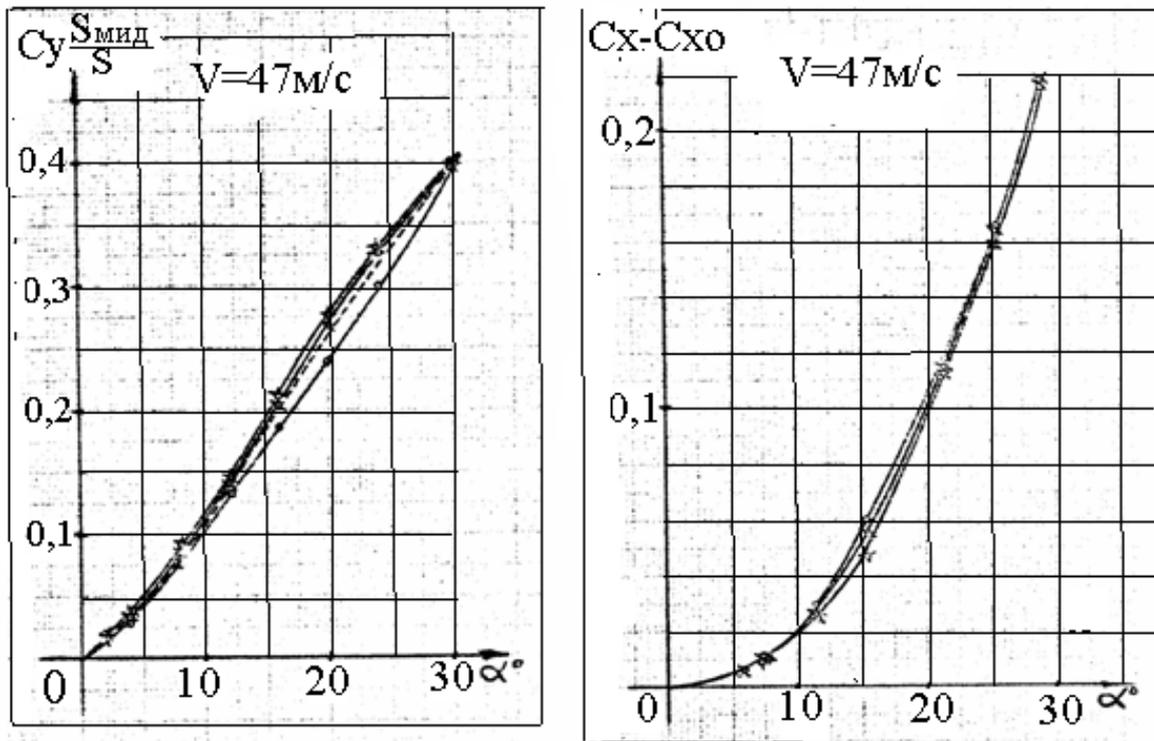


Рис.4. (а) Зависимости коэффициентов подъемной силы и силы лобового сопротивления, отнесенные к площади проекции корпуса и двух консолей крыла на плоскость крыла (эксперимент).

Корпус может быть любой формы. Эти зависимости можно получить также экспериментально. (это позволит сократить количество экспериментальных моделей и объем эксперимента.)

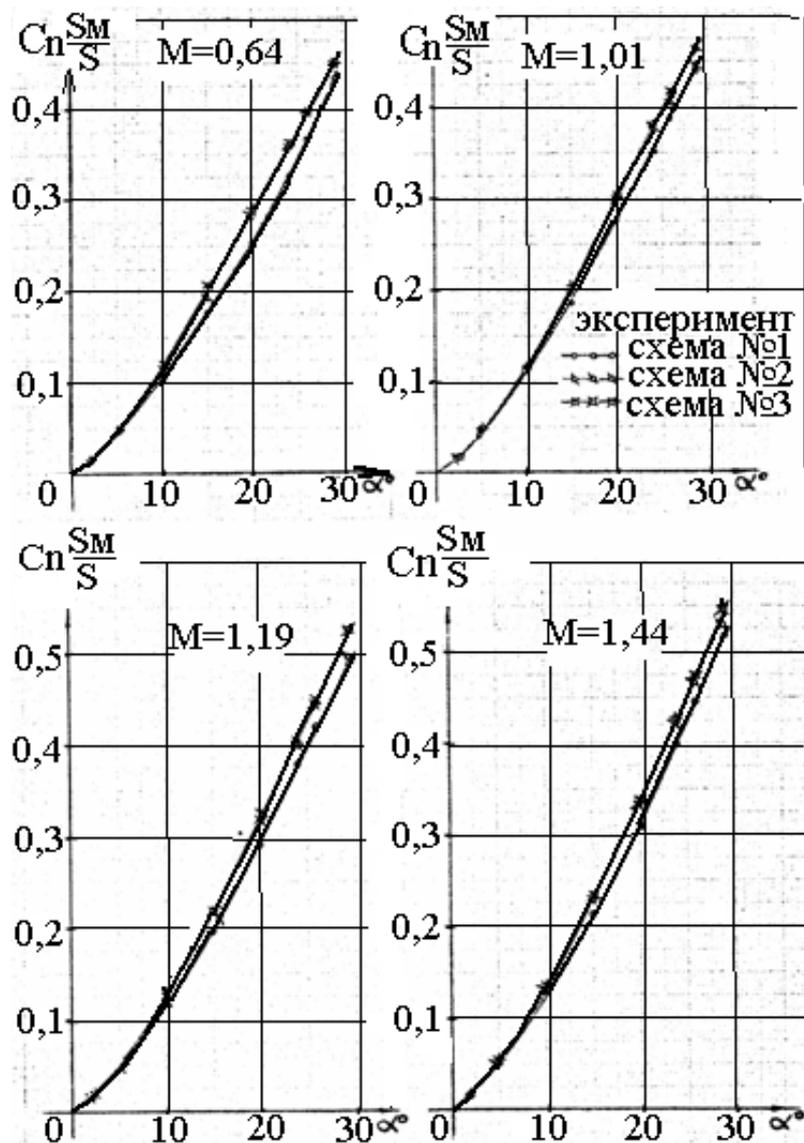


Рис.4 (б). Зависимости коэффициентов нормальной силы, отнесенные к площади проекции корпуса и двух консолей крыла на плоскость крыла (эксперимент).

На рис.6 представлены результаты расчетов, выполненных по данному методу, с данными эксперимента для четырех моделей ЛА, представленных на рис.5. В основе лежит расчетная кривая  $C_n = f(\alpha)$  для комбинации тела вращения с крылом №1. Эти модели имели крестообразные крылья в схеме «икс» весьма сложной формы. Модель №4 имела крыло, вытянутое вдоль длины всего корпуса, у которого угол стреловидности передней кромки равнялся  $\chi_{14} = 45^\circ$ .

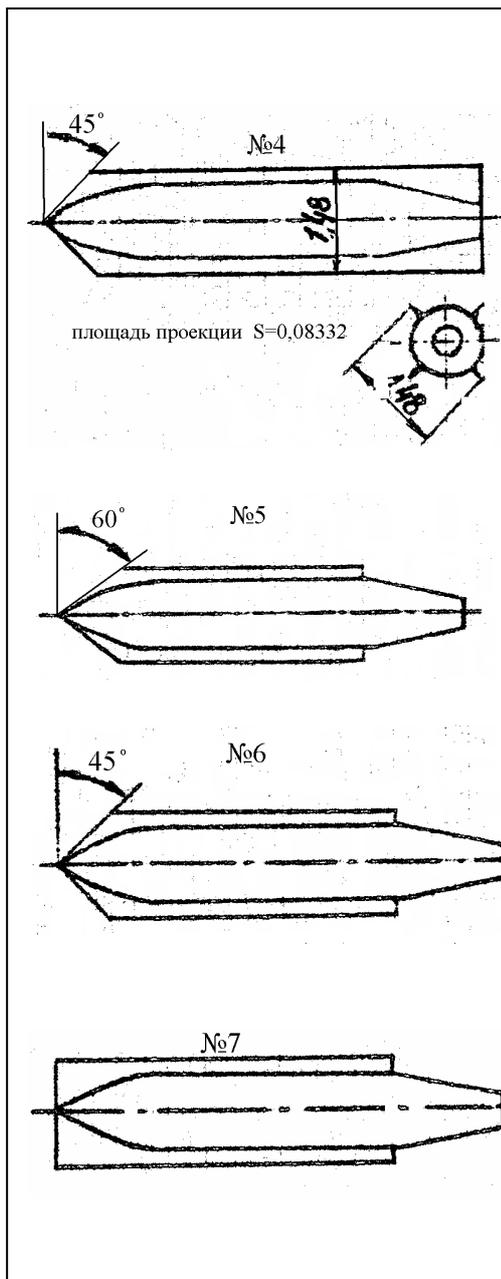


Рис.5 Конфигурации летательных аппаратов

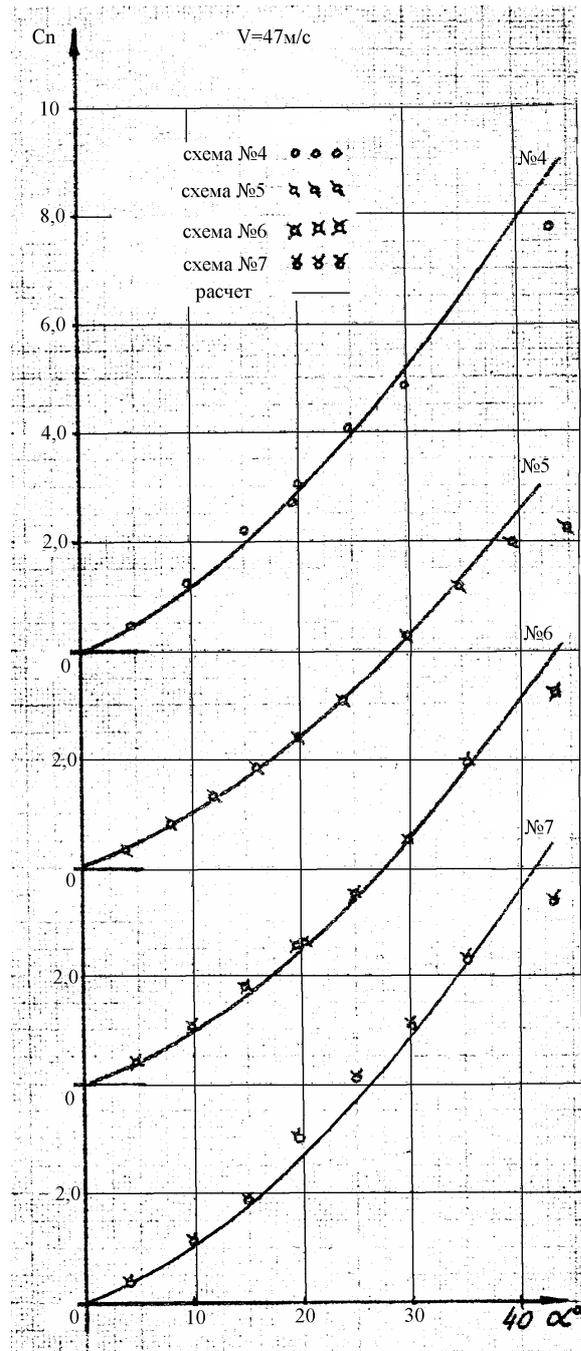


Рис.6 Сравнение расчетов с экспериментом

Модели №5, №6 и №7 имели свободную от крыльев корму корпуса. Крылья этих моделей имели разные углы стреловидности передних кромок:  $\chi_{, 5} = 60^\circ$ ,  $\chi_{, 6} = 45^\circ$  и  $\chi_{, 7} = 0^\circ$ . Несмотря на эти различия, наблюдалось очень хорошее совпадение расчетов с экспериментом. Это говорит о доброкачественности рассматриваемого метода.

При расчете коэффициентов продольного момента рассмотренных

□

конфигураций мы сталкиваемся с той же трудностью, что и при расчете коэффициентов сил, а именно, с невозможностью составить из консолей крыла ЛА изолированное крыло (Рис.1) Продолжим наше исследование этой проблемы. Представим момент тангажа (продольного момента) и нормальную силу ЛА, состоящего из корпуса и крыла в следующем виде

$$M_{z\hat{e}-\hat{o}} = m_{z\hat{e}-\hat{o}} q_{\infty} S_i l_{\hat{o}}, \quad (4)$$

где  $m_{z\hat{e}-\hat{o}}$  -коэффициент момента тангажа Л.А.;  $S_i$  -площадь миделевого сечения,

$q_{\infty} = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2}$  - скоростной напор набегающего потока,  $l_{\hat{o}}$  -длина корпуса. (Рис.7).

Момент тангажа можно также записать относительно центра масс, расположенного на расстоянии  $x_T$  от передней точки корпуса

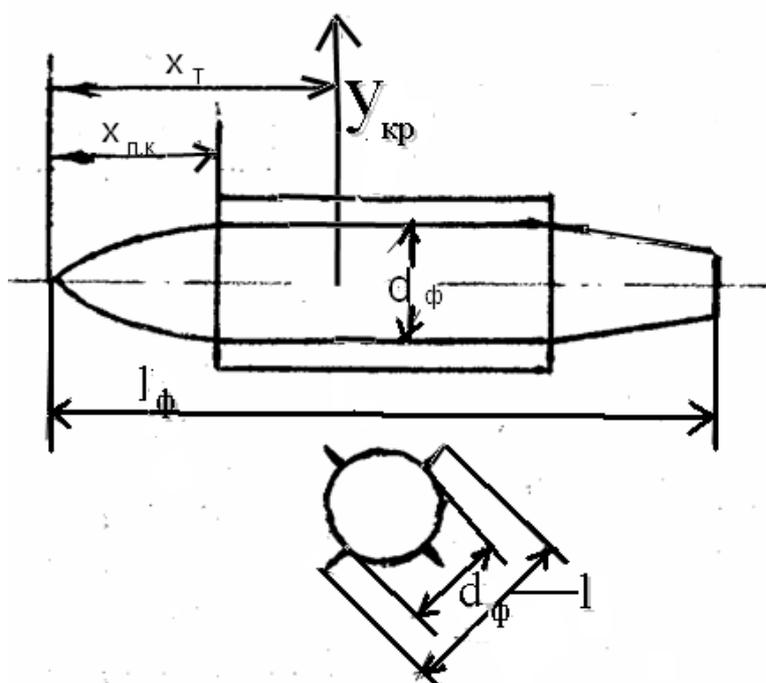


Рис.7. Летательный аппарат с крылом вдоль цилиндрической части корпуса.

$$M_{z\hat{e}-\hat{o}} = \dot{I}_{z\hat{o}} - N_{\hat{e}\hat{o}} (x_{\hat{a}\hat{e}\hat{o}} - x_{\hat{o}}), \quad (5)$$

где 
$$\dot{I}_{z\hat{o}} = m_{z\hat{o}} q_{\infty} S_i l_{\hat{o}} \quad (6)$$

Нормальная сила крыла, фюзеляжа и Л.А. могут быть записаны в виде

$$N_{\hat{e}\hat{o}} = C_{n\hat{e}\hat{o}} q_{\infty} S_{\hat{e}} \quad (7)$$

$$N_{\hat{o}} = \tilde{N}_{n\hat{o}} q_{\infty} S_M \quad (8)$$

$$N_{\hat{e}-\hat{\delta}} = C_{n\hat{e}-\hat{\delta}} q_{\infty} S_{\hat{i}} = C_{n\hat{\delta}} q_{\infty} S_M + C_{n\hat{e}\hat{\delta}} q_{\infty} S_{\hat{e}}, \quad (9)$$

где  $S_{\hat{e}}$  - площадь изолированного крыла, составленного из двух консолей,  $b_k$  – хорда изолированного крыла.

В формуле (5) положим  $x_T = 0$ . После этого расстояние от передней точки бортовой хорды крыла до центра давления крыла, выраженное в долях бортовой хорды крыла, определяется как

$$\frac{x_{\hat{a}\hat{e}\hat{\delta}} - x_{\hat{i}\hat{e}}}{b_{\hat{e}}} = - \frac{(m_{z\hat{e}-\hat{\delta}} - m_{z\hat{\delta}}) l_{\hat{\delta}}}{(C_{n\hat{e}-\hat{\delta}} - \tilde{N}_{n\hat{\delta}}) b_{\hat{e}}} - \frac{x_{\hat{i}\hat{e}}}{b_{\hat{e}}}, \quad (10)$$

где  $x_{nk}$  - расстояние от передней точки корпуса до передней точки бортовой хорды любого крыла.

В нашей работе [1] предложен метод расчета коэффициентов моментов тангажа ЛА с крыльями, расположенными на цилиндрической части корпуса, разной формы и разными удлинениями, в том числе крыльев очень малых удлинений. Эти характеристики можно также получить экспериментально. Поэтому, в дальнейшем будем считать их известными и использовать в новом методе расчета коэффициентов моментов тангажа конфигураций с крыльями №2 и №3 более сложной конфигурации. (схем №2, №3 и других подобных схем ЛА).

На рис.8 показано сравнение результатов расчетов по методу [1] коэффициентов продольного момента ЛА с крыльями №1 с результатами эксперимента. Момент определялся относительно передней точки корпуса ЛА. Из рисунка видно, что совпадение расчетов с экспериментом вполне удовлетворительное. Это говорит о хорошей точности этого метода. Однако, мы не можем применить этот метод для ЛА схем №2, №3. Для этого дополнительно нужно разработать новый метод расчета аэродинамических характеристик, рассматриваемых сложных конфигураций крыльев (схемы №2, №3 и других подобных схем ЛА).

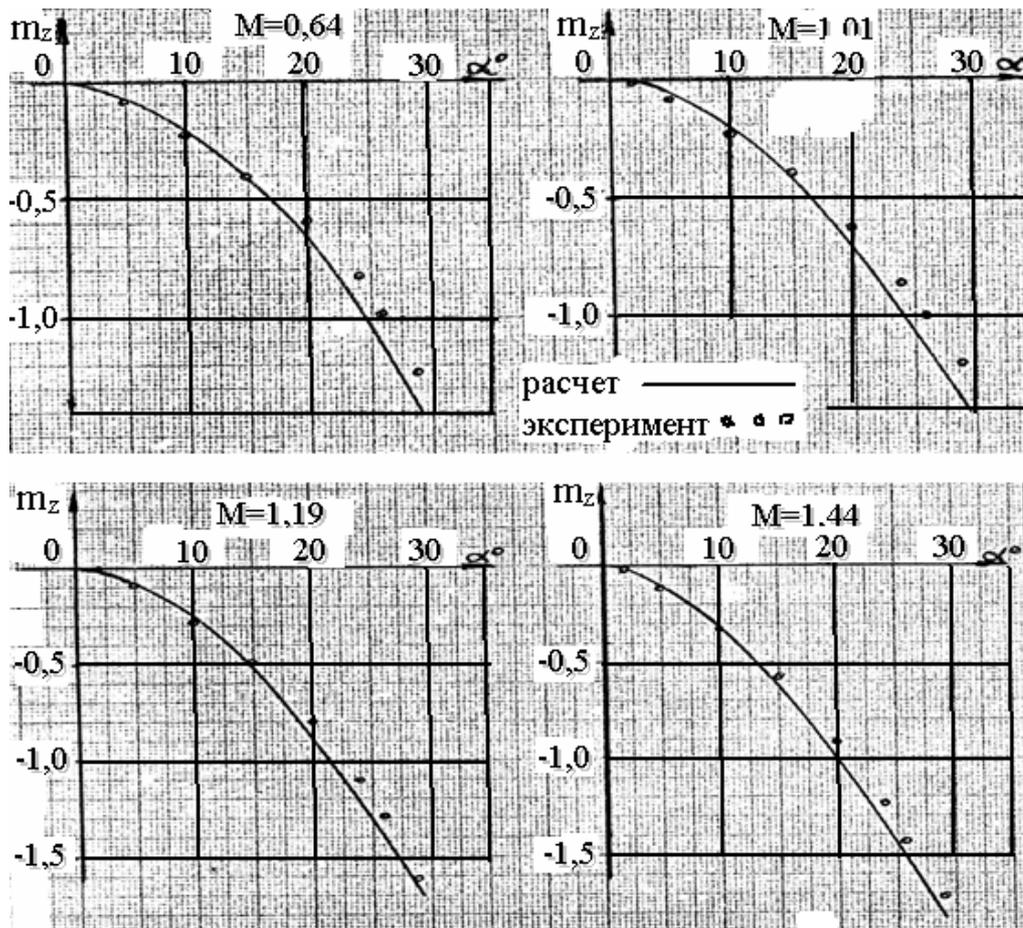


Рис.8 Сравнение расчета коэффициента момента тангажа Л.А. с крылом №1 с экспериментом

В основу разрабатываемого нового метода положено допущение о том, что центры давления нормальной силы крыла в присутствии корпуса и силы, индуцируемой крылом на корпусе, для крыльев №1, №2, №3 и любых промежуточных форм крыльев, находятся на одинаковом относительном расстоянии, выраженном в долях хорды, от передней точки бортовой хорды крыла.

Относительное положение центра давления для консолей крыла №1 будем определять в следующем порядке. С учетом (4).....(9) можно записать выражения для аэродинамических коэффициентов момента тангажа и нормальной силы

$$m_{z\dot{\epsilon}-\dot{\delta}} = m_{z\dot{\delta}} - \tilde{N}_{n\dot{\epsilon}\dot{\delta}} \frac{S_{\dot{\epsilon}}}{S_i} \frac{x_{\dot{\epsilon}\dot{\delta}} - x_{\dot{\delta}}}{l_{\dot{\delta}}} \quad (11)$$

$$\tilde{N}_{n\hat{e}-\hat{o}} = C_{n\hat{o}} + \tilde{N}_{n\hat{e}\hat{o}} \frac{S_{\hat{e}}}{S_{\hat{i}}} \quad (12)$$

Перепишем формулу (10) применительно к Л.А. с крылом №1. В этом случае расстояние от начала передней точки бортовой хорды до центра давления крыла, выраженное в долях бортовой хорды крыла, определяется как

$$(\bar{x}_{\hat{a}\hat{e}\hat{o}})'_{11} = \frac{x'_{\hat{a}\hat{e}\hat{o}} - x'_{i\hat{e}}}{b'_{\hat{e}}} = - \frac{(m_{z\hat{e}-\hat{o}} - m_{z\hat{o}})'_{11}}{(C_{n\hat{e}-\hat{o}} - \tilde{N}_{n\hat{o}})'_{11}} \frac{l_{\hat{o}}}{b'_{\hat{e}}} - \frac{x'_{i\hat{e}}}{b'_{\hat{e}}} \quad (13)$$

Здесь  $b'_{11}$  - хорда крыла №1,  $x'_{i\hat{e}}$  - расстояние от передней точки корпуса до передней точки бортовой хорды консолей крыла №1. Чтобы воспользоваться этой формулой, нужно иметь значения коэффициентов изолированного корпуса Л.А.  $m_{z\hat{o}}$  и  $\tilde{N}_{n\hat{o}}$  в рассматриваемом диапазоне углов атаки для всех чисел Маха. В таблицах 1.....5. представлены экспериментальные значения этих коэффициентов для рассматриваемого корпуса с удлинениями  $\lambda_i = 1,48$ ;  $\lambda_{\hat{o}} = 3,0$ ;  $\lambda_{\hat{o}\hat{a}} = 1,52$ . Коэффициент момента тангажа подсчитан относительно передней точки корпуса

Таблица №1 V=47 м/с

$\alpha^o$	2	4	8	12	16	20	24	29
$C_{n\hat{o}}$	0,03	0,07	0,15	0,27	0,42	0,61	0,82	1,15
$m_{z\hat{o}}$	0,018	0,032	0,07	0,057	0,032	-0,024	-0,118	-0,275

Таблица №2 M=0,64

$\alpha^o$	2	4	8	12	16	20	24	29
$C_{n\hat{o}}$	0,03	0,07	0,12	0,25	0,43	0,63	0,85	1,35
$m_{z\hat{o}}$	0,021	0,037	0,078	0,07	0,018	-0,042	-0,1	-0,355

Таблица №3 M=1,0

$\alpha^o$	2	4	8	12	16	20	24	29
$C_{n\hat{o}}$	0,02	0,07	0,175	0,37	0,66	0,96	1,6	2,5
$m_{z\hat{o}}$	0,037	0,0422	0,08	0,037	-0,059	-0,149	-0,41	-0,815

Таблица №4 M=1,2

$\alpha^o$	2	5	10	15	20	24	29
$\tilde{N}_{n\hat{o}}$	0,05	0,14	0,35	0,74	1,4	2,0	2,8
$m_{z\hat{o}}$	0,015	0,019	-0,005	-0,101	-0,455	-0,715	-1,085

Таблица №5 M=1,45

$\alpha$	2	5	10	15	20	24	29
$\tilde{N}_{n\hat{o}}$	0,07	0,2	0,5	0,97	1,7	2,33	2,62
$m_{z\hat{o}}$	0,002	-0,005	-0,09	-0,278	-0,62	-0,912	-1,078

Далее, используем принятое ранее допущение о том, что центры давления суммарной силы изолированного крыла в присутствии корпуса и силы, индуцируемые крылом на корпусе, для крыльев №1, №2, №3 и любых промежуточных форм крыльев, находятся на одинаковом относительном расстоянии, выраженном в долях хорды, от передней точки бортовой хорды крыла. В соответствии с этим допущением найденные значения относительного положения центра давления крыла №1 используем для расчетов коэффициента момента тангажа Л.А. с консолями крыльев, отличающихся по форме от крыла №1 (№2, №3, №4, №5, №6, №7 и т.д.) по формуле

$$m_z = m_{z\hat{o}} - (\tilde{N}_{n\hat{e}-\hat{o}} - \tilde{N}_{n\hat{o}}) \cdot \frac{x_{i\hat{e}} + \bar{x}_{\hat{a}\hat{e}\hat{o}}^1 \cdot b}{l_{\hat{o}}}, \quad (13)$$

где  $x_{i\bar{e}}$  и  $b$ , соответственно, расстояние от передней точки корпуса до передней точки бортовой хорды и бортовая хорда крыла Л.А. с любым крылом, отличающимся от крыла №1.

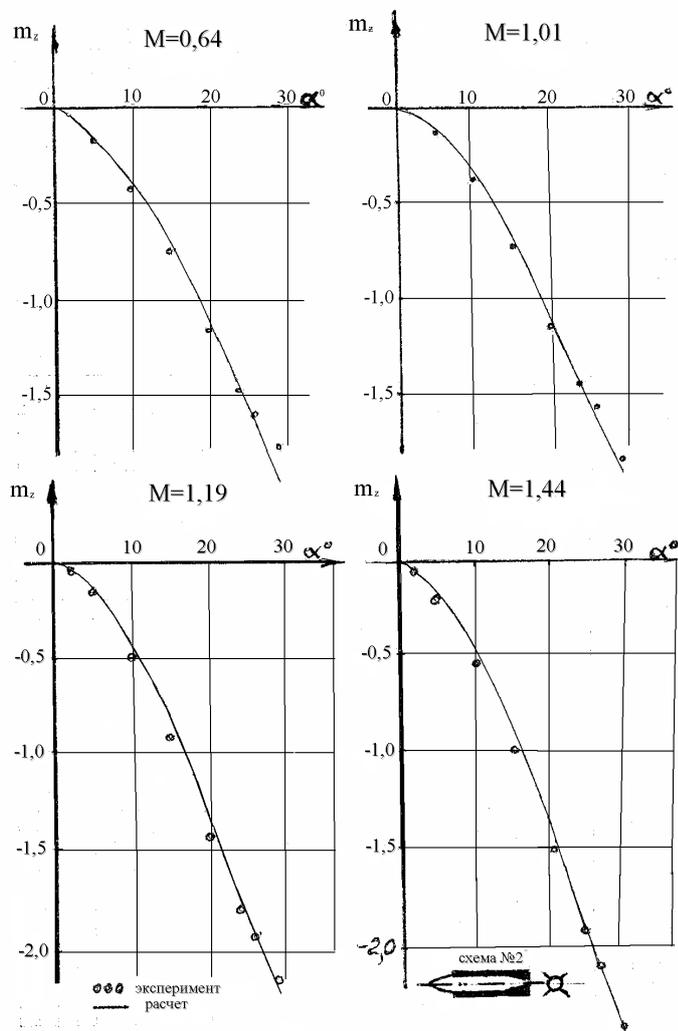


Рис.9. Сравнение результатов расчетов с экспериментом для Л.А. с крылом №2.

На рис.9 и 10 показаны сравнения результатов расчетов коэффициентов момента тангажа с экспериментом для Л.А. с консолями крыльев №2 и №3), расположенных в схеме «икс». Момент рассчитывался относительно передней точки тела.

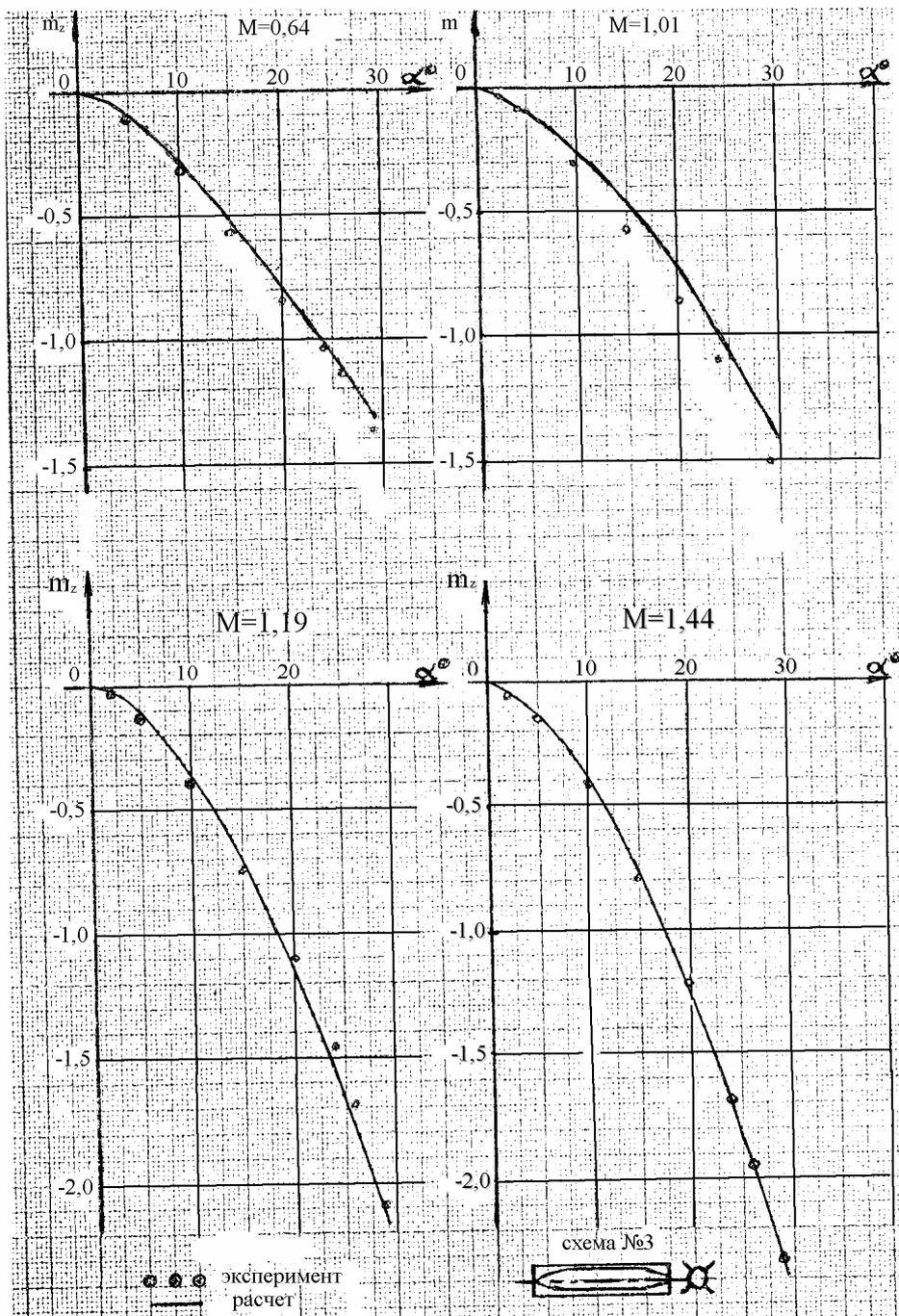


Рис.10. Сравнение результатов расчетов с экспериментом для Л.А. с крылом №3.

Наблюдается хорошее совпадение результатов. Наибольшее расхождение, наблюдаемое на рис.9 для Л.А. с крылом №3, не превышает погрешности в определении расстояния от носка корпуса ЛА до центра давления  $\Delta x_{\dot{a}} \leq 0,45 \cdot d_i$ .

Таким образом, можно сделать вывод, что разработанный метод обладает достаточной точностью и может применяться для определения коэффициентов моментов тангажа ЛА, оснащенных крыльями очень малого удлинения и большой

бортовой хордой. Такие крылья вписываются в квадрат со стороной, равной диаметру корпуса. Учитывая, что, несмотря на свои малые размеры, эти крылья создают значительную подъемную силу, и могут найти применение на практике.

### **Библиографический список**

1. Бураго С.Г. Аэродинамический расчет маневренного летательного аппарата. М.: Издательство МАИ 1993г., 48 С.
2. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Изд. Машиностроение, 1973г., 615 С.