

УДК 681.3.06

Аспірант Абрамов Є.Ю, аспірант Деркач Г.В.

**Інститут кібернетики ім. Глушкова
АНТК ім. Антонова**

МЕТОДИКА ОЦІНЮВАННЯ МАСОВО-ІНЕРЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА

Abstract

*Evgen Abramov, postgraduate student; Ann Derkach, postgraduate student
Method of calculation of mass and inertia parameters of the aircraft*

This paper concerns the task of automated system of calculation of mass and inertia parameters of the aircraft. The decision of problem of analysis of heterogeneous project data also is described here.

Вступ

Для процесу проектування літака проблема визначення його вагових параметрів має важливе значення. Вагове проектування включає в себе багато окремих задач. Однією з них є розрахунок масово-інерційних характеристик (МІХ) літака. Знання моментів інерції літака і його частин необхідне для вирішення важливих проблем проектування: дослідження стійкості і керованості літака; динамічних характеристик конструкції планера за допомогою моделей та інших. [1]-[2] У цій статті запропоновано методику розрахунку масово-інерційних характеристик літака з використанням даних моделей, побудованих в САД середовищі.

Постановка задачі

Задача полягає в побудові методики розрахунку характеристик МІХ частин літака і літака в цілому, котра як вхідні дані використовує віртуальну модель літака, побудовану за допомогою засобів САД/САМ/САЕ (САТІА, САДДС5) та структуру PDM.

Термінологія

Під масово-інерційними характеристиками (МІХ) в даному випадку мається на увазі набір наступних параметрів: маса, координати центра мас, радіуси інерції щодо координатних осей, тензор інерції.

Під тензором інерції прийнято вважати набір із 9 компонент, що характеризують інерційні властивості твердого тіла при обертальному русі, [3].

$$\begin{vmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{vmatrix} \quad (1)$$

де компоненти I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} - це осьові моменти інерції, а компоненти I_{xy} , I_{xz} , I_{yz} - це відцентрові моменти інерції. Осьовим моментом інерції називається характеристика розподілу маси тіла у просторі, яка визначається за допомогою виразу:

$$I_a = \int_V r_a^2 \cdot dm, \quad (2)$$

де I_a - момент інерції тіла відносно довільної осі OA, dm - елементарна маса тіла, r_a - відстань елементарної маси від осі OA. Інтегрування відбувається в об'ємі V , який має задане тіло. Відцентровими моментами тіла називають величини, які знаходять за формулами:

$$I_{xy} = \int_V x \cdot y \cdot dm, \quad I_{xz} = \int_V x \cdot z \cdot dm, \quad I_{yz} = \int_V y \cdot z \cdot dm, \quad (3)$$

I_{xy} , I_{xz} , I_{yz} - це відцентрові моменти інерції відносно осей OX, OY, OZ.

Під радіусами інерції відносно осей координат розуміють величини, які визначаються за наступними виразами:

$$R_x = \sqrt{\frac{I_{xx}}{m_{Om}}}, \quad R_y = \sqrt{\frac{I_{yy}}{m_{Om}}}, \quad R_z = \sqrt{\frac{I_{zz}}{m_{Om}}}, \quad (4)$$

де m_{Om} – маса відсіку.

Опис алгоритму

Розрахунок МІХ починається з формалізації вимог до розрахунку, в якості вимог може виступити наступна інформація: електронна модель виробу, його модифікація, серія, етап проектних даних; дані про компоненти, які беруть участь в розрахунках (системи, устаткування, тощо); вимоги до формування осей жорсткості, тощо.

На підставі цих даних формується електронний макет осей жорсткості та їх компонентів, що беруть участь в розрахунку. Основні компоненти електронного макету осей жорсткості це: кількість осей жорсткості і геометричні параметри сегментів кожної осі; кількість відсіків на кожному сегменті осі жорсткості; параметри кожного відсіку; геометричне розташування кожного відсіку; габарити відсіків, систем координат, та напрямні косинуси системи координат відсіку.

На підставі електронного макету осей жорсткості формується паспорт розрахунку МІХ.

Аналізується структура проекту в середовищі САПІА, на основі набору правил і загальної схеми розташування елементів для даних проекту будується дерево, до кожного вузла якого прив'язуються параметри і інша інформація, відкидаються всі посилання на порожні об'єкти, після чого дані представляються у вигляді впорядкованої структури та передаються до БД.

Дані БД аналізуються, відтворюється дерево проекту. Дані зіставляються з теоретичною структурою літака, дерево обходиться вглибину і для кожного вузла відбувається розрахунок поправочного коефіцієнта і перерозрахунок маси і тензора інерції.

На основі дерева проекту та інформації про параметри відсіків, геометричне розташування кожного відсіку, габарити відсіків, системи координат, та напрямні косинуси системи координат відсіків відбувається розрахунок масово - інерційних характеристик для відсіків.

Формули розрахунків маси відсіку та координат центра мас мають наступний вигляд:

$$m_o = \sum_N m_c, \quad x_{co} = \frac{\sum_N x_c \cdot m_c}{m_o}, \quad y_{co} = \frac{\sum_N y_c \cdot m_c}{m_o}, \quad z_o = \frac{\sum_N z_c \cdot m_c}{m_o} \quad (5)$$

де x_c – координата центра мас деталі, x_c, y_c, z_c – координати центра мас деталі, m_o – центр мас відсіку, x_o, y_o, z_o – координати центра мас відсіку, N кількість деталей у відсіку. Підсумовування компонентів тензора інерції для всіх відсіків:

$$I_{xA} = \sum_N I_x \quad (6)$$

На основі даних дерева проекту та структури літака здійснюється розрахунок даних по агрегатах, при цьому координати центра мас та тензори інерції відсіків перетворюються до системи координат агрегатів, за наступним правилом Гюйгенса – Штейнера [3]:

$$I_{xc} = I_x + m_o \cdot r^2 \quad (7)$$

I_{xc} – компонента тензора інерції відсіку в системі координат агрегату, I_x – компонента тензора інерції відсіку в системі координат, яка має початок у центрі мас відсіку, r – відстань між системами координат по осі X, m_o – маса відсіку.

При повороті системи координат, компоненти тензора інерції розраховуються за формулами [3]:

$$\begin{aligned}
I_{xx}^1 &= x_1^2 \cdot I_{xx} + y_1^2 \cdot I_{yy} + z_1^2 \cdot I_{zz} + 2 \cdot x_1 \cdot y_1 \cdot I_{xy} + 2 \cdot y_1 \cdot z_1 \cdot I_{yz} + 2 \cdot x_1 \cdot z_1 \cdot I_{xz}, \\
I_{yy}^1 &= x_2^2 \cdot I_{xx} + y_2^2 \cdot I_{yy} + z_2^2 \cdot I_{zz} + 2 \cdot x_2 \cdot y_2 \cdot I_{xy} + 2 \cdot y_2 \cdot z_2 \cdot I_{yz} + 2 \cdot x_2 \cdot z_2 \cdot I_{xz}, \\
I_{zz}^1 &= x_3^2 \cdot I_{xx} + y_3^2 \cdot I_{yy} + z_3^2 \cdot I_{zz} + 2 \cdot x_3 \cdot y_3 \cdot I_{xy} + 2 \cdot y_3 \cdot z_3 \cdot I_{yz} + 2 \cdot x_3 \cdot z_3 \cdot I_{xz}, \\
I_{xy}^1 &= x_1 \cdot x_2 \cdot I_{xx} + y_1 \cdot y_2 \cdot I_{yy} + z_1 \cdot z_2 \cdot I_{zz} + (x_1 \cdot y_2 + x_2 \cdot y_1) \cdot I_{xy} + (y_1 \cdot z_2 + y_2 \cdot z_1) \cdot I_{yz} + (x_1 \cdot z_2 + x_2 \cdot z_1) \cdot I_{xz}, \\
I_{yz}^1 &= x_2 \cdot x_3 \cdot I_{xx} + y_2 \cdot y_3 \cdot I_{yy} + z_2 \cdot z_3 \cdot I_{zz} + (x_2 \cdot y_3 + x_3 \cdot y_2) \cdot I_{xy} + (y_2 \cdot z_3 + y_3 \cdot z_2) \cdot I_{yz} + (x_2 \cdot z_3 + x_3 \cdot z_2) \cdot I_{xz}, \\
I_{xz}^1 &= x_1 \cdot x_3 \cdot I_{xx} + y_1 \cdot y_3 \cdot I_{yy} + z_1 \cdot z_3 \cdot I_{zz} + (x_1 \cdot y_3 + x_3 \cdot y_1) \cdot I_{xy} + (y_1 \cdot z_3 + y_3 \cdot z_1) \cdot I_{yz} + (x_1 \cdot z_3 + x_3 \cdot z_1) \cdot I_{xz},
\end{aligned}$$

де $[x_1, y_1, z_1], [x_2, y_2, z_2], [x_3, y_3, z_3]$ – орти системи координат відсіку в системі координат агрегата. Далі проводиться розрахунок маси літака, його координат центрів мас і центрування літака, що проводиться за наступною формулою:

$$\bar{x}_m = \frac{(x_M - x_B) \cdot \cos(\alpha_{CAH}) + (y_B - y_M) \cdot \sin(\alpha_{CAH})}{0,001 \cdot b_{CAH}} \% CAH, \quad (8)$$

де: x_B, y_B – координати початку середньої аеродинамічної хорди (CAH) крила; b_{CAH} – довжина CAH крила; α_{CAH} – кут між CAH крила і будівельною горизонталлю фюзеляжу.

Розраховані характеристики МІХ літака далі надходять до БД, де використовуються як вхідні дані для проведення інших вагових розрахунків.

Висновки

Дана методика дозволяє оперативно реагувати на зміни в структурі проекту, швидко перевіряти прийняті в ході проекту рішення на всіх етапах проектування виробу, використовуючи для цього віртуальні моделі макету літака. Метод обробки проектних даних може бути успішно застосований для вирішення низки інших задач.

Література

1. Шейнин В.М., Козловський В.И. "Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов: Справочник. – 2-е изд., перераб. и доп". – М.: Машиностроение, 1984. – 552 с.
2. Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. "Проектирование самолетов: Ученик для вузов. Под ред. С.М. Егера. – 4-е изд". – Логос - М, 2005. – 648с.
3. Голованов Н.Н. "Геометрическое моделирование." – М.: Издательство Физико-математической литературы, 2002. – 472с.