

КУЛЄШИН В.В., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук,
доцент

АЛГОРИТМ ВИЗНАЧЕННЯ РЕЖИМУ РОБОТИ ДВИГУНІВ ТА ЗНАЧЕНЬ ПАРАМЕТРІВ ПОЛЬОТУ НА НАЙБІЛЬШУ ДАЛЬНІСТЬ

В статті надані основні положення циклічного алгоритму визначення режиму роботи двигунів та значень параметрів горизонтального польоту на найбільшу дальність

Найбільша дальність горизонтального польоту, як відомо, забезпечується при максимумі відношення [1]:

$$\frac{K \cdot M}{c_{уд}} = \left(\frac{K \cdot M}{c_{уд}} \right)_{max},$$

де K – аеродинамічна якість; M – число Маха польоту; $c_{уд}$ – питома витрата палива на заданому режимі.

На практиці, при підготовці до польоту з застосуванням Керівництва до льотної експлуатації (КЛЕ), виконується інженерно – штурманський розрахунок (ІШР). Наприклад, при розрахунку витрати палива на горизонтальних ділянках польоту, застосовуються спеціальні таблиці, в яких наведені дані щодо кілометрових (q) та годинних (c_h) витрат палива в залежності від M (приладової швидкості), висоти польоту (H) та середній масі літака на ділянці. Також, в КЛЕ наводяться дані щодо залежностей питомої дальності (l/q) від цих же параметрів польоту та температури повітря на висоті польоту.

Ці, а також вихідні дані про злітну масу, масу корисного навантаження, профіль польоту та відстань до запасного аеродрому дозволяють виконати ІШР, в якому, значення M (швидкості), H и режиму роботи двигунів для горизонтальних ділянок такі, що величина $\frac{K \cdot M}{c_{уд}}$ була б близька до $\left(\frac{K \cdot M}{c_{уд}} \right)_{max}$.

Процедура ручного виконання ІШР трудомістка та потребує відповідних навичок. Крім цього, вихідні дані в КЛЕ наведені з порівняно великими інтервалами по масі літака та висоті горизонтального польоту.

Також в ряді випадків, наприклад: обмеження по M та H польоту; невідповідності температури повітря на висоті польоту стандартному закону, потрібно в процесі польоту розрахувати такі параметри руху, при яких забезпечується мінімізація q або c_h .

Тому розробка алгоритму автоматизованого визначення режиму роботи двигунів та поточних значень параметрів горизонтального польоту на найбільшу дальність є актуальним завданням.

Вихідними даними для розробки такого алгоритму є поляра літака в польотній конфігурації з урахуванням витрат на балансування та висотно-швидкісні, дросельні і кліматичні характеристики двигунів в складі силової установки.

Поляра літака може бути представлена:

1. Квадратичним поліномом [2]

$$c_{x_{бал}} = f(c_{x_{0бал}}, A_{1бал}, A_{2бал}, c_y),$$

де $c_{x_{бал}}$ – коефіцієнт лобового опору літака; $c_{x_{0бал}}$ – коефіцієнт лобового опору літака при нульовій піднімальній силі; $A_{1бал}$ та $A_{2бал}$ – коефіцієнти апроксимації поляри; c_y – коефіцієнт піднімальної сили.

2. Графічною залежністю $c_{x_{бал}} = f(c_y)$.

При розробці та практичній реалізації алгоритму визначено, що результати виходять точніше в разі локальної апроксимації графічної залежності або всієї поляри, шляхом застосування спеціальних прикладних програм.

Першим етапом роботи алгоритму є отримання висотно – швидкісних характеристик (ВШХ) двигунів в залежності від розподілу температури повітря по висотам, що розглядаються. В алгоритмі передбачено три варіанти розподілу: стандартне [3], по отриманим температурам повітря на трьох висотах в діапазоні, що розглядається, і по отриманій температурі повітря заданого ешелону польоту.

Таким чином, після виконання першого етапу одержуємо ВШХ двигунів при різних режимах роботи. До того ж нема необхідності розраховувати ВШХ при всіх положеннях важеля керування двигуном, достатньо провести ці розрахунки лише на режимах, які близькі до того що розглядається.

Другим етапом роботи алгоритму є циклічне визначення потрібних для горизонтального польоту з постійною швидкістю значень сили тяги двигунів та

відповідних величин $C_{y\partial} (q, c_h)$. Для цього, як правило, застосовуються відомі співвідношення

$$Y_{zn} = mg; R = Q,$$

де Y_{zn} – піднімальна сила у горизонтальному польоті; m – маса літака; g – прискорення вільного падіння; R – сила тяги двигунів; Q – сила лобового опору.

З першого співвідношення визначаються потрібні для горизонтального польоту значення коефіцієнта піднімальної сили та, згідно поляри, коефіцієнта лобового опору. З другого – потрібні величини сили тяги двигунів та відповідне значення $C_{y\partial}$. Розрахунки виконуються циклічно. Спочатку для одної висоти польоту перебором M з кроком 0.01, потім з кроком 50...100 м повторюються перебір для різних висот в діапазоні, який обрано.

На кожному кроці розраховуються значення величини $\frac{K \cdot M}{C_{y\partial}}$ та визначається

її максимум спочатку на одній висоті, потім для усіх інших висот. Значення чисел M та H польоту, на яких досягається загальний максимум (на всьому діапазоні чисел M та висот H , що розглядаються) є ті, при котрих забезпечується режим найбільшої дальності при даній масі літака.

Також розраховуються потрібні для забезпечення оптимальних значень M і H положення важелів керування двигунами.

У випадку заданого ешелону польоту максимум $\frac{K \cdot M}{C_{y\partial}}$ визначається тільки відносно M для відомої H і, навпаки, при заданому M максимум $\frac{K \cdot M}{C_{y\partial}}$ знаходиться відносно H .

Величини чисел M та H польоту, в діапазоні яких здійснюється пошук оптимальних значень, можуть бути сформовані завчасно за допомогою КЛЕ конкретного літака, але розраховані за допомогою відомої методики [4].

Алгоритм, короткий опис якого наведений вище, реалізований у вигляді програми на ПЕОМ. Його працездатність перевірена на прикладі літака АН-124 шляхом співставлення результатів розрахунків q і C_h для заданих значень M , H польоту та маси літака, з даними, які наведені в КЛЕ.

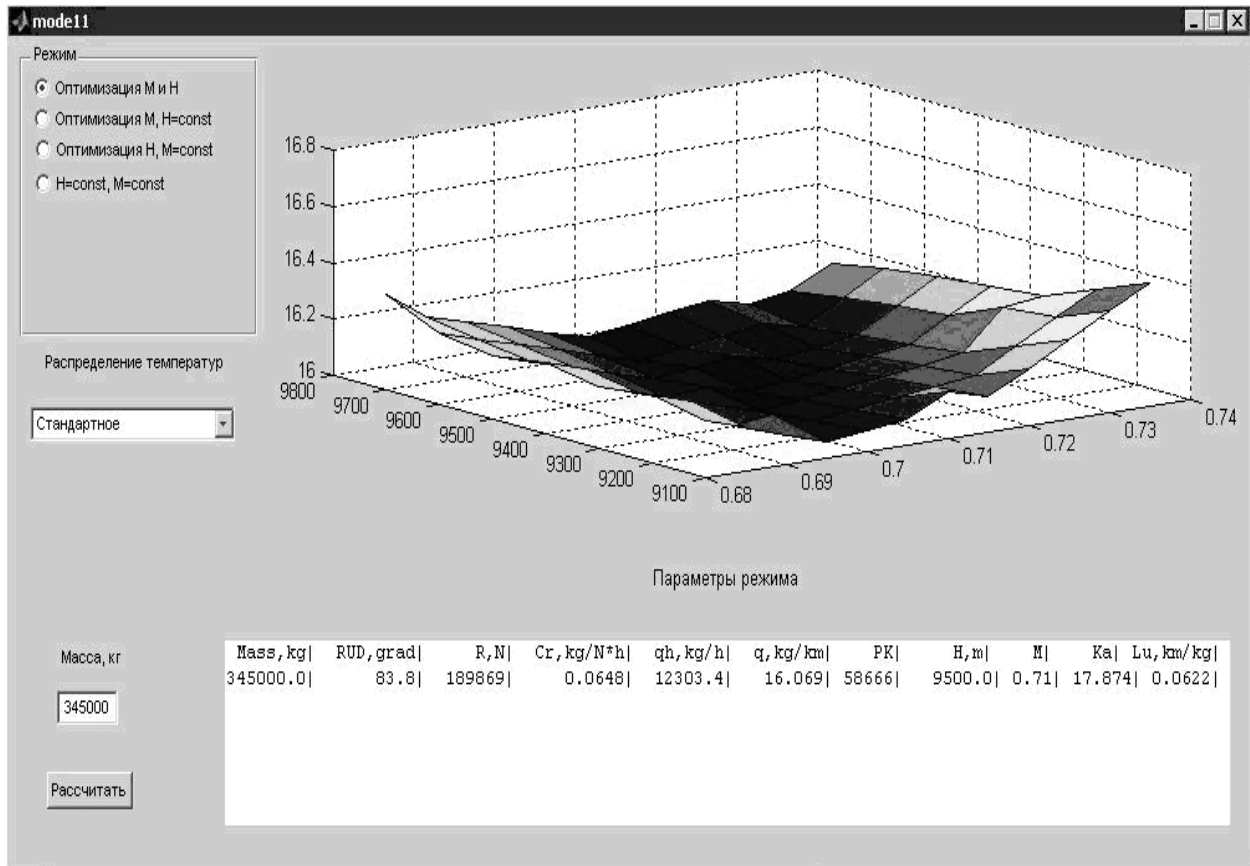


Рис. 1. Вигляд інтерфейсу програми в випадку оптимізації числа M і висоти H при заданій масі та стандартному розподілу температур

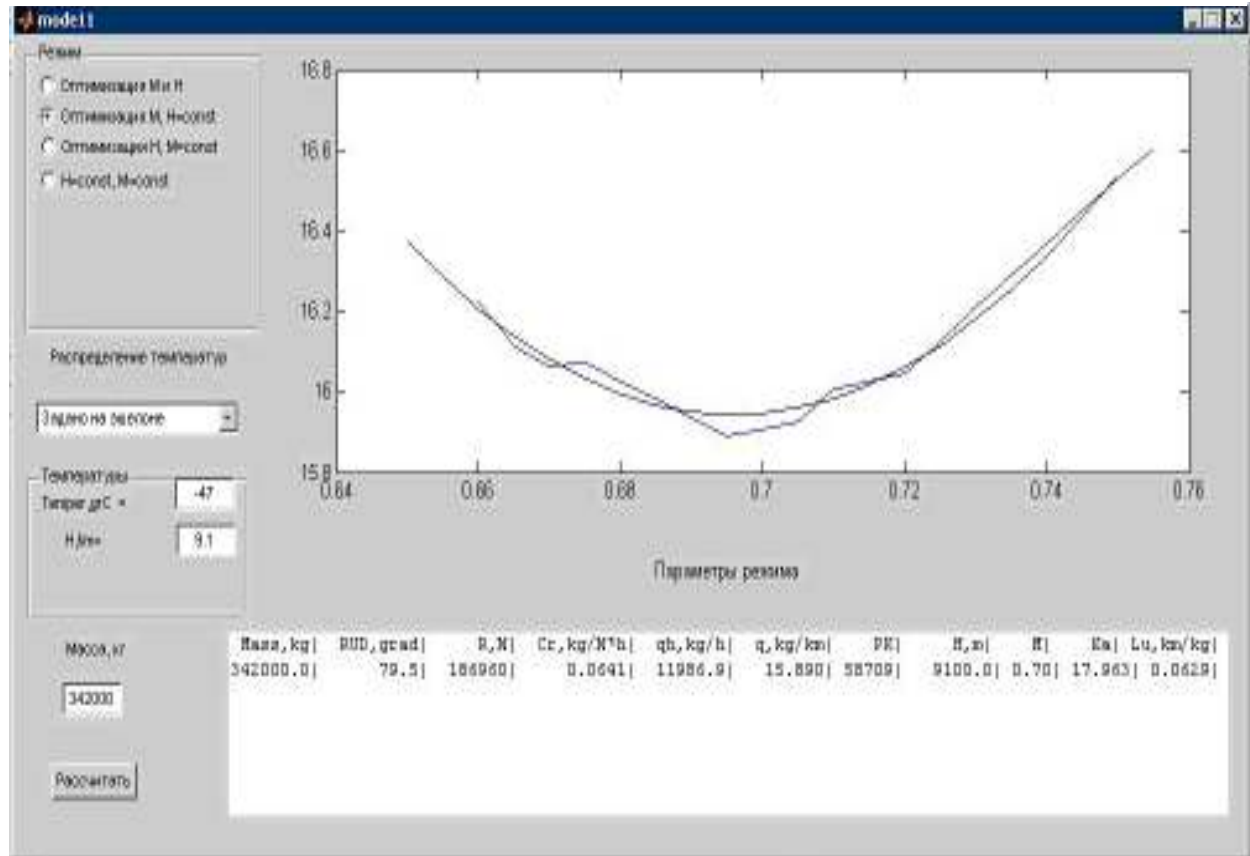


Рис. 2. Вигляд інтерфейсу програми в випадку оптимізації числа M при заданих масі і висоті H та температурі на висоті

На рис. 1 та 2 наведені приклади інтерфейсу програми розрахунку оптимальних значень числа M та H польоту.

Застосування програми дозволяє значно зменшити час на проведення ІШР, або оперативно проводити розрахунок оптимальних значень M и H в процесі польоту при реалізації на літаку автоматичної системи управління режимом польоту з якнайменшими витратами палива.

ЛІТЕРАТУРА

1. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полёта. Траектории летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1969. – 499с.
2. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем /Под ред. Ништа М.И. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1981. – 580с.
3. ГОСТ 4401-81.
4. Бельский В.Л., Определение основных параметров самолета при эскизном проектировании (конспект лекций), Харьков, ХВАИВУ, 1958. – 83с.

Надійшла до редакції 29.10.2009