

УДК 629.072.73

С.В. Морозов

АВТОМАТИЧНИЙ ВИХІД ЛІТАКА НА ДРУГЕ КОЛО ЗА КРИТЕРІЄМ ЕНЕРГЕТИЧНОГО ШВИДКІСНОГО ПІДЙОМУ

Вступ

Проблемі автоматичного виходу літака на друге коло присвячені праці відомого вченого М.Г. Котика [1]. Вимоги до способу реалізації автоматичного керування літаком на траєкторії виходу на друге коло відзначені в директивному документі [2]. Існуючі сучасні системи автоматичного керування літаком на етапі виходу на друге коло, наприклад САУ-1Т-2, САУ-2Т, АБСУ-154, САУ-3-400 (проект), САУ-72 (проект), застосовують програмне керування кутом тангажа залежно від ділянки траєкторії набору висоти. Такий підхід суттєво ускладнює алгоритм керування і є індивідуальним для конкретного типу літака.

Автоматичний вихід літака на друге коло у вертикальній площині розглядається за критерієм енергетичного швидкісного підйому. Завдяки цьому критерію розроблено універсальний алгоритм керування літаком у вертикальній площині, який враховує наявну тягу літака залежно від зовнішніх умов, заданий темп розгону і набору висоти, а також обмеження, накладені на вертикальну швидкість.

Постановка задачі

Розглянемо універсальний алгоритм автоматичного керування кермом висоти на етапі виходу літака на друге коло у вертикальній площині. Основними критеріями такого виходу літака вважатимемо забезпечення мінімального градієнта набору висоти з одночасним розгоном літака за швидкістю. Цей процес є "природним" для кожного типу літака, а також універсальним за критерієм енергетичного швидкісного підйому.

Критерії прийнятності характеристик автоматичного виходу літака на друге коло

Можливими видами керування при автоматичному виході літака на друге коло є автоматичний, директорний або за калібрувальною ризикою на шкалі тангажа командно-пілотажного приладу, при ручному або автоматичному керуванні тя-

гою двигунів. При цьому керуючі дії і траєкторії польоту не повинні дуже відрізнятися від тих, які використовуються при виході літака на друге коло в ручному режимі керування.

У процесі автоматичного виходу літака на друге коло швидкість польоту має відповідати швидкості, що реалізується при виконанні виходу вручну. Вона повинна бути не меншою $1,2V_{S1}$ або відповідати мінімальній еволюційній швидкості із врахуванням кута крену при відмові двигуна [2]. Повний градієнт сталого набору висоти при виході на друге коло повинен бути не менше, ніж 3,2% із всіма працюючими двигунами при використанні процедур і конфігурацій літака відповідно до рекомендацій керівництва з льотної експлуатації (КЛЕ).

Критеріями прийнятності характеристик автоматичного виходу літака на друге коло є:

- 1) відповідність швидкостей при виході на друге коло значенням, вказаним вище;
- 2) відповідність градієнтів набору висоти значенням, названим вище;
- 3) позитивна льотна оцінка не менше трьох льотчиків, в яку входить, як мінімум, оцінка за такими позиціями:

а) близькість методик ручного і автоматичного виходу літака на друге коло;

б) чутливість директорних стрілок або прийнятність калібрувальної ризики кута тангажа.

При розробці контуру автоматичного виходу літака на друге коло враховуються два основні критерії прийнятності характеристик: відповідність швидкостей при виході на друге коло і градієнтів набору висоти значенням, вказаним вище.

Таким чином, необхідно виконати одночасний набір висоти і розгін літака за швидкістю із забезпеченням мінімального градієнта швидкісного підйому у всіх очікуваних умовах експлуатації (ОУЕ).

Алгоритм автоматичного керування літаком у вертикальній площині за критерієм енергетичного швидкісного підйому

Для аналізу режиму виходу літака на друге коло з набором висоти і одночасною зміною швидкості польоту розглянемо рівняння руху літака в енергетичній формі, беручи за незалежну змінну енергетичну висоту. Згідно з [3] запишемо рівняння динаміки центра мас літака у вертикальній площині з використанням перевантажень у траєкторній системі координат:

$$\begin{aligned}\dot{V}_k &= g(n_{xT} - \sin\theta), \\ \dot{\theta} &= \frac{g}{V_k}(n_{yT} - \cos\theta), \\ \dot{H} &= V_k \sin\theta,\end{aligned}\quad (1)$$

де V_k — земна швидкість координати центра мас літака.

У рівнянні (1) траєкторні перевантаження n_{xT} і n_{yT} із врахуванням матриці переходу з швидкісної системи координат у траєкторну

$$A_T^{\text{шб}} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma_a & \sin\gamma_a \\ 0 & -\sin\gamma_a & \cos\gamma_a \end{pmatrix} \quad (2)$$

запишемо у вигляді

$$(n_{xT} \ n_{yT} \ n_{zT})^T = A_T^{\text{шб}}(n_{xa} \ n_{ya} \ n_{za})^T, \quad (3)$$

де a — ознака швидкісної системи координат.

Тоді рівняння (1) із врахуванням (3) мають такий вигляд:

$$\begin{aligned}\dot{V}_k &= g(n_{xa} - \sin\theta), \\ \dot{\theta} &= \frac{g}{V_k}(n_{ya} \cos\gamma_a + n_{za} \sin\gamma_a - \cos\theta), \\ \dot{H} &= V_k \sin\theta.\end{aligned}\quad (4)$$

Позначення параметрів динаміки польоту літака, наведені в даній статті, відповідають ГОСТ 20058–80 [4]. Земна швидкість літака V_k враховує вітрове збурення (зрушення вітру, порив вітру, турбулентність), що впливає на зміну геометричної висоти набору при виході літака на друге коло.

Нехтуючи такою характеристикою траєкторії, як її кривизна, прийнемо допущення про прямолінійність польоту в сталому виході на друге коло ($\theta = \text{const}$) за відсутності крену, ковзання і в умовах відсутності вітру. Таке нехтування відмінності фактичної траєкторії польоту від прямолінійної цілком допустимо для наближеного енергетичного розрахунку, зокрема, при визначенні характеристик швидкісного підйому літака [4]. Із врахуванням сказаного отримаємо таку систему рівнянь руху літака:

$$\begin{cases} \dot{V}_k = g(n_{xa} - \sin\theta), \\ n_{ya} = \cos\theta, \\ \dot{H} = V_k \sin\theta. \end{cases} \quad (5)$$

Швидкісним підйомом літака називаються його льотні характеристики, що визначають здатність набору ним висоти. До цих характеристик

належать вертикальні швидкості, тривалості набору висоти, найвигідніші швидкості польоту і режими набору висоти.

Вертикальні швидкості і тривалості набору висоти є безпосередніми показниками швидкісного підйому. Розрізняють ще геометричні і енергетичні показники швидкісного підйому. Геометричним диференціальним показником є похідна, яка називається геометричною швидкістю підйому літака:

$$\dot{H} = V_y = V_k \sin\theta. \quad (6)$$

Енергетичним диференціальним показником є похідна, яка називається енергетичною швидкістю підйому літака:

$$\dot{H}_e = V_{ye} = n_{xa} V_k. \quad (7)$$

Знайдемо зв'язок між показниками (6) і (7) швидкісного підйому. Помноживши ліву і праву частини першого рівняння системи (5) на співвідношення $\frac{V_k}{g}$, отримаємо

$$\dot{V}_k \frac{V_k}{g} = n_{xa} V_k - V_k \sin\theta. \quad (8)$$

Запишемо $\dot{V}_k = \frac{dV_k}{dt}$ у вигляді

$$\dot{V}_k = \frac{dV_k}{dt} \frac{dH}{dH} = \frac{dV_k}{dH} \frac{dH}{dt} = \frac{dV_k}{dH} V_y. \quad (9)$$

Із врахуванням рівнянь (6), (8), (9) геометрична вертикальна швидкість швидкісного підйому літака визначається таким виразом:

$$\begin{aligned}V_y &= \frac{n_{xa} V_k}{1 + \frac{V_k}{g} \frac{dV_k}{dH}} = \\ &= \frac{((P(H_{\text{аер}}, T_{\text{з.п}}, V) \cos\phi_{\text{дв}} - X_a) V_k) / mg}{1 + \frac{V_k}{g} \frac{dV_k}{dH}}. \quad (10)\end{aligned}$$

З виразу (10) випливає, що геометрична вертикальна швидкість швидкісного підйому літака визначається наявною тягою двигунів, яка залежить від висоти аеродрому, температури зовнішнього повітря, дійсної повітряної швидкості виходу літака на друге коло. Крім того, на геометричну вертикальну швидкість впливає маса літака, конфігурація крила літака, що визначає індуктивну складову лобового опору X_a . Макси-

мальна величина $V_{y\max}$ із врахуванням того, що $\frac{dV_k}{dH} = 0$, визначається такою залежністю:

$$V_{y\max} = \frac{(P(H_{\text{аер}}, T_{\text{з.п}}, V)_{\max} \cos \varphi_{\text{дв}} - X_{\text{амін}}) V_{\text{ref}}}{m_{\min} g}, \quad (11)$$

де умова $\frac{dV_k}{dH} = 0$ означає, що розгін літака по висоті в процесі виходу літака на друге коло відсутній, і набір висоти виконується на постійній швидкості, яка дорівнює швидкості заходу на посадку V_{ref} , тобто $V_k = V_{\text{ref}}$.

З виразу (11) випливає, що за відсутності розгону літака за швидкістю, при мінімальній масі літака, при початковій посадочній конфігурації літака і в умовах низьких температур вся енергія двигунів максимально перерозподіляється в набір висоти. Максимальна геометрична вертикальна швидкість при заданій конфігурації літака і швидкостях заходу на посадку визначається зовнішніми умовами польоту, температурою зовнішнього повітря і висотою аеродрому і лежить у діапазоні $V_{y\max} = [V_{y\max \min}; V_{y\max \max}]$.

Відповідно до методики ручного виходу літака на друге коло в процесі набору висоти рекомендується одночасно виконати розгін літака по висоті, тобто $\frac{dV_k}{dH} > 0$. Таким чином, при виході на друге коло частина енергії двигунів літака перерозподіляється і на розгін. З рівняння (10) отримуємо, що при знаменнику, більшому за одиницю, геометрична вертикальна швидкість швидкісного підйому літака буде менша за $V_{y\max}$ при заданому градієнті швидкості по висоті, який можна задати відповідно до рекомендацій КЛЕ для ручного виходу на друге коло. Безумовно, градієнт швидкості по висоті є змінною величиною і визначається ОУЕ, що у свою чергу утруднює пред'явлення загальних вимог до формування заданого значення градієнта швидкості.

Пропонується універсальний підхід до формування розподілу наявної енергії швидкісного підйому літака: більша частина цієї енергії направляється в набір висоти (близько 60–80%), менша (близько 20–40%) – перерозподіляється на розгін літака. Для практичної реалізації у формуванні заданої вертикальної швидкості літака введемо такий закон:

$$V_{y\text{е зад}} = K_{\text{розп}} n_{\text{ха}} V_k, \quad (12)$$

де

$$K_{\text{розп}} = \frac{1}{1 + \frac{V_k}{g} \frac{dV_k}{dH} \frac{dL}{dL}} = \frac{1}{1 + \frac{V_k}{g} \frac{dV_k}{dL} \frac{1}{\eta}} \quad (13)$$

є коефіцієнтом розподілу наявної енергії в набір висоти і на розгін літака, мінімальне значення якого визначається повним градієнтом η сталого набору висоти як зі всіма працюючими двигунами (мінімальне значення 3,2%), так і при відмові одного з двигунів (залежно від кількості двигунів мінімальне значення коефіцієнта становить від 2,1 до 2,7%). Максимальний коефіцієнт розподілу дорівнює одиниці за відсутності розгону за швидкістю, тобто вся енергія літака переводиться в набір висоти.

З виразу (13) видно, що коефіцієнт $K_{\text{розп}}$ залежить від темпу розгону, що визначається наявною тягою двигунів, і за певних умов може сприяти активному набору геометричної висоти. У даному випадку рекомендується задавати закон формування $K_{\text{розп}}$ як функцію від енергетичного швидкісного підйому літака $K_{\text{розп}} = f(V_{y\text{е}})$.

Наприклад, припустимо, що коефіцієнт розподілу за умов змінної маси літака і повного градієнта η сталого набору висоти дорівнює 0,7. Це означає, що 70% наявної енергії двигунів іде на формування набору висоти, а 30% – на розгін літака за швидкістю. Такий розгін згідно з рекомендаціями КЛЕ літака супроводжується ступінчастим прибиранням закритків льотчиком у польотну конфігурацію.

Таким чином, керуючий сигнал у каналі руля висоти при автоматичному керуванні виходом літака на друге коло повинен формуватися за таким законом:

для перевантажувального автопілота

$$\Delta n_{y\text{зад}} = -\frac{K_{Vy}}{K_{ny}} (V_y - V_{y\text{е зад}}), \quad (14)$$

для тангажного автопілота

$$\Delta \vartheta_{\text{зад}} = -\frac{K_{Vy}}{K_{\vartheta}} (V_y - V_{y\text{е зад}}). \quad (15)$$

Для практичної реалізації цього закону керування доцільно обмежити зверху і знизу задану вертикальну швидкість набору висоти відповідно для недопущення великих градієнтів набору і запобігання зіткнення літака із землею в разі попадання в зону низхідного зрушення вітру. Тоді алгоритм формування заданої вертикальної швидкості із врахуванням обмеження, на-

кладеного на геометричну вертикальну швидкість, має вигляд

$$V_{y\text{зад}}^{\text{обм}} = \begin{cases} V_{y\text{max}} & \text{при } V_{y\text{е зад}} \geq V_{y\text{max}}, \\ V_{y\text{е зад}} = K_{\text{розп}}(V_{y\text{е}})n_{\text{ха}}V_{\text{к}} & \text{при } V_{y\text{min}} < V_{y\text{е зад}} < V_{y\text{max}}, \\ V_{y\text{min}} & \text{при } V_{y\text{е зад}} \leq V_{y\text{min}}. \end{cases} \quad (16)$$

Алгоритм формування тангенціального перевантаження $n_{\text{ха}}$ за інформацією від вимірників поздовжнього і нормального перевантажень має вигляд

$$n_{\text{ха}} = n_x \cos \hat{\alpha} - n_y \sin \hat{\alpha}. \quad (17)$$

Із врахуванням малої величини кута атаки застосуємо наближену оцінку тангенціального перевантаження у вигляді

$$n_{\text{ха}} \approx n_x - n_y \hat{\alpha}. \quad (18)$$

Тут $\hat{\alpha} = \frac{\vartheta - \theta}{57,3 \cos \gamma}$ є оцінка поточного кута атаки

на основі інформації про поточний кут тангажа, кут нахилу траєкторії і кут крену. Як вимірники названих вище кутових параметрів у сучасних комплексах пілотажно-навігаційної інформації застосовуються інерціальні системи навігації. Замінімо в алгоритмі розрахунку заданої вертикальної швидкості параметр “земна швидкість $V_{\text{к}}$ ” на її проекцію на площину горизонту — шляхову швидкість $V_{\text{ш}}$. Тоді алгоритм розрахунку заданої вертикальної швидкості із врахуванням вимірюваних параметрів даного алгоритму має вигляд

$$V_{y\text{е зад}} = K_{\text{розп}}(V_{y\text{е}}) \left(n_x - n_y \frac{\vartheta - \theta}{57,3 \cos \gamma} \right) \frac{V_{\text{ш}}}{3,6}, \quad (19)$$

де

$$V_{y\text{е}} = \left(n_x - n_y \frac{\vartheta - \theta}{57,3 \cos \gamma} \right) \frac{V_{\text{ш}}}{3,6}; \quad (20)$$

$K_{\text{розп}}(V_{y\text{е}})$ — коефіцієнт розподілу наявної енергії, який визначається аеродинамічними характеристиками літака і характеристиками силових установок. За критерій оптимальності вибираємо функціонал у вигляді

$$I = k_{V_y} V_y + k_{V_{y\text{е}}} V_{y\text{е}}. \quad (21)$$

У загальному вигляді дану залежність можна зобразити графічною залежністю (рис. 1).

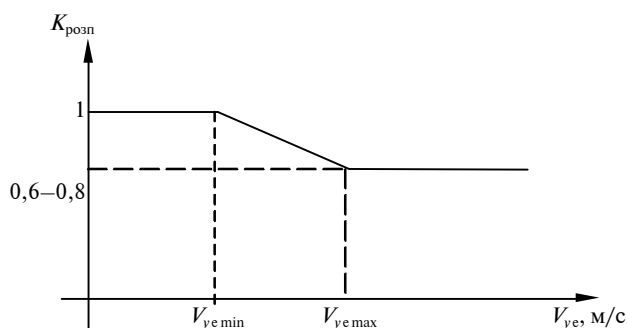


Рис. 1. Залежність $K_{\text{розп}}$ від $V_{y\text{е}}$

Результати льотних випробувань автоматичного виходу літака на друге коло

На рис. 2 наведено результат льотних випробувань середнього пасажирського літака типу Ан в режимі автоматичного виходу на друге коло із застосуванням керування за заданою енергетичною вертикальною швидкістю.

На рис. 2 без врахування індексу “1”: Нрв — геометрична висота польоту; SELAL — задана висота польоту; VAT — кут атаки; UT — кут тангажа; TET — кут нахилу траєкторії; UKR — кут крену; VYIN — інерціальна вертикальна швидкість; NX, NY — поздовжнє і нормальне перевантаження; Дзлс — відхилення закрилків; DBЛ — відхилення руля висоти; Vпр — поточна приладова швидкість; SELSP — задана приладова швидкість; Аруд₁ і Аруд₂ — відповідно відхилення лівого і правого важеля керування двигунами.

Аналіз якості перехідного процесу по висоті і швидкості демонструє розподіл енергії при підйомі, що відбувається, в набір і на розгін. При цьому алгоритм керування тягою забезпечує вихід поточного значення еквівалента тяги на значення, що відповідає зльотному режиму двигунів із подальшим зменшенням тяги до потрібної тяги з керуванням заданою швидкістю польоту. Алгоритм керування набором і розгоном, що реалізується через руль висоти, забезпечує стабілізацію заданої енергетичної вертикальної швидкості і вихід на задану висоту кола.

На ділянці часу від 14.21 до 14.21.54, тобто протягом 54с, спостерігається цілеспрямоване керування заданою енергетичною вертикальною швидкістю з одночасним набором і розгоном літака за швидкістю. При цьому в каналі тяги стабілізується зльотний режим двигунів.

Висновки

Запропонований загальний підхід до формування алгоритму автоматичного виходу літака на друге коло за критерієм енергетичного швидкісного підйому (19), (20) в каналі руля висоти має такі переваги:

- цілеспрямований перерозподіл наявної енергії швидкісного підйому в набір висоти і на розгін;
- безпосередній контроль енергетичного швидкісного підйому літака по поздовжньому пе-

ревантаженню, що визначає регулювання темпу набору висоти;

- універсальний підхід до формування алгоритму автоматичного виходу літака на друге коло незалежно від типу літака.

У подальшому дослідження критерію енергетичного швидкісного підйому літака в таких задачах, як зліт, набір висоти може дозволити цілеспрямовано зробити універсальний підхід до автоматичного керування, що враховує наявну тягу літака і зовнішні умови польоту.

С.В. Морозов

АВТОМАТИЧЕСКИЙ ВЫХОД САМОЛЕТА НА ВТОРОЙ КРУГ ПО КРИТЕРИЮ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО СКОРОСТНОГО ПОДЪЕМА

В статье предложен универсальный подход к формированию алгоритма автоматического выхода самолета на второй круг по критерию энергетической скороподъемности в канале руля высоты. Разработанный алгоритм обеспечивает целенаправленное перераспределение располагаемой энергии скороподъемности в набор высоты и на разгон. При этом учитывается требование к минимальному градиенту набора высоты и заданная скорость выхода самолета на второй круг в зависимости от его конфигурации.

S.V. Morozov

AUTOMATIC GO-AROUND ON THE CRITERION OF THE AIRPLANE POWER TIME-TO-CLIMB

This study provides the universal approach to the algorithm generation of the automatic go-around on the criterion of the airplane power time-to-climb in the elevator channel. Specifically, the developed algorithm is provided by the purposeful redistribution of the disposed time-to-climb energy of the airplane entering into climb and acceleration. Emphasized here is the requirement to the minimum gradient of climb and go-around, depending on the airplane configuration.

1. *Котик М.Г.* Динамика взлета и посадки самолетов. — М.: Машиностроение, 1984. — 256 с.
2. *Руководство по сертификации самолетов транспортной категории в части средств автоматического управления на соответствие требованиям АП-25. Часть 1.* — М.: ЛИИ им. М.М. Громова, 1991. — 25 с.

3. *Буков В.Н.* Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом. — М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит.-ры, 1987. — 232 с.
4. *ГОСТ 20058–80.* Динамика летательных аппаратов в атмосфере. — М.: Изд-во стандартов, 1980. — 51 с.

Рекомендована Радою НАЦ критичних технологій навігаційного приладобудування НТУУ “КПІ”

Надійшла до редакції
5 березня 2008 року

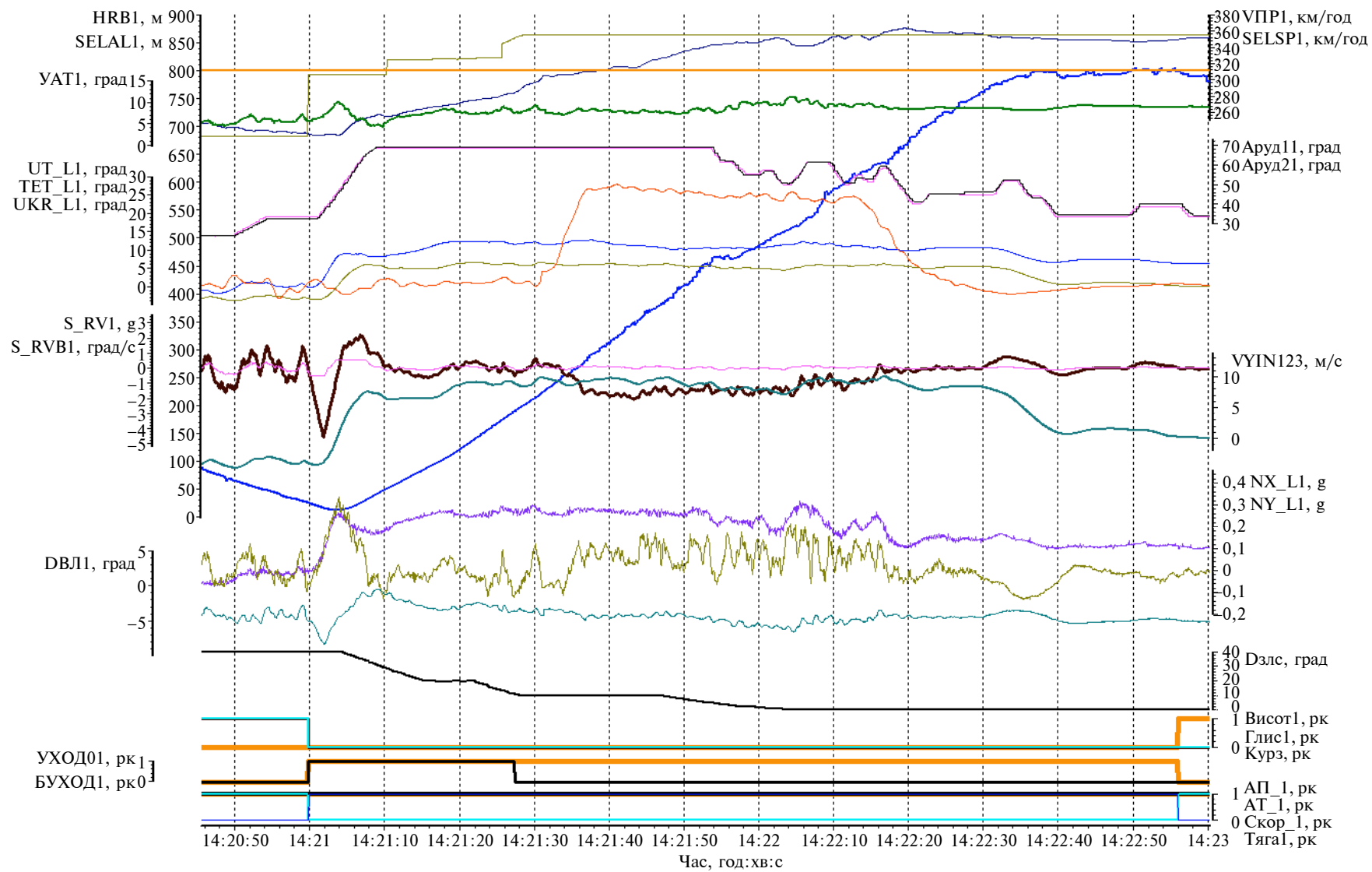


Рис. 2. Результат льотних випробувань літака типу Ан