

УДК 533.6: 6297

КОРИТЬКО О.І., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук,
доцент, старший науковий співробітник

ЄРМОЛАЄВ І.Р., начальник науково-дослідної лабораторії, кандидат технічних наук

ВИВЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ОСОБЛИВОСТЕЙ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ЗА ДОПОМОГОЮ ЛІНІЙНИХ РОЗРАХУНКОВИХ МЕТОДІВ АЕРОДИНАМІКИ

Розглянуті результати досліджень аеродинаміки модефікуємого безпілотного літака, які проведені за допомогою методу дискретних вихорів в лінійній несталій постановці, з урахуванням стисливості середовища.

Ключові слова: модифікація літального апарата, аеродинамічні характеристики, контейнер, метод дискретних вихорів.

Методика розрахунку аеродинамічних характеристик, яка наведена в роботі [1], дозволяє отримувати результати як для літака в цілому, так і окремих його частин з урахуванням їх взаємного впливу. Ця особливість, крім інших указаних в [1], дає можливість аналізувати роль, яку відіграють різні частини літального апарата (ЛА) на формування сумарного результату, вивчати та чітко формулювати фізичну суть аеродинамічної взаємодії (інтерференції) різних частин ЛА, визначати механізми цієї взаємодії, шляхи усунення небажаних ефектів та використання позитивних явищ.

Усе це ми спробуємо продемонструвати на прикладі вивчення аеродинаміки безпілотного літака типу Ту-143 („Рейс”), особливостей, які можуть виникнути при модифікації цього ЛА.

Усі розрахунки були виконані за допомогою методу та чисельної методики, які, як уже згадувалось, описані в роботі [1] та монографіях [2,3].

Задача вирішувалась в лінійній несталій постановці з урахуванням стисливості середовища. При несталому русі вивчались процеси, при яких кінематичні параметри змінювались за законами, близькими до гармонічних з невеликими частотами (числа Струхалія $P^* \rightarrow 0$).

Лінійний підхід дає можливість використовувати при дослідженнях метод суперпозицій по відношенню до кінематичних параметрів руху ЛА. Указаний метод дозволяє вивчати реакцію системи (процесу обтікання ЛА) на зміну тільки одного кінематичного параметра (наприклад: α – кута атаки). Усі інші параметри знаходяться в „замороженому” стані і тотожно дорівнюють нулю. Цей підхід, поряд з відомими недоліками, має ту важливу перевагу, яка дозволяє виділити та вивчити окремо роль різних факторів у досліджуваному процесі, що інколи дуже важливо для установлення істини, пояснення фізичної суті явища, пошуку шляхів для подолання різного роду труднощів.

Дослідження розпочнемо з розрахунків та аналізу аеродинамічних характеристик згаданого ЛА до його модифікації. Після проведення конструктивних заходів (змін зовнішньої форми) повторимо розрахунки аеродинаміки ЛА при наявності згаданих змін. Порівняльний аналіз отриманих результатів дасть можливість або підтвердити прийнятність, з точки зору аеродинаміки, зроблених конструктивних змін, або визначити можливість проведення відповідної корекції нової компоновки для усунення можливих недоліків.

Розрахунки виконувались для характерних площі крила $S = 2.89 \text{ м}^2$ та лінійного розміру $b_A = 1.51 \text{ м}$ (середньої аеродинамічної хорди крила – САХ). Усі моментні характеристики отримані відносно центру мас ЛА, який розташований на подовжній вісі фюзеляжу на відстані 4,36 м від його носка.

Розрахунки аеродинамічних характеристик безпілотного літака були проведені для повного спектру кінематичних параметрів як подовжнього так і бокового руху, відхилення усіх рульових поверхонь та механізації крила. Але, по причині обмеженості об'єму даної статті, зупинимося більш детально лише на характеристиках подовжнього руху літака.

Будемо використовувати нестандартну систему координат $Oxuz$, початок якої зв'язаний з центром мас літака. Вісь Ox направлена вздовж подовжньої вісі ЛА, Oy вверх від першої в площині симетрії літака, Oz – вправо, перпендикулярно утвореному квадранту Oxy .

Кінематичні параметри: a та $\alpha = \frac{\partial a}{\partial t}$; $w_z = \frac{\Omega_z b_A}{V_o}$; Ω_z – кутова швидкість

подовжнього обертального руху; V_o – середня швидкість поступального руху ЛА;

$$\dot{w}_z = \frac{\partial w_z}{\partial t}; t = t \frac{V_o}{b_A}; t - \text{час.}$$

Аеродинамічні характеристики:

$$C_y^a = \frac{\partial C_y}{\partial a}, C_y^\alpha = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha}; m_z^a = \frac{\partial m_z}{\partial a}, m_z^\alpha = \frac{\partial m_z}{\partial \alpha};$$

$$C_y^{w_z} = \frac{\partial C_y}{\partial w_z}, C_y^{\dot{w}_z} = \frac{\partial C_y}{\partial \dot{w}_z}; m_z^{w_z} = \frac{\partial m_z}{\partial w_z}, m_z^{\dot{w}_z} = \frac{\partial m_z}{\partial \dot{w}_z};$$

$x_{Fa} = \frac{x_{Fa}}{b_A}$, де x_{Fa} – подовжня координата аеродинамічного фокусу ЛА по

a (відстань до фокусу від центру мас); C_y та m_z – коефіцієнти піднімальної сили та подовжнього моменту відносно центру мас.

Всі результати розрахунків зведено в таблиці та проведено їх аналіз.

В таблицях 1,2 наведені дані для випадку зміни тільки параметрів a та α . В цих та інших таблицях в подальшому параметри без індексів означають їх приналежність до літака в цілому, а з індексом $кр$ – тільки до

Таблиця 1

M	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
C_y^a	2.52	2.52	2.53	2.544	2.57	2.598	2.64	2.694	2.77	2.88
$C_{y_{кр}}^a$	1.32	1.32	1.32	1.33	1.35	1.365	1.391	1.425	1.472	1.54
$C_{y_{\phi}}^a$	1.03	1.03	1.04	1.04	1.05	1.06	1.073	1.09	1.13	1.15
$C_{y_{нго}}^a$	0.166	0.166	0.166	0.168	0.1696	0.1722	0.1755	0.18	0.185	0.193
m_z^a	-0.096	-0.098	-0.102	-0.109	-0.12	-0.135	-0.156	-0.185	-0.227	-0.296
$m_{z_{кр}}^a$	-1.092	-1.094	-1.099	-1.11	-1.12	-1.1375	-1.161	-1.193	-1.237	-1.303
$m_{z_{\phi}}^a$	0.7	0.7	0.702	0.701	0.7	0.7	0.694	0.69	0.68	0.665
$m_{z_{нго}}^a$	0.293	0.293	0.295	0.297	0.3	0.305	0.311	0.318	0.328	0.343
\bar{x}_{Fa}	0.038	0.039	0.04	0.043	0.047	0.052	0.059	0.069	0.082	0.103

Таблиця 2

M	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
C_y^{α}	2.254	2.28	2.37	2.55	2.82	3.24	3.953	5.237	8.08	17.354
$C_{y_{кр}}^{\alpha}$	0.329	0.345	0.396	0.484	0.636	0.88	1.298	2.041	3.68	9.27
$C_{y_{\phi}}^{\alpha}$	1.036	1.04	2.01	2.12	2.27	2.495	2.871	3.50	5.06	9.72
$C_{y_{нго}}^{\alpha}$	-0.025	-0.0284	-0.0385	-0.057	-0.0875	-0.135	-0.216	-0.359	-0.664	-1.629
m_z^{α}	-0.5021	-0.548	-0.69	-1.004	-1.45	-2.135	-3.298	-5.4	-10.07	-25.69
$m_{z_{кр}}^{\alpha}$	-0.29	-0.305	-0.351	-0.431	-0.57	-0.791	-1.173	-1.857	-3.36	-8.45
$m_{z_{\phi}}^{\alpha}$	-0.167	-0.192	-0.27	-0.47	-0.72	-1.1	-1.74	-2.91	-5.53	-14.35
$m_{z_{нго}}^{\alpha}$	-0.045	-0.05	-0.0684	-0.101	-0.155	-0.241	-0.383	-0.636	-1.177	-2.891

крила, $нго$ – тільки до переднього горизонтального оперення, ϕ – тільки до фюзеляжу.

При сталому русі (таблиця 1) похідна, яка характеризує несучі властивості планера літака C_y^a , збільшується по числу M за рахунок підвищення позитивного впливу стисливості середовища. Основний внесок в створення піднімальної сили належить крилу $C_{y_{кр}}^a$, але й фюзеляж $C_{y_{ф}}^a$ вагомо допомагає йому в цьому, що пояснюється високими несучими властивостями підфюзеляжних частин крила та $n_{го}$.

Похідна $m_z^a < 0$, що свідчить про те, що аеродинамічний фокус ЛА по a знаходиться позаду центру мас ($\bar{x}_F > 0$). Як видно із таблиці 1, останнє обумовлюється, в основному, дією крила літака ($m_{z_{кр}}^a < 0$), $n_{го}$ та фюзеляж протидіють цьому ($m_{z_{nго}}^a > 0$, $m_{z_{ф}}^a > 0$).

Абсолютне значення похідної m_z^a збільшуються при зростанні числа M , що забезпечується домінуючим впливом крила.

Величини похідних коефіцієнта поздовжнього моменту $m_z^{\&} < 0$ (таблиця 2), що свідчить про наявність додаткового ефективного демпфірування з боку аеродинамічних сил, що виникають при несталому русі ЛА (наприклад, під час коливальних перехідних процесів). Слід відзначити позитивний вплив стисливості середовища та однозначну участь усіх елементів планера ЛА в указаному

Таблиця 3

M	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
$C_y^{W_z}$	2.897	2.902	2.915	2.94	2.97	3.019	3.084	3.172	3.298	3.5
$C_{y_{кр}}^{W_z}$	1.868	1.872	1.883	1.901	1.93	1.967	2.02	2.09	2.188	2.34
$C_{y_{ф}}^{W_z}$	1.3	1.3	1.31	1.315	1.326	1.34	1.36	1.39	1.42	1.49
$C_{y_{nго}}^{W_z}$	-0.275	-0.275	-0.277	-0.28	-0.283	-0.298	-0.294	-0.303	-0.314	-0.329
$m_z^{W_z}$	-4.479	-4.486	-4.508	-4.544	-4.6	-4.67	-4.77	-4.91	-5.1	-5.4
$m_{z_{кр}}^{W_z}$	-1.616	-1.619	-1.629	-1.65	-1.673	-1.71	-1.76	-1.827	-1.925	-2.08
$m_{z_{ф}}^{W_z}$	-2.38	-2.38	-2.39	-2.4	-2.42	-2.454	-2.49	-2.55	-2.62	-2.73
$m_{z_{nго}}^{W_z}$	-0.486	-0.487	-0.49	-0.494	-0.5	-0.51	-0.52	-0.536	-0.556	-0.583

процесі демпфірування ($m_{z_{кр}}^{\&} < 0$, $m_{z_{nго}}^{\&} < 0$, $m_{z_{ф}}^{\&} < 0$). Основна роль належить, безумовно, крилу, але й фюзеляж та $n_{го}$ роблять суттєвий внесок.

Вплив параметрів w_z та \dot{w}_z (у випадку несталого руху) на аеродинамічні властивості ЛА наведені в таблицях 3 і 4.

Із аналізу таблиці 3 (сталій рух) видно, що знаки похідних коефіцієнтів $C_y^{w_z}$ та $m_z^{w_z}$ (і їх складових) та їх абсолютні величини цілком відповідають фізичному сенсу. Дійсно, при $w_z > 0$ на частинах ЛА, які знаходяться перед центром мас, виникають від’ємні місцеві кути атаки, а на тих, які знаходяться за ним – додатні. І чим більше віддалення від центру мас, тим абсолютні величини цих кутів більші. Звичайно, що величини місцевих кутів атаки визначають величини відповідних аеродинамічних навантажень, а також сумарних сил та моментів (чи їх коефіцієнтів).

Збільшення числа M приводить до зростання позитивного впливу стисливості середовища, що приводить в підсумку до збільшення абсолютних величин відповідних аеродинамічних коефіцієнтів.

Знак похідної $m_z^{w_z} < 0$ (та його складових $m_{z_{кр}}^{w_z}$, $m_{z_{нго}}^{w_z}$, $m_{z_{\phi}}^{w_z}$) свідчить про позитивні демпфіруючі властивості як окремих частин планера, так і компоновки в цілому.

Таблиця 4

M	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
$C_y^{\dot{w}_z}$	-1.197	-1.163	-1.059	-0.813	-0.469	0.079	0.99	2.629	6.367	18.56
$C_{y_{кр}}^{\dot{w}_z}$	-0.192	-0.175	-0.124	-0.0223	0.143	0.411	0.86	1.69	3.479	9.15
$C_{y_{\phi}}^{\dot{w}_z}$	-0.963	-0.95	-0.91	-0.79	-0.65	-0.43	-0.088	0.52	2.065	7.29
$C_{y_{нго}}^{\dot{w}_z}$	-0.042	-0.0375	-0.024	0.0011	0.0418	0.107	0.216	0.41	0.82	2.11
$m_z^{\dot{w}_z}$	-2.585	-2.603	-2.658	-2.846	-3.05	-3.36	-3.87	-4.841	-7.173	-14.4
$m_{z_{кр}}^{\dot{w}_z}$	0.0353	0.0179	-0.0361	-0.14	-0.309	-0.583	-1.04	-1.9	-3.762	-9.96
$m_{z_{\phi}}^{\dot{w}_z}$	-2.547	-2.55	-2.58	-2.71	-2.81	-2.96	-2.3.2	-3.67	-4.97	-8.21
$m_{z_{нго}}^{\dot{w}_z}$	-0.074	-0.0662	-0.042	0.0022	0.0744	0.19	0.384	0.728	1.46	3.75

Знак $C_y^{w_z} > 0$ свідчить про те, що несучі властивості частин планера літака, які знаходяться за його центром мас, збільшуються інтенсивніше ніж, ті, які знаходяться перед ним.

Аналіз величин аеродинамічних похідних несталого руху (таблиця 4) дає підстави теж бути впевненим у фізичності процесів. Похідні несталих коефіцієнтів

піднімальної сили та поздовжнього моменту змінюються більш інтенсивно по числу M і навіть доволі часто змінюють свій знак. Пояснити це можливо тим, що величина цих похідних визначається величинами збурень, які генерують на поверхні планера несталі складові аеродинамічного сліду. Число M дуже суттєво впливає як на величини цих збурень, так і на їх розташування в перетвореному просторі вздовж осі Ox .

Позитивним є також той факт, що похідна $m_z^{\omega_c}$, яка певним чином визначає динамічні властивості перехідних процесів несталого руху ЛА, має від’ємний знак.

Модифікаційні заходи полягають в установленні на ЛА спеціальних контейнерів. Планується закріпити ці контейнери на шп. 9,11 над носовою крайкою кореневої частини крила. Самі контейнери представляють собою тіла обертання ($d=0,12$ м) з носовою $l_n = 0,2$ м та хвостовою $l_{xв} = 0,25$ м частинами конічної форми. В місті стику контейнерів з фюзеляжем планується установити обтікачі (пілони) з загостреними передніми та задніми крайками.

Розміщення контейнерів та інші заходи планується провести таким чином, щоб це не вплинуло на початкову центрівку модифікуємого літака. Тому при виконанні аеродинамічних досліджень положення центру мас літака відносно носка фюзеляжу оставалось незмінним.

Всі умови, припущення та гіпотези при проведенні указаних розрахунків приймалися аналогічними попереднім. Ціль розрахунків – виявити відмінності, які можуть виникнути в результаті модифікації, проаналізувати характер цих змін, відпрацювати рекомендації по подоланню можливих негативних наслідків.

Дослідження впливу наявності контейнерів проводилось при трьох їх положеннях: „нормальному” – 0,268 м віддалення носків контейнерів вперед від центру мас ЛА; „передньому” – 0,420 м теж вперед від центру мас та „задньому” – 0,115 м також вперед від центру мас. Результати при „нормальному” положенні наведені в таблицях 5...7, „передньому” – в таблицях 8...10, „задньому” – в таблицях 11...13.

Контейнери, які передбачається установити на ЛА, з точки зору аеродинаміки не являються об’єктами, які здатні кардинальним чином вплинути на аеродинамічні характеристики ЛА в цілому. І це підтверджує порівняльний аналіз результатів, наведених в таблицях 1...4 (без контейнерів) та в таблицях 5...13 (з ними). Але деякі особливості можуть бути цікавими для конструкторів і їх необхідно буде прийняти до уваги.

„Нормальне” положення контейнерів

Таблиця 5

M	0	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9
C_y^a	2.585	2.6	2.63	2.706	2.84	2.95
$C_{y_{кр}}^a$	1.306	1.313	1.34	1.38	1.465	1.54
$C_{y_{нго}}^a$	0.172	0.173	0.176	0.183	0.195	0.205
$C_{y_{ф}}^a$	1.08	1.09	1.1	1.117	1.155	1.188

Продовження таблиці 5

$C_{y_{кон}}^a$	0.0245	0.0243	0.024	0.0225	0.0204	0.019
m_z^a	0.028	0.023	0.0082	-0.022	-0.083	-0.144
$m_{z_{кр}}^a$	-1.092	-1.1	-1.121	-1.163	-1.24	-1.31
$m_{z_{пго}}^a$	0.303	0.306	0.31	0.324	0.345	0.36
$m_{z_{\phi}}^a$	0.806	0.8065	0.807	0.806	0.8	0.79
$m_{z_{кон}}^a$	0.0099	0.0099	0.01	0.0105	0.011	0.011
\bar{x}_{F_a}	-0.011	-0.009	-0.003	0.008	0.029	0.049
$\bar{x}_{F_a_{кон}}$	0.404	0.407	0.417	0.467	0.539	0.579

„Нормальне” положення контейнерів

Таблиця 6

M	0	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9
$C_y^{\&}$	2.59	2.71	3.21	4.41	8.66	18.26
$C_{y_{кр}}^{\&}$	0.336	0.401	0.661	1.33	3.73	9.32
$C_{y_{пго}}^{\&}$	-0.0154	-0.0287	-0.077	-0.205	-0.66	-1.63
$C_{y_{\phi}}^{\&}$	2.2	2.269	2.55	3.185	5.43	10.26
$C_{y_{кон}}^{\&}$	0.066	0.070	0.077	0.1	0.16	0.31
$m_z^{\&}$	-0.49	-0.675	-1.425	-3.25	-9.79	-25.02
$m_{z_{кр}}^{\&}$	-0.301	-0.36	-0.6	-1.207	-3.4	-8.46
$m_{z_{пго}}^{\&}$	0.027	-0.051	-0.137	-0.364	-1.16	-2.9
$m_{z_{\phi}}^{\&}$	-0.145	-0.27	-0.67	-1.65	-5.19	-13.6
$m_{z_{кон}}^{\&}$	-0.019	-0.0200	-0.023	-0.0285	-0.043	-0.078

„Нормальне” положення контейнерів

Таблиця 7

M	0	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9
C_y^{wz}	2.99	3.00	3.06	3.18	3.4	3.6
m_z^{wz}	-4.45	-4.48	-4.57	-4.75	-5.09	-5.4

Продовження таблиці 7

$C_y^{\text{кз}}$	-0.97	-0.817	-0.195	1.34	7.047	19.4
$m_z^{\text{кз}}$	-2.87	-2.94	-3.34	-4.22	-7.94	-15.9

„Переднє” положення контейнерів

Таблиця 8

M	0	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9
C_y^a	2.59	2.6	2.64	2.71	2.84	2.95
$C_{y_{кр}}^a$	1.3	1.31	1.335	1.38	1.46	1.53
$C_{y_{нго}}^a$	0.172	0.173	0.177	0.183	0.195	0.205
$C_{y_{\phi}}^a$	1.09	1.09	1.1	1.12	1.158	1.19
$C_{y_{кон}}^a$	0.028	0.028	0.027	0.026	0.024	0.0224
m_z^a	0.034	0.029	0.013	-0.0189	-0.083	-0.146
$m_{z_{кр}}^a$	-1.09	-1.1	-1.118	-1.16	-1.24	-1.3
$m_{z_{нго}}^a$	0.304	0.306	0.312	0.324	0.345	0.36
$m_{z_{\phi}}^a$	0.808	0.808	0.807	0.805	0.8	0.785
$m_{z_{кон}}^a$	0.0116	0.0117	0.0118	0.0119	0.0119	0.0117
\bar{x}_{Fa}	-0.013	-0.011	-0.005	0.007	0.029	0.049
$\bar{x}_{Fa_{кон}}$	0.414	0.418	0.437	0.4474	0.496	0.522

„Переднє” положення контейнерів

Таблиця 9

M	0	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9
$C_y^{\text{кз}}$	2.55	2.67	3.16	4.33	8.48	17.84
$C_{y_{кр}}^{\text{кз}}$	0.33	0.394	0.65	1.314	3.7	9.24
$C_{y_{нго}}^{\text{кз}}$	-0.015	-0.0286	-0.077	-0.205	-0.66	-1.63
$C_{y_{\phi}}^{\text{кз}}$	2.17	2.24	2.51	3.12	5.29	9.95
$C_{y_{кон}}^{\text{кз}}$	0.065	0.068	0.076	0.095	0.154	0.29
$m_z^{\text{кз}}$	-0.434	-0.613	-1.352	-3.15	-9.6	-24.6

Продовження таблиці 9

$m_{z_{кр}}^{\#}$	-0.296	-0.36	-0.59	-1.19	-3.36	-8.4
$m_{z_{нго}}^{\#}$	-0.0272	-0.0507	-0.137	-0.36	-1.16	-2.9
$m_{z_{\phi}}^{\#}$	-0.1	-0.194	-0.612	-1.58	-5.034	-13.26
$m_{z_{кон}}^{\#}$	-0.0125	-0.0134	-0.0152	-0.0196	-0.0351	-0.058

Передне” положення контейнерів

Таблица 10

M	0	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9
C_y^{wz}	2.99	3.01	3.06	3.18	3.4	3.6
m_z^{wz}	-4.45	-4.47	-4.57	-4.75	-5.09	-5.4
C_y^{iz}	-1.01	-0.86	-0.246	1.28	6.93	19.17
m_z^{iz}	-2.85	-2.92	-3.31	-4.17	-7.83	-15.71

„Задне” положення контейнерів

Таблица 11

M	0	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9
C_y^a	2.58	2.59	2.63	2.7	2.83	2.94
$C_{y_{кр}}^a$	1.308	1.315	1.34	1.39	1.47	1.54
$C_{y_{нго}}^a$	0.172	0.173	0.176	0.183	0.195	0.205
$C_{y_{\phi}}^a$	1.079	1.08	1.093	1.113	1.151	1.184
$C_{y_{кон}}^a$	0.0208	0.0207	0.02	0.019	0.016	0.015
m_z^a	-0.001	-0.0057	-0.021	-0.052	-0.112	-0.17
$m_{z_{кр}}^a$	-1.093	-1.1	-1.12	-1.16	-1.24	-1.31
$m_{z_{нго}}^a$	0.303	0.305	0.31	0.32	0.35	0.36
$m_{z_{\phi}}^a$	0.78	0.78	0.78	0.781	0.78	0.77
$m_{z_{кон}}^a$	0.0076	0.0077	0.008	0.0084	0.009	0.0092
\bar{x}_{Fa}	0.000	0.002	0.008	0.019	0.04	0.058
$\bar{x}_{Fa_{кон}}$	0.365	0.372	0.4	0.442	0.562	0.613

„Задне” положення контейнерів

Таблиця 12

M	0	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9
$C_y^{\mathcal{K}}$	2.61	2.71	3.21	4.43	8.75	18.45
$C_{y_{кр}}^{\mathcal{K}}$	0.35	0.4	0.66	1.32	3.7	9.18
$C_{y_{пго}}^{\mathcal{K}}$	-0.0193	-0.03	-0.078	-0.206	-0.66	-1.64
$C_{y_{\phi}}^{\mathcal{K}}$	2.215	2.27	2.55	3.2	5.5	10.55
$C_{y_{кон}}^{\mathcal{K}}$	0.073	0.075	0.0835	0.106	0.175	0.354
$m_z^{\mathcal{K}}$	-0.58	-0.73	-1.49	-3.35	-9.98	-25.4
$m_{z_{кр}}^{\mathcal{K}}$	-0.313	-0.36	-0.59	-1.2	-3.38	-8.35
$m_{z_{пго}}^{\mathcal{K}}$	-0.034	-0.05	-0.14	-0.37	-1.65	-2.9
$m_{z_{\phi}}^{\mathcal{K}}$	-0.21	-0.291	-0.73	-1.74	-5.37	-14.03
$m_{z_{кон}}^{\mathcal{K}}$	-0.027	-0.028	-0.031	-0.039	-0.064	-0.12

„Задне” положення контейнерів

Таблиця 13

M	0	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9
$C_y^{W_z}$	2.99	3.01	3.07	3.18	3.4	3.6
$m_z^{W_z}$	-4.46	-4.49	-4.59	-4.77	-5.11	-5.42
$C_y^{W_z^{\mathcal{K}}}$	-0.97	-0.82	-0.197	1.34	7.07	19.63
$m_z^{W_z^{\mathcal{K}}}$	-2.83	-2.9	-3.29	-4.17	-7.82	-15.9

При обтіканні ЛА контейнери взаємодіють з основними несучими його елементами – крилом та $пго$. Крило створює від’ємні скоси (зменшені місцеві кути атаки) більше на хвостових частинах контейнерів, а самі контейнери збільшують позитивні місцеві кути атаки на носовій частині крила, $пго$ утворює від’ємні (направлені вниз) скоси як на крилі, так і на контейнерах (особливо на їх носових частинах). Крило та контейнери на обтікання $пго$ впливають мало і цей вплив значно зменшується ще при зростанні числа M . А ось $пго$ на крило та контейнери впливає суттєво.

Оскільки контейнери знаходяться зовсім поряд з крилом, то їх інтерференція між собою часто стає вирішальною в кінцевому підсумку.

Аналіз результатів розрахунків, наведених в таблицях 5...13 та їх порівняння з даними таблиці 1...4 показує, що, як ми і передбачали, дуже суттєвого впливу на

абсолютні величини аеродинамічних коефіцієнтів та характер їх зміни по числу M контейнери не створили. Але деякі суттєві зауваження в результаті указанного аналізу слід зробити.

Якісно наявність контейнерів вплинула на подовжню статичну стійкість літака (таблиці 5,8,11). На числах $M < 0.5$ при всіх розрахункових положеннях контейнерів ЛА надбав статичну нестійкість ($m_z^a \geq 0$). Причиною тому став малий запас указаної стійкості, який мав літак до модифікації. Фокус по куту α знаходився за центром мас ЛА, але дуже близько до нього. Тому навіть невелике його зміщення вперед за рахунок наявності зовнішніх підвісок визвало якісні зміни.

Усунути цей недолік можливо двома шляхами: деяким переміщенням вперед центру мас літака або невеличким зміщенням назад самих контейнерів. Ми бачимо по результатам розрахунків (таблиця 11), що переміщення контейнерів назад на 150 мм (без зміни положення центру мас літака) майже вирішило розглядаєму проблему.

Таким чином, отримані в результаті аеродинамічного розрахунку дані дозволяють в достатньо повній мірі з'ясувати та вивчити фізичну суть процесів, які відбуваються в результаті тих чи інших конструктивних заходів та отримати в значній мірі вичерпно повну інформацію для прийняття раціонального рішення.

ЛІТЕРАТУРА

1. Коритько О.І. Методика розрахунку аеродинамічних характеристик літальних апаратів при сталому та несталому їх русі на дозвукових числах M . // Збірник наукових праць ДНДІА, Випуск 7(14). – К.: ДНДІА, 2011.
2. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К., Табачников В.Г. Крыло в нестационарном потоке газа. – М: Наука, 1971.
3. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях.

Надійшла до редакції 29.10.2012