

А.А. Шалигін, В.О. Нерубацький

Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

ОСОБЛИВОСТІ МОДЕЛЮВАННЯ ДИНАМІКИ ПОЛЬОТУ ЛІТАКА З ВІДХИЛЕННЯМ ВЕКТОРУ ТЯГИ ДВИГУНІВ

Визначені напрями покращення льотно-технічних характеристик за рахунок відхилення вектору тяги. Узагальнені особливості моделювання динаміки польоту літаків з відхиленням вектору тяги. Наведено систему рівнянь для чисельного моделювання польоту літака, розглянуто особливості потрібних аеродинамічних характеристик для її розв'язання.

Ключові слова: відхилення вектору тяги, надманевреність, динаміка польоту, моделювання польоту, система рівнянь, аеродинамічні характеристики, балансування.

Вступ

Постановка проблеми та аналіз останніх досліджень і публікацій. На даний час всі літаки 5-го покоління та деякі літаки покоління 4+ мають силові установки з можливістю керування вектором тяги. Найбільш помітним наслідком застосування відхилення вектора тяги є розширення маневрених можливостей літаків за рахунок реалізація режимі надманевреності. Відхилення вектору тяги забезпечує керованість літака на закритичних кутах атаки та малих швидкостях польоту, коли аеродинамічні поверхні втрачають ефективні. Це дозволяє розв'язати ряд суттєвих проблем щодо практичного застосування режимів надманевреності у ближньому маневреному бою для отримання переваг над противником, запобігання звалюванню та потраплянню в штопор літака, або безпечного виходу з цих режимів.

Але застосування режимів надманевреності також може мати негативні наслідки щодо тактики повітряного бою, які обумовлені швидким втрачанням швидкості польоту та підвищенні уразливості літака. Питання, пов'язані з визначенням умов ефективного застосування надманевреності, або умов при яких її застосування недоцільно, на даний час залишається предметом наукового обговорення [1].

Хоча відхилення вектору тяги на теперішній час апробовано на багатьох літаках, в відкритих джерелах практично відсутні дані про результати математичного моделювання, натурних експериментів і закони керування відхиленням вектору тяги [1–2]. Для обґрунтування перспективних шляхів модернізації військових літаків, розробки тактико-технічних вимог до літальних апаратів і їх силових установок, дослідження льотно-технічних характеристик потрібна удосконалена методика чисельного моделювання польоту літаків, що враховує відхилення вектору тяги.

Метою статті є визначення особливостей математичної моделі динаміки польоту літака з відхиленням вектору тяги двигунів.

Виклад основного матеріалу

Покращення льотно-технічних та маневрених характеристик літаків за рахунок використання відхилення вектору тяги двигунів можливо за декількома напрямками:

- зменшення втрат на балансування літака при польотах на крейсерських режимах;
- додавання ефективності повздовжнього керування при маневруванні на великих висотах і надзвукових швидкостях польоту;
- поширення діапазонів швидкостей та кутів атаки, на яких забезпечується стійке керування літаком навколо центрів мас для реалізації режимів надманевреності та виходу з критичних режимів польоту (звалювання, штопор, аероінерційне обертання).

Зменшення втрат на балансування статично стійкого літака досягається шляхом відхилення вектору тяги двигунів вгору на кут, що приблизно дорівнює сумі кута атаки літака та кута встановлення двигунів. Це дозволяє зменшити кут відхилення стабілізатору літака на кабрирування, що надає на ньому додаткову підйомну силу і збільшує аеродинамічну якість літака і покращує характеристики дальності та тривалості польоту (рис. 1).

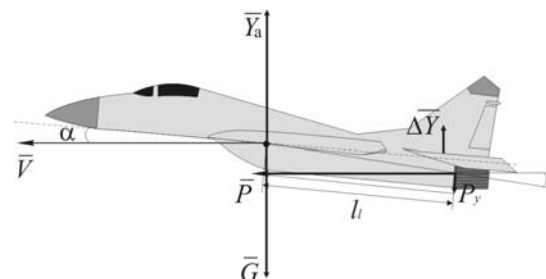


Рис. 1. Зменшення втрат на балансування літака за рахунок керування вектором тяги двигунів

При виході літака на надзвукові швидкості польоту зміщується назад аеродинамічний фокус літака. Внаслідок цього зростає пікіруючий момент, для компенсації якого потрібне додаткове відхилен-

на стабілізатора. Припустимо перевантаження літака й, відповідно, маневрені можливості при польоті на надзвукових швидкостях польоту, особливо на великих висотах обмежуються максимальним відхиленням стабілізатора на кабрирування (рис. 2). Для подолання цього обмеження застосовуються різні конструктивні заходи, які не потрібні для польотів на дозвукових швидкостях. Це лише ускладнює конструкцію літака та збільшують його вагу. Відхилення вектора тяги дозволяє компенсувати пікіруючий момент на надзвукових швидкостях польоту без додаткових конструктивних заходів.

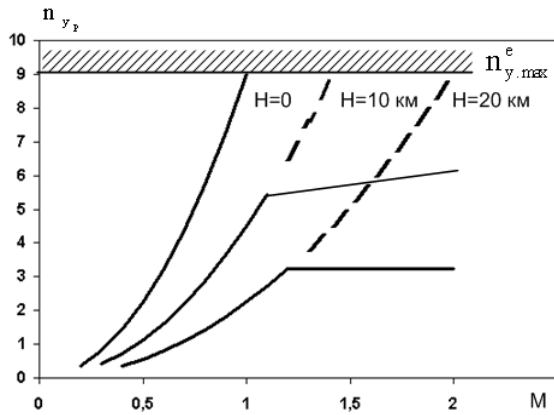


Рис. 2. Залежність припустимого перевантаження від числам M і висоти польоту.

Пунктиром зазначені залежності при використанні відхилення вектору тяг двигунів

Використання властивостей надманевреності за рахунок відхилення вектору тяг двигунів можливо в діапазоні кутів атаки, висот і швидкостей польоту, на яких забезпечується контрольованість літака від виходу за експлуатаційний діапазон перевантажень (рис. 3).

Для оцінки можливостей реалізації надманевреності за рахунок відхилення вектору тяги двигунів та характеристик керованості використовувалось чисельне моделювання польоту літака. Рух літака як твердого тіла описується 13 диференціальними рівняннями. Система рівнянь має вигляд:

$$\begin{aligned} m \left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y \right) &= P^r \cos(\varphi_{dv} + \delta_{dv}^r) \cos \delta_{dg}^r + \\ &+ P^l \cos(\varphi_{dv} + \delta_{dv}^l) \cos \delta_{dg}^l - X - mg \sin \vartheta; \\ m \left(\frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) &= Y - mg \cos \vartheta \cos \gamma + \\ &+ P^r \sin(\varphi_{dv} + \delta_{dv}^r) + P^l \sin(\varphi_{dv} + \delta_{dv}^l); \\ m \left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) &= Z + mg \cos \vartheta \sin \gamma - \\ &- P^r \cos(\varphi_{dv} + \delta_{dv}^r) \sin \delta_{dg}^r - P^l \cos(\varphi_{dv} + \delta_{dv}^l) \sin \delta_{dg}^l; \\ I_x \frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_{xy} \omega_x \omega_z &= \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &= M_x + (P^l \sin(\varphi_{dv} + \delta_{dv}^l) - P^r \sin(\varphi_{dv} + \delta_{dv}^r)) I_g - \\ &- (P^r \cos(\varphi_{dv} + \delta_{dv}^r) \sin \delta_{dg}^r + \\ &+ P^l \cos(\varphi_{dv} + \delta_{dv}^l) \sin \delta_{dg}^l) I_1 \sin(\varphi_{dv}); \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{xy} (\omega_y \omega_z - \frac{d\omega_x}{dt}) &= \\ &= M_y + (P^r \cos(\varphi_{dv} + \delta_{dv}^r) \cos \delta_{dg}^r - \\ &- P^l \cos(\varphi_{dv} + \delta_{dv}^l) \cos \delta_{dg}^l) I_g - \\ &- (P^r \cos(\varphi_{dv} + \delta_{dv}^r) \sin \delta_{dg}^r + \\ &+ P^l \cos(\varphi_{dv} + \delta_{dv}^l) \sin \delta_{dg}^l) I_1; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) &= M_z - \\ &- (P^r \sin \delta_{dv}^r \cos \delta_{dg}^r + P^l \sin \delta_{dv}^l \cos \delta_{dg}^l) I_1; \end{aligned}$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \vartheta;$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma;$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} \omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma;$$

$$\frac{dX_g}{dt} = V_x \cos \vartheta \cos \psi -$$

$$\begin{aligned} &- V_y (\cos \gamma \sin \vartheta \cos \psi - \sin \gamma \sin \psi) + \\ &+ V_z (\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi); \end{aligned}$$

$$\frac{dH}{dt} = V_x \sin \vartheta + V_y \cos \gamma \cos \vartheta - V_z \sin \gamma \cos \vartheta;$$

$$\begin{aligned} \frac{dZ_g}{dt} &= -V_x \cos \vartheta \sin \psi + V_y (\cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \\ &+ \sin \gamma \cos \psi) + V_z (\cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi); \end{aligned}$$

$$\frac{dm}{dt} = -(C_s^p + C_s^l),$$

де m – маса літака;

V_x, V_y, V_z – проекції швидкості польоту на вісі зв'язаної системи координат;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекції кутової швидкості обертання на вісі зв'язаної системи координат;

P^r, P^l – ефективна сила тяги правого и лівого двигуна відповідно;

φ_{dv} – кут між проекцією повздовжньої вісі двигуна на площину симетрії літака і повздовжньої вісі літака;

$\delta_{dv}^r, \delta_{dg}^r, \delta_{dv}^l, \delta_{dg}^l$ – кути відхилення сили тяги в вертикальній та горизонтальній площині правого та лівого двигуна відповідно;

γ, ϑ, ψ – кути крену, тангажу, ристання;

X_g, H, Z_g – координати в земній нормальній системі координат;

X, Y, Z – проекції аеродинамічних сил на вісі зв'язаної системи координат;

M_x, M_y, M_z – моменти аеродинамічних сил навколо осей зв'язаної системи координат;

C_s^p, C_s^l – часова витрата палива правого і лівого двигунів.

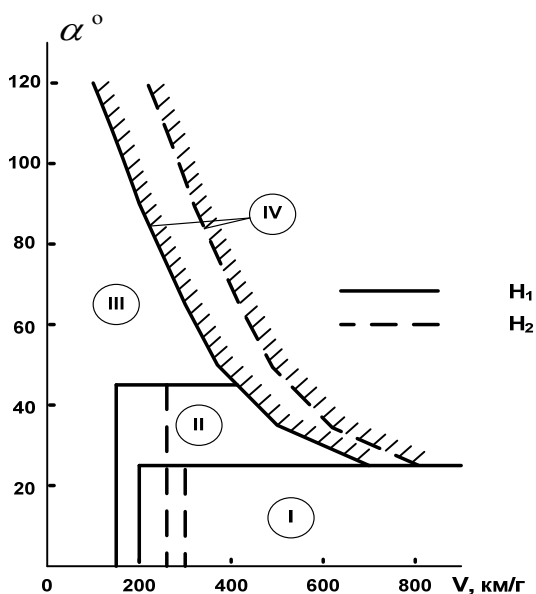


Рис. 3. Области швидкостей польоту та кутів атаки літака: I – область, де не використовуються режими надманевреності; II – область, де надманевреність забезпечується аеродинамічними засобами керування; III – область, де надманевреність забезпечується аеродинамічними засобами керування і відхиленням вектору тяги; IV – обмеження за експлуатаційним діапазоном перевантажень

Оскільки аеродинамічні сили і моменти залежать від кутів атаки і ковзання, до системи рівнянь додаються вирази:

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2};$$

$$\alpha = \arctg\left(-\frac{V_y}{V_x}\right);$$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{V_z}{V}\right).$$

Моменти аеродинамічних сил навколо осей зв'язаної системи координати розраховуються по формулам:

$$M_x = m_x q S l; M_y = m_y q S l;$$

$$M_z = m_z q S b_a,$$

де m_x, m_y, m_z – коефіцієнти аеродинамічних моментів;

- q – швидкісний напір;
- S – площа крила;
- l – розмах крила;
- b_a – хорда крила.

Коефіцієнти аеродинамічних моментів в загальному випадку залежать від параметрів руху $\alpha, \beta, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, \omega_x, \omega_y, \omega_z, M$ та положення поверхонь керування: стабілізатора ϕ , елеронів δ_e , стабілізатора в режимі нижниць ϕ_e , руля напрямку δ_n .

Проекції аеродинамічних сил розраховуються по формулам:

$$Y = C_y q S; X = C_x q S; Z = C_z q S.$$

Коефіцієнти аеродинамічних сил звичайно визначаються в напівзв'язаної системі координат:

$$C_{x_e} = C_{x_e}(\alpha, M);$$

$$C_{y_e} = C_{y_e}(\alpha, M) + C_{y_e}^{\phi}(\alpha, M) \cdot \phi +$$

$$+ C_{y_e}^{\bar{\omega}_z}(\alpha, M) \cdot \bar{\omega}_z + C_{y_e}^{\bar{\alpha}}(\alpha, M) \cdot \bar{\alpha};$$

$$C_{z_e} = C_{z_e}^{\beta}(\alpha, M) \cdot \beta + C_{z_e}^{\delta_n}(\alpha, M) \cdot \delta_n +$$

$$+ C_{z_e}^{\bar{\omega}_y}(\alpha, M) \cdot \bar{\omega}_y + C_{z_e}^{\bar{\beta}}(\alpha, M) \cdot \bar{\beta},$$

де $\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z b_a}{V}; \bar{\omega}_x = \frac{\omega_x l}{2V}; \bar{\omega}_y = \frac{\omega_y l}{2V}; \bar{\alpha} = \dot{\alpha} \frac{b_a}{V}$ – приведені (безрозмірні) значення відповідних параметрів.

Перехід в зв'язану систему координат здійснюється по формулам:

$$C_x = C_{x_e} \cos \alpha - C_{y_e} \sin \alpha;$$

$$C_y = C_{x_e} \sin \alpha + C_{y_e} \cos \alpha;$$

$$C_z = C_{z_e}.$$

Тяга і часова витрата палива двигунів залежить від положення РУД $\delta_{rud}^r, \delta_{rud}^l$ та числа M і висоти польоту H.

Як відзначалось раніше, вихід на закритичні кути атаки здійснюється на відносно невеликих швидкостях польоту. При моделюванні режимів надманевреності це обумовлює необхідність врахування ефекту суперциркуляції і гіроскопічних моментів, що діють на літак у польоті.

Приріст нормальної сили, що діє на літак, від реактивних струменів (ефект суперциркуляції) залежить від кута атаки літака та кута відхилення реактивних струменів [2]:

$$\Delta C_y = \Delta C_y \Big|_{\alpha=0, \delta_{dv}=0} + \Delta C_y^{\alpha} \alpha + \Delta C_y^{\delta_{dv}} \delta_{dv}.$$

В залежності від типу пристрою для відхилення реактивного струменю змінюється геометрія хвостової частини літака, що може супроводжуватись збільшенням або зменшенням аеродинамічного опору.

Гіроскопічні моменти визначаються по формулам [3]:

$$M_{y_{gir}} = -i J_p \omega_p \omega_z;$$

$$M_{z_{gir}} = i J_p \omega_p \omega_y,$$

де i – кількість двигунів;

J_p – момент інерції ротора двигуна;

ω_p – швидкість обертання ротора двигуна.

При моделюванні швидкого маневрування з виходом на великі кути атаки необхідно враховувати динамічний гістерезис аеродинамічних характеристик, який полягає в значних відмінах аеродинамічних сил і моментів (C_y , m_z) літака, що обертається, від стаціонарних характеристик. Найбільший гістерезис виявляється в районі $C_{y_{max}}$. Зміна $C_{y_{max}}$ пропорційна зміні кута атаки α [2].

Для отримання інтегральних льотно-технічних та маневрених характеристик в ході моделювання потрібно задавати закони керування по часу та (або) параметрам польоту. Закони керування залежать від роботи системи автоматичного керування та керуючих дій екіпажа. Для отримання потрібних характеристик без синтезу системи керування та моделювання дій екіпажа пропонується застосовувати алгоритм керування, заснований на розв'язанні зворотних задач динаміки, що наведений у [4].

Висновки

1. Використання відхилення вектора тяги містить великі потенційні можливості для підвищення ефективності застосування військових літаків і є перспективним напрямом модернізації авіаційної техніки.

2. Дослідження чисельними методами льотно-технічних та маневрених характеристик літаків з відхиленням вектора тяги потребує наявності аеродинамічних характеристик з урахуванням їх гістерезису та суперциркуляції від струменів двигунів.

3. Для отримання адекватних реальності льотно-технічних та маневрених характеристик літака з відхиленням вектору тяги по результатам чисельного моделювання польоту потрібно спільне розв'язання задач нестационарної аеродинаміки та синтезу автоматичної системи керування.

Список літератури

1. Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. – М.: Физматлит, 2005. – 648 с.
2. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов / под ред. Г.С. Бюшгенса. – М.: Наука. Физматлит, 1998 – 816 с.
3. Паиковский И.М. Устойчивость и управляемость самолёта / И.М. Паиковский. – М.: Машиностроение, 1975. – 328 с.
4. Артюшин Л.М. Теория автоматического управления / Л.М. Артюшин, О.А. Маишков, Н.С. Сивов. – К.: Киевский институт ВВС, 1995. – 628 с.

Надійшла до редколегії 4.01.2017

Рецензент: д-р техн. наук проф. С.О. Українець, Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків.

ОСОБЕННОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ОТКЛОНЕНИЕМ ВЕКТОРА ТЯГИ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.А. Шалыгин, В.О. Нерубацкий

Определены направления улучшения уллучшения лётно-технических характеристик самолета путём использования отклонения вектора тяги. Обобщены особенности моделирования динамики полета самолетов с отклонением вектора тяги. Приводится система уравнений для численного моделирования полета самолета, рассмотрены особенности потребных аэродинамических характеристик для ее решения.

Ключевые слова: отклонение вектора тяги, сверхманевренность, динамика полёта, моделирование полёта, система уравнений, аэродинамические характеристики, балансировка.

FEATURES OF MODELLING OF DYNAMICS OF FLYING MACHINES WITH A DEVIATION OF A VECTOR OF DRAUGHT OF ENGINES

A.A. Shalygin, V.O. Nerubatsky

In article directions of improvement of flying and technical characteristics of the plane by use of a deviation of a vector of thrust are determined. Features of flight dynamics modelling of the plane with a thrust vector deviation are generalised. The system of the equations for numerical modelling of flight of the plane is resulted, features of the aerodynamic characteristics for its decision are considered.

Keywords: deviation of a vector of thrust, supermanoeuvrability, dynamics of flight, flight modelling, system of the equations, aerodynamic characteristics, balancing.