

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ,
МОЛОДІ ТА СПОРТУ УКРАЇНИ
Національний авіаційний університет

**ПРИНЦИПИ ПРОЕКТУВАННЯ
МОБІЛЬНОГО
ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ**

Лабораторний практикум
для студентів спеціальності 6.080400
«Інформаційні управляючі системи
та технології»

Київ 2012

УДК 629.735.016:629.735.015.7 (075.8)
ББК 053-07:63

П767

Укладачі: О.І. Малежик, Т.В. Холякіна

Рецензенти: В.І. Моржов — д-р техн. наук, проф. (Національний авіаційний університет);

М.Р. Домбругов — канд. техн. наук, доц. (Асоціація користувачів Української науково-освітньої телекомунікаційної мережі «Уран»);

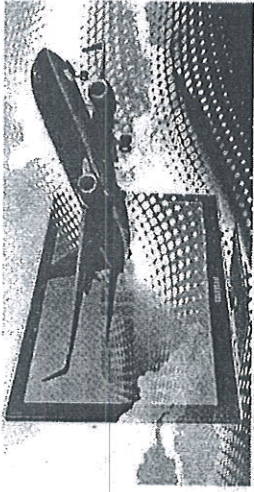
І.В. Мішарін — директор (Приватне акціонерне товариство «Науково-виробничий комплекс «Головне підприємство обробки польотної інформації»)

Затверджено методично-редакційною радою Національного авіаційного університету (протокол № 6/11 від 13.10.2011р.).

П767 Принципи проектування мобільного програмного забезпечення : лабораторний практикум / уклад. : О.І. Малежик, Т.В. Холякіна. — К. : НАУ, 2012. — 32 с.

Викладено сутність попереднього етапу проектування програмного забезпечення оперативного контролю польотів повітряних суден за інформацією бортових параметричних реєстраторів — розроблення алгоритмічного забезпечення та інформаційного обґрунтування формування системи контрольних точок окремого етапу польоту.

Для студентів спеціальності 6.080400 «Інформаційні управління системи та технології».



Вступ

Лабораторні роботи виконуються відповідно до навчальної програми дисципліни «Принципи проектування мобільного програмного забезпечення», яка призначена для підготовки спеціалістів та магістрів спеціальності 6.080400 «Інформаційні управління системи та технології». Мета виконання робіт — набуття студентами практичних навичок та закріплення ними теоретичних знань з проблеми алгоритмізації формування інформаційної основи для контролю окремого етапу польоту повітряних суден за інформацією бортових параметричних реєстраторів.

Викладення матеріалів дисципліни побудовано відповідно до вимог кредитно-модульної системи. Програмою дисципліни передбачено виконання чотирьох лабораторних робіт у першому модулі і чотирьох робіт у другому. Метою проведення лабораторних робіт є поглиблення та закріплення знань з розділів дисципліни «Основи проектування програмного забезпечення комп'ютеризованих систем контролю та управління» та «Принципи проектування програмного забезпечення контролю польотів повітряних суден». У процесі виконання лабораторних робіт студенти ознайомлюються з методами візуального виявлення контрольних точок наземної і повітряної ділянок зльоту повітряного судна за інформацією бортових параметричних реєстраторів та їх використання в задачах власне контролю. На виконання та захист кожної роботи відводиться 4 академічні години, крім четвертої роботи другого модуля, на яку заплановано 6 академічних годин. За цей час студент повинен: одержати у викладача індивідуальний варіант завдання і виконати його; зробити висновки щодо лабораторної роботи; підготува-

ти протокол звіту для лабораторної роботи; відповіді на контрольні запитання.

Звіт про виконання лабораторної роботи має містити: титульний аркуш; мету роботи; порядок виконання лабораторної роботи; висновки.

До оформлення звіту висуваються такі вимоги: робота оформлюється на аркушах формату А4 або в окремому зошиті з лабораторних робіт; на титульному аркуші мають бути вказані тема роботи, назва дисципліни, ким виконано роботу (ІПБ, номер групи, факультет), ким прийнята робота; звіт роботи повинен містити вхідні дані, отримані результати, висновки.

Лабораторна робота 1

ДОСЛІДЖЕННЯ ПАРАМЕТРІВ КОНТРОЛЮ ЗЛЬОТУ ЛІТАКА ТУ-154 ЗА ІНФОРМАЦІЄЮ МСРП-64-2

Мета роботи – ознайомлення з інформаційним забезпеченням контролю зльоту літака Ту-154 шляхом використання навчальної програми індикації числових значень ресстрованих сигналів та їх графічного зображення.

Короткі теоретичні відомості

Принципи формування «портрета» зльоту літака Ту-154. Одним із сучасних способів контролю окремих етапів польоту за польотною інформацією, зокрема зльоту, є попереднє формування так званого «портрета». «Портрет» контрольованого етапу польоту утворюється шляхом програмного виявлення сукупності його контрольних точок і визначення даних для стандартної послідовності (СП) і частинної послідовності (ЧП).

Стандартні послідовності мають фіксовану структуру, що не залежить від конкретної точки «портрета» (крім технологічних точок умов зльоту і номінальних значень параметрів польоту).

Частинні послідовності мають різну довжину і способи обчислення значень своїх компонентів, якими можуть бути середні, мінімальні, максимальні значення аналогових чи розрахункових параметрів, показники наявності чи відсутності разових команд (РК) та інші дані. Деякі точки «портрета» взагалі можуть не супроводжуватися ЧП.

Переліки даних, що описують умови зльоту (технологічна точка «портрета» 001), мають індивідуальні структури проходження даних типу температури і тиску аеропорту зльоту, довжини злітно-посадкової смуги (ЗПС) та ін. Аналогічну індивідуальну властивість мають переліки номінальних значень параметрів зльоту (технологічна точка «портрета» 049). Номінальні значення в загальному випадку розрахо-

вують на основі умов зльоту і даних СП або ЧП інформаційних точок «портрета». Формули розрахунку номінальних значень є унікальними з погляду типу ПС.

Перелік аналогових параметрів (АП) і РК, що використовуються під час формування «портрета» або під час експертного підтвердження результатів контролю зльоту літака Tu-154, наведені відповідно в табл. 1.1, 1.2.

Увага! У табл. 1.1 позначення деяких параметрів супроводжуються множинником 10 або 100. Це означає, що числові значення цих параметрів збільшені відповідно у 10 або 100 разів, наприклад значення «-50» для RH означає «-5» град.

Таблиця 1.1

Перелік аналогових параметрів

Позначення	Найменування	Канали реєстрації
H	Висота барометрична, м	2
HG	Висота геометрична, м	3
F	Швидкість приладова, км/год	4
UA (*10)	Кут атаки місцевий, град	5
NZ (*10)	Перевантаження бічне, g	7
NY (*100)	Перевантаження вертикальне, g	9 25 41 57
RH (*10)	Кермо висоти ліве, град	10 26 42 58
KR (*10)	Керм МПВ, град	11 27 43 59
KK	Кут курсу, град	12
TG (*10)	Кут тангажу, град	13
R ₁	РУД двигуна 1, град	19
N ₁ (*10)	Оберти КНТ двигуна 1, %	21
R ₂	РУД двигуна 2, град	23
N ₂ (*10)	Оберти КНТ двигуна 2, %	29
R ₃	РУД двигуна 3, град	31
N ₃ (*10)	Оберти КНТ двигуна 3, %	33
ST (*100)	Положення стабілізатора, град	49
ZL (*10)	Положення закриття лівого, град	50

Таблиця 1.2

Перелік разових команд

Позначення	Найменування	Канал реєстрації і номер разової команди
I ₇₆₀	Установлення тиску 760	8 4
PK	Передкрилки випущені	8 16
SH	Шасі випущено	8 32
MM	Маркерний маяк (до зльоту не готовий)	8 128
OMGV	Відмова МПВ контрольної	15 64

Закінчення табл. 1.2

Позначення	Найменування	Канал реєстрації і номер Разової Команди
SI	Середні інтерцептори випущені	17 32
IT	Внутрішні інтерцептори випущені	17 16
U1	Відмова двигуна 1	24 32
U2	Відмова двигуна 2	24 64
U3	Відмова двигуна 3	24 128
AG _p	Справність АГ правого	35 128
AG _l	Справність АГ лівого	35 64
OBL	Обледеніння	40 4
OZ	Небезпечна швидкість зближення із землею	40 32
IRW1	Справність PB-5 (1)	56 4
IRW2	Справність PB-5 (2)	56 8

Вхідні дані

1. Програма організації комп'ютерного контролю зльоту, заходу на посадку, посадки і відходу на друге коло за даними бортових параметричних реєстраторів – P0104kafe.exe.

2. Сукупність файлів копій польотної інформації чотирьох зльотів літака Tu-154, бортовий номер 85252 – \$0.z00, \$0.z01, \$0.z02, \$0.z03.

3. Сукупність описувачів даних, що відповідають копіям файлів, про умови зльотів (злітна маса, атмосферні умови тощо) – F85252.z00, F85252.z01, F85252.z02, F85252.z03.

4. Описувач реєстрованих сигналів: аналогових параметрів (АП) і разових команд (РК) літака Tu-154 85252.grd.

5. Описувач основних етапів роботи програми контролю зльоту – Tu154b.wzl.

Порядок виконання роботи

1. Виконати запуск програми P0104kafe.exe за допомогою командного рядка P0104kafe.exe F85252.z00 <Enter>. Для цього потрібно перейти в середовище Volkov Commander, утворити робочий каталог, перенести в нього всі вхідні дані і виконати запуск програми (рис. 1.1).

2. Вибрати етап «Взлет», після чого програма зчитує з копії \$0.z00 параметри контролю зльоту.

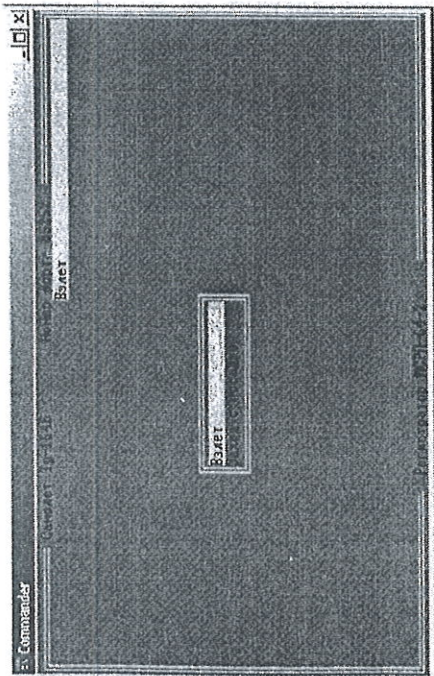


Рис. 1.1. Вибір контрольованого етапу польову

3. На головному меню програми (рис. 1.2) знайти режим «Промотр параметрів»:

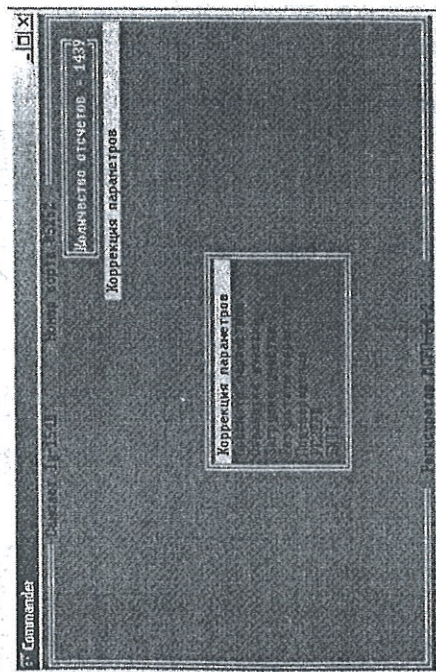


Рис. 1.2. Індикація головного меню програми

а) На екрані індикуються таблиця АП із приміткою «Аналоги (цифра + графік)» у верхній лівій частині таблиці (рис. 1.3).
 Перегляд елементів таблиці здійснюється за допомогою керувальних клавіш «Вгору», «Вниз», «Ліворуч», «Праворуч». Кожний АП має свій ідентифікатор (наприклад, Н, V,...) і найменування («Висота барометрична», «Швидкість приборна»,...).

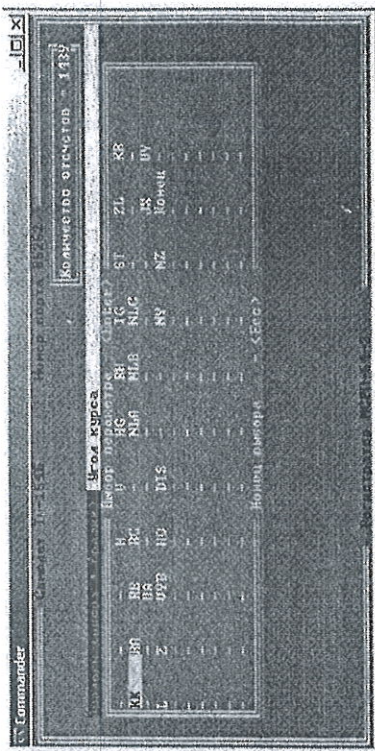


Рис. 1.3. Таблиця аналогових параметрів

б) Вибрати за даними таблиці параметри V та HG шляхом послідовного встановлення курсору на задані параметри із написанням <Enter> та вийти з режиму написанням <Esc>.

в) На екрані знову індикуються таблиця АП, але з приміткою «Аналоги (цифропечать)». За аналогією з п. б) вибрати параметр NLA і вийти з режиму.

г) На екрані індикуються таблиця РК «Вибір бинаров» (рис. 1.4).

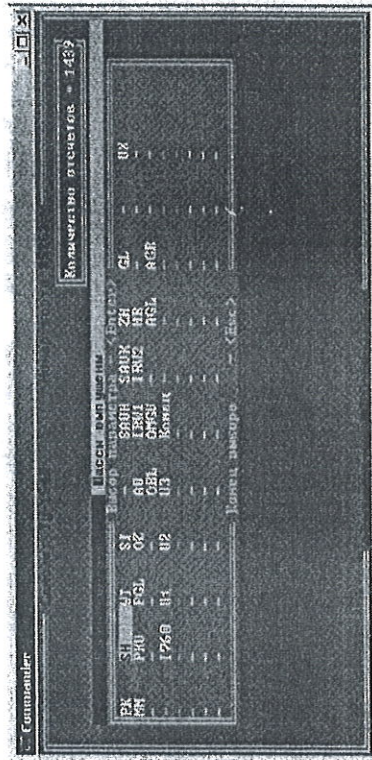


Рис. 1.4. Таблиця разових команд (бінарів)

Вибрати разову команду SH і вийти з режиму.

4. На екрані індикуються: числові значення обраних АП (V, HG, NLA), стан РК SH (знак «+» відповідає одиничному стану РК); графічне зображення АП V, HG (рис. 1.5).

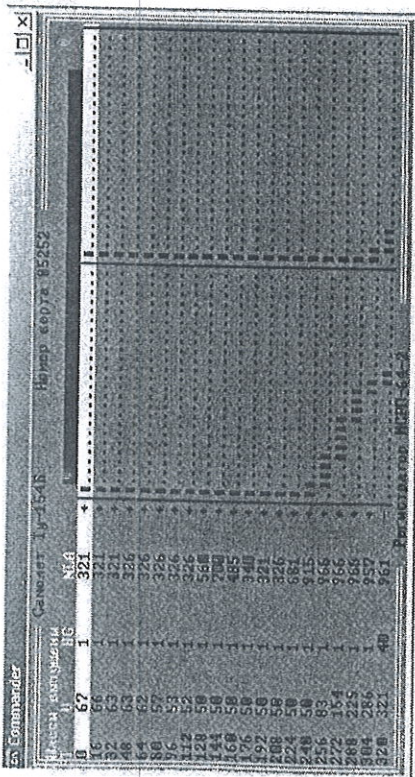


Рис. 1.5. Графічне та числове зображення аналогових параметрів та стану разової команди

Крім того, крайній лівий стовпчик визначає дискретний час у вигляді номерів точок зльоту. У початковому стані дискретність часу встановлюється числом 16 (8 с). Клавішами «Ліворуч», «Праворуч» можна зменшувати (до 1) або збільшувати (до 64) дискретність. Клавішами «Вгору», «Вниз» можна пересувати видиму на екрані інформацію про зліт.

5. У правій верхній частині екрана індикуються менше додаткових функцій даного режиму, що вибираються за допомогою керування клавіш $\langle F1 \rangle - \langle F5 \rangle$.

$F1$ – оцінки обраних значень АП за встановлений інтервал спостереження (у початковому стані це весь інтервал зльоту); середні, максимальні та мінімальні значення. Крім того, максимальні та мінімальні значення супроводжуються номерами точок досягнення цих екстремумів.

$F2$ – зміна переліку обраних АП і РК шляхом повторення п. а) – г).

$F3$ – індикація даних «портрета» зльоту (або посадки). Для початкових умов вивчення програми R0104ka.exe «портрет» містить тільки дані про умови виконання зльоту (рис. 1.6).

$F4$ – зміна меж інтервалу спостереження (в межах повного зльоту). Після натиснення $F4$ необхідно ввести значення номерів початкової точки $\langle Enter \rangle$ та кінцевої точки $\langle Enter \rangle$. Наприклад, для індикації значень параметра MLA в околі точки його максимуму ± 10 необхідно: за допомогою $F2$ обрати тільки MLA (з графіком); установити дискретність часу 1 та за допомогою $F4$ – межі спостереження 236, 256.

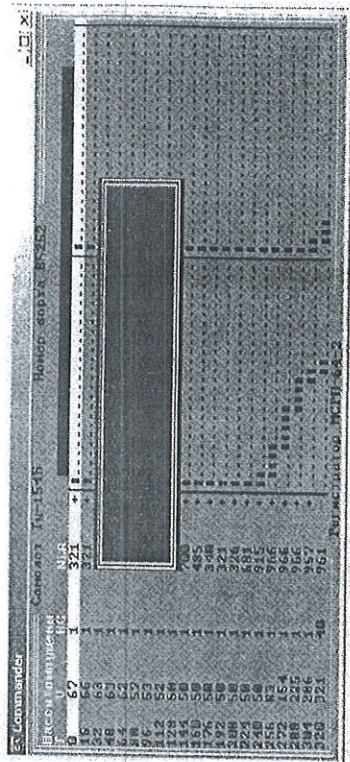


Рис. 1.6. Приклад індикації опінок обраних параметрів. У результаті отримаємо таке зображення (рис. 1.7).

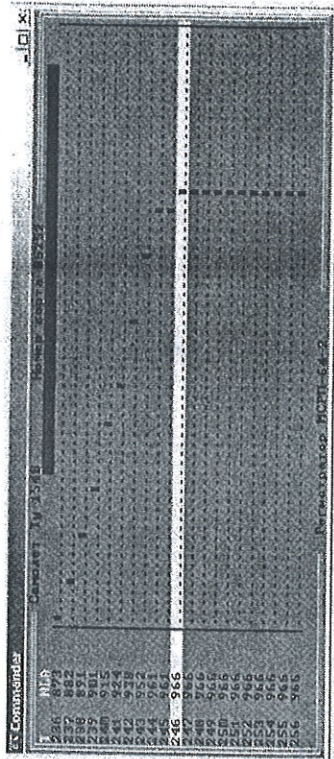


Рис. 1.7. Приклад індикації значень параметра MLA в околі точки його максимуму ± 10

$F5$ – установка курсору на обрану точку портрета (для даної версії R0104ka.exe режим не використовується).

6. Дослідити всі описані вище режими роботи програми.
7. Загнати в протокол повний перелік АП і РК у вигляді запису їх ідентифікаторів, найменувань і одиниць вимірювання з урахуванням їх масштабування (для АП).



Контрольні запитання і завдання

1. Дайте визначення «портрета» зльоту.
2. Які особливості зображення числових значень деяких АП?
3. Наведіть перелік вхідних даних, необхідних для виконання даної лабораторної роботи.

4. Опийтіть процес запуску програми r0104kaф.exe.
5. Як формується вікно індикації числового і графічного зображення реєстрованих даних?
6. Як і в яких межах можна змінювати показник дискретного зображення часу?

Лабораторна робота 2

Частина 1

ДОСЛІДЖЕННЯ НАЗЕМНОЇ ДІЛЯНКИ ЗЛЬОТУ ЛІТАКА

Мета роботи – виявлення контрольних точок наземної ділянки зльоту: «Вихід на ЗПС»; «РУД на зліг»; «Злітний режим двигунів»; «Початок руху»; «Досягнення контрольної швидкості».

Короткі теоретичні відомості

Наземна ділянка зльоту. Під час розбігу літака відбувається його розгін до швидкості, на якій він може відірватися від землі і безпечно почати набирати висоту. Довжина розбігу літака до швидкості відриву V_s залежить від прискорення або повздовжнього перевантаження на розбігу і приблизно може бути підрахована за формулою

$$L_{\text{розб}} = \frac{V_s^2}{2 J_{\text{ф}}}$$

де $J_{\text{ф}}$ – середнє прискорення на всій ділянці розбігу.

З метою зменшення швидкості відриву на літаку використовують злітну механізацію – випускають закрилки і передкрилки. Для зменшення довжини розбігу розгін треба виконувати на трьох опорах до досягнення приладової швидкості V_R (швидкості ППОШ). Для того щоб літак відірвався від землі і перейшов у набір висоти, піднімальна сила має перевищувати силу його тягіння. При досягненні приладової швидкості V_R пілот взяттям колонки штурвала на себе починає збільшувати кут атаки (і тангажа). Зі збільшенням швидкості і кута атаки збільшується піднімальна сила і при досягненні рівності сил (піднімальної, тягіння) літак відривається від ЗПС.

Нижче наведено алгоритми комп'ютерного визначення контрольних точок наземної ділянки зльоту.

Умови зльоту (S_{001}). Технологічна точка формально визначається на першій секунді етапу зльоту і містить переважно дані про умови виконання зльоту в конкретному аеропорту. Структуру даних для умов зльоту частково наведено в табл. 2.1.

Таблиця 2.1

Структура даних для умов зльоту

Номер елемента	Позначення	Найменування
$S_{001.01}$	$H_{\text{пр}}$	Висота переходу, м
$S_{001.02}$	$M_{\text{ч}}$	Маса злітна, т
$S_{001.03}$	X_T	Злітне центрування, %
$S_{001.04}$	UP	Поздовжня складова швидкості вітру, м/с
$S_{001.05}$	WB	Бічна складова швидкості вітру, м/с
$S_{001.06}$	KSC	Коефіцієнт зчеплення
$S_{001.07}$	$P_{\text{ш}}$	Атмосферний тиск аеропорту зльоту, мм рт.ст.
$S_{001.08}$	$T_{\text{ш}}$	Температура аеропорту зльоту, °С
$S_{001.09}$	V_1	Значення швидкості V_1 , км/год
$S_{001.10}$	VID	Вид польоту, 0 – рейсовий, 1 – тренування
$S_{001.11}$	$KS_{\text{впр}}$	Злітний курс ЗПС, град
$S_{001.12}$	$L_{\text{впр}}$	Довжина ЗПС, м
$S_{001.13}$	$L_{\text{крв}}$	Довжина КПБ, м
$S_{001.14}$	$H1$	Перевищення ЗПС (1)
$S_{001.15}$	$H2$	Перевищення ЗПС (2)
$S_{001.16}$	HOT	Необхідність розвороту (1 – є, 0 – немає)
$S_{001.17}$	$KSHV$	Необхідність контролю рівня шуму (1 – є, 0 – немає)

Вихід на ЗПС (S_{002}). Фіксується при досягненні модулем відхилення кута курсу від розрахункового курсу ЗПС значення 15° протягом 2 с. Визначається в процесі зворотного перегляду значень кута курсу KK , починаючи з моменту T_{150} , при виконанні нерівності

$$|KK - KS_{\text{впр}}| > 15,$$

де $KS_{\text{впр}}$ – фактичний курс ЗПС, який визначають як середнє значення курсу на інтервалі між точками $T_{100} - T_{150}$; T_{100} – точка етапу зльоту, у якій параметр V досягає значення 100 км/год; T_{150} – точка етапу зльоту, у якій параметр V досягає значення, що дорівнює або більше 150 км/год.

Якщо в процесі перегляду ця точка не була визначена, вона примусово фіксується на першій секунді етапу зльоту.

На рис. 2.1 показано фрагмент зльоту літака Ту-154, що характеризує динаміку змінювання параметрів цієї контрольної точки.

Т	КК	ККZ	DKZ	Поточний курс	Курс ЗПС	Відхилення від курсу ЗПС
				град	град	град
183	308	257	51***
184	303	257	46***
185	298	257	41***
186	293	257	36***
187	288	257	31***
188	284	257	27***
189	279	257	22***
190	274	257	17***
191	269	257	12***
192	265	257	8***
193	261	257	4***
194	257	257	0***
195	254	257	-3***
196	251	257	-6***
197	249	257	-8***

Рис. 2.1. Контрольна точка «Вихід на ЗПС» S_{002} : T – дискретний час у вигляді номера відліку кожного сигналу від умовного нуля початку етапу зльоту. Інтервал дискретизації в часі в цьому й інших прикладах (крім особливих випадків) становить 0,5 с

Рукоятка управління двигуном на зліт (РУД) (S_{003}) . Фіксується в разі досягнення обертами контуру низького тиску (КНТ) двигунів графічного значення $N_0 = 80\%$. Точка визначається в процесі зворотного перегляду значень обертів, починаючи з моменту T_{150} у разі виконання нерівності

$$(N_A < N_0) \wedge (N_B < N_0) \wedge (N_C < N_0),$$

де N_A, N_B, N_C – оберти КНТ двигунів 1, 2, 3 відповідно.

На рис. 2.2 наведено фрагмент зльоту літака Ту-154, що характеризує динаміку змінювання характерних параметрів в околі цієї контрольної точки.

Злітний режим двигунів (S_{003}) . Фіксується при досягненні сумою значень положення РУД усіх двигунів константи RW (для Ту-154 – 324 град).

Визначається шляхом прямого перегляду значень положення всіх РУД до виконання нерівності

$$(RA + RB + RC) > RW,$$

де RA, RB, RC – поточні значення положення РУД двигунів 1, 2, 3 відповідно.

Т	N _A	N _B	N _C	Оберти двигуна 1, %	Оберти двигуна 2, %	Оберти двигуна 3, %
239	67.6	68.7	66.4***
240	68.1	68.3	67.3***
241	68.6	68.3	67.3***
242	68.6	69.2	67.3***
243	69.5	70.6	68.2***
244	70.9	73.0	69.6***
245	73.2	76.7	71.5***
246	77.5	81.0	74.3***
247	81.2	84.7	78.6***
248	84.5	87.5	83.2***
249	86.8	89.0	86.5***

Рис. 2.2. Контрольна точка «Рукоятка управління двигуном на зліт» S_{003}

Початок руху (S_{004}) . Фіксується при значенні розрахункової швидкості V (м/с), що дорівнює нулю. Значення розрахункової швидкості обчислюються зворотним екстраполюванням значень приладової швидкості V з урахуванням середнього прискорення розбігу на ділянці $T_{100} - T_{150}$; середньої суми обертів усіх двигунів на ділянці $T_{100} - T_{150}$; сум поточних обертів усіх двигунів.

Точка визначається в процесі зворотного перегляду, починаючи з моменту T_{100} , шляхом обчислення чергового попереднього значення розрахункової швидкості V

$$\underline{V} = \underline{V} + A,$$

де A – розрахунковий приріст швидкості (м/с).

Досягнення контрольної швидкості (S_{005}) . Фіксується при прямому перегляді значень V з моменту T_{100} , у разі виконання нерівності

$$V \geq 150.$$

Вхідні дані

- Програма організації комп'ютерного контролю зльоту, заходу на посадку, посадки і виходу на друге коло за даними бортових параметричних реєстраторів – P0104ka.exe
- Сукупність файлів-копій польотної інформації літаків Ту-154, Ан-32, Як-42, Іл-86 тощо.
- Сукупність описувачів, що відповідають файлам-копіям і містять дані про умови зльотів.
- Описувачі реєстрованих сигналів: аналогових параметрів (АП) і разових команд (РК) для відповідних файлів-копій.
- Описувачі основних етапів роботи програми контролю зльоту.
- Файл кодів повітряних суден – tur.aig.

Порядок виконання роботи

1. Виконати пп. 1 – 5 відповідно до лабораторної роботи 1.
2. Розробити програмний фрагмент загальної програми виявлення контрольної точки (S_{004}).
3. Відшукати всі контрольні точки відповідно до мети лабораторної роботи.
4. Занести в протокол отримані результати.



Контрольні запитання і завдання

1. Дайте характеристику наземної ділянки зльоту.
2. Наведіть перелік реєстрованих параметрів, необхідних для пошуку контрольних точок даної лабораторної роботи.
3. Які дані, крім реєстрованих, використовуються в алгоритмах пошуку контрольних точок даної лабораторної роботи?

Лабораторна робота 3

Частина 2

ДОСЛІДЖЕННЯ НАЗЕМНОЇ ДІЛЯНКИ ЗЛЬОТУ ЛІТАКА

Мета роботи – виявлення контрольних точок наземної ділянки зльоту: «Досягнення швидкості прийняття рішення V_1 »; «Піднімання передньої опори шасі»; «Відрив від ЗПС».

Короткі теоретичні відомості

Досягнення швидкості V_1 (S_{006}). Фіксується при досягненні приладовою швидкістю V значення V_1 . Точка визначається шляхом прямого перегляду значень приладової швидкості V , починаючи з моменту T_{100} , у разі виконання нерівності $V \geq V_1$, де V_1 – швидкість прийняття рішення $V_1 = 0,9 V_R$, або V_1 одержує значення, задане оператором; V_R – розрахункове значення швидкості піднімання передньої опори шасі (ППОШ), наприклад, для $\Gamma y-154$

$$V_R = \begin{cases} 1,8 M_V + 95, & \text{якщо } ZL_A = 28 \pm 2; \\ 1,8 M_V + 103, & \text{якщо } ZL_A = (15 \pm 2) \wedge (M_V \geq 80); \\ 1,8 M_V + 100, & \text{якщо } ZL_A = (15 \pm 2) \wedge (M_V < 80), \end{cases}$$

де M_V – злітна маса, т; ZL_A – положення закритків у точці S_{005} .

Підняття передньої опори шасі (S_{007}). Фіксується в разі досягнення кутом тангажу TG значення, що перевищує $(TG_A + 2)$, де TG_A – значення кута тангажу на розбігу, що фіксується в момент T_{150} . Точка визначається шляхом прямого перегляду значень кута тангажу на ділянці $T_{200} - T_{H10}$ до виконання нерівності $TG > (TG_A + 2)$. Фрагмент зльоту літака $\Gamma y-154$, що характеризує динаміку змінювання характерних параметрів цієї контрольної точки, показано на рис. 3.1.

T	V	RH	TG	Швидкість, км/год	Положення руля висоти, град	Кут тангажу, град
327	244	4.8	0.9	*	*	*
328	248	2.9	1.0	*	*	*
329	251	0.6	1.4	*	*	*
330	254	0.6	1.5	*	*	*
331	257	0.6	1.5	*	*	*
332	260	0.4	1.5	*	*	*
333	262	0.	1.6	*	*	*
334	264	7.9	2.2	*	*	*
335	266	11.4	2.9	*	*	*
336	269	8.0	4.0	*	*	*
337	271	4.3	4.8	*	*	*
338	274	2.6	5.9	*	*	*
339	276	3.6	6.5	*	*	*
340	279	6.9	6.8	*	*	*
341	282	6.9	7.2	*	*	*

Рис. 3.1. Контрольна точка «Підняття передньої опори шасі» S_{007}

Відрив від ЗПС (S_{008}). Фіксується з першою появою однієї з двох ситуацій:

- досягнення максимуму значень кута атаки UA на ділянці «Підняття передньої опори» – T_{H10} , при якому момент відриву на 1 с відстає від точки максимуму (рис. 3.2);

T	HG	TG	UA	VU	Висота, м	Кут тангажу, град	Кут атаки, град	Вертикальна швидкість, м/с
332	0	1.5	-1.8	0	*	*	*	*
333	0	1.6	-1.0	0	*	*	*	*
334	0	2.2	-1.1	0	*	*	*	*
335	0	2.9	-1.7	0.1	*	*	*	*
336	0	4.0	-2.2	0.1	*	*	*	*
337	0	4.8	0.6	0.3	*	*	*	*
338	0	5.9	1.5	0.4	*	*	*	*
339	1	6.5	2.0	0.7	*	*	*	*
340	1	6.8	2.2	1.0	*	*	*	*
341	2	7.2	2.1	1.5	*	*	*	*
342	3	7.3	2.0	1.8	*	*	*	*
343	3	7.3	2.0	1.9	*	*	*	*

Рис. 3.2. Відрив від ЗПС S_{008}

— перевищення геометричної висотою значення ($HG_A + 1$) м на ділянці «Підняття передньої опори» — T_{HG10} , де HG_A — геометрична висота аеродрому зльоту, що обчислюється як середнє значення параметра HG протягом перших 15 с етапу зльоту; T_{HG10} — точка етапу зльоту, у якій параметр HG досягає значення, не меншого 10 м щодо геометричної висоти аеродрому HG_A (визначається в першій момент виконання нерівності $HG \geq (HG_A + 10)$ у процесі прямого перегляду значень HG від точки T_{1200}).

Вхідні дані

1. Файл кодів повітряних суден — тур.аіг.
2. Програма організації комп'ютерного контролю зльоту, заходу на посадку, посадки і відходу на друге коло за даними бортових параметричних реєстраторів — R0104kaф.exe.
3. Сукупність файлів-копій польотної інформації літаків Ту-154, Ан-32, Як-42, Іл-86 тощо.
4. Сукупність описувачів, що відповідають файлам-копіям і містять дані про умови зльотів, наприклад, для Як-42 (бортовий номер 42408) — f42408.def.
5. Описувачі реєстрованих сигналів: АП і РК для відповідних файлів-копій, наприклад, для Ту-134 (бортовий номер 65761) — 65761.grd.
6. Описувачі основних етапів роботи програми контролю зльоту за типами повітряних суден, наприклад, для Ан-32 — AN32.WZT.

Порядок виконання роботи

1. Виконати пп. 1 — 5 відповідно до лабораторної роботи 1.
2. Розробити програмний фрагмент загальної програми виявлення контрольної точки (S_{006}).
3. Виконати пп. 3 — 4 відповідно до лабораторної роботи 2.



Контрольні запитання і завдання

1. Виконайте інформаційний аналіз компонентів формули розрахунку швидкості прийняття рішення на зліт для літака Ту-154.
2. Наведіть перелік реєстрованих параметрів, необхідних для пошуку контрольних точок даної лабораторної роботи.
3. Які дані, крім реєстрованих, використовуються в алгоритмах пошуку контрольних точок даної лабораторної роботи?
4. Які, на ваш погляд, особливості має алгоритм виявлення контрольної точки «Відрив від ЗПС»?

Лабораторна робота 4

ДОСЛІДЖЕННЯ ПОВІТРЯНОЇ ДІЛЯНКИ ЗЛЬОТУ

Мета роботи — виявлення контрольних точок повітряної ділянки зльоту: «Прибирання шасі»; «Досягнення висоти 10 м»; «Початок розвороту»; «Досягнення висоти 120 м»; «Початок прибирання закрилків (перший прийом)»; «Перестановка стабілізатора»; «Прибирання закрилків (другий прийом)»; «Дроселювання двигунів»; «Кінець прибирання закрилків».

Короткі теоретичні відомості

Розгін після відриву. Після відриву від ЗПС для зменшення лобового опору і збільшення вертикальної швидкості на висоті 10 м 5–8 м починається прибирання шасі і триває набір висоти до досягнення 120 м. При цьому політ повинен виконуватись на постійній швидкості, що не менша, ніж безпечна швидкість зльоту V_2 . Нижче наведено алгоритми комп'ютерного виявлення контрольних точок ділянки зльоту до досягнення висоти 120 м.

Прибирання шасі (S_{009}). Фіксується за стійкої відсутності РК SH «Шасі випущені» (рис. 4.1). Точка визначається шляхом прямого перегляду значень відповідної РК від початку етапу зльоту за умови $SH = 0$ протягом 1 с.

T	V	HG	RH	SH	Швидкість, км/год	Висота, м	Положення руля висоти, град
336	269	0	-8.0	+	*	*	*
337	271	0	-4.3	+	*	*	*
338	274	0	-2.6	+	*	*	*
339	276	1	-3.6	+	*	*	*
340	279	2	-6.9	+	*	*	*
341	282	3	-6.9	+	*	*	*
342	285	4	-5.9	+	*	*	*
343	287	4	-5.2	+	*	*	*
344	289	5	-4.1	+	*	*	*
345	291	7	-2.2	-	*	*	*
346	293	8	-1.9	-	*	*	*
347	294	9	-2.1	-	*	*	*
348	295	11	-2.4	-	*	*	*

Рис. 4.1. Прибирання шасі S_{009}

Досягнення висоти 10 м (S_{010}). Фіксується при досягненні геометричної висотою HG значення 10 м щодо геометричної висоти аеродрому зльоту HG_A . Визначається в момент T_{HG10} .

Початок розвороту (S_{011}). Фіксується під час досягнення модуля кута крену KR значення 10° . Визначається шляхом прямого перегляду значень кута крену, починаючи з моменту T_{HG10} , при виконанні нерівності $|KR| > 10$.

Досягнення висоти 120 м (S_{012}). Фіксується під час досягнення геометричної висотою HG значення 120 м щодо геометричної висоти аеродрому зльоту HG_A . Визначається шляхом прямого перегляду значень HG , починаючи з моменту T_{1200} , при виконанні нерівності $HG > (HG_A + 120)$.

Зміна злітної конфігурації та режиму. Після досягнення висоти 120 м виконується приборання закрилків і розгін літака до безпечної швидкості з прибораними закрилками. Під час розгону літака вертикальну швидкість слід зменшити, а в разі зльоту з відмовою двигуна розгін може виконуватися в горизонтальному польоті. Протягом приборання механізації крила і зменшення аеродинамічного опору вертикальна швидкість знову буде збільшуватись.

Нижче наведено алгоритми комп'ютерного виявлення контрольних точок ділянки зльоту змінювання злітної конфігурації.

Початок приборання закрилків (перший прийом) (S_{013}). Фіксується в момент початку приборання закрилків (рис. 4.2).

T	HG	ZL	VY	Висота, м	Положення закрилків, град	Вертикальна швидкість, м/с
395	133	28	5.7	***
396	136	28	5.7	***
397	139	27.1	5.7	***
398	142	25.8	5.6	---**
399	144	24.6	5.5	***
400	147	23.6	5.4	***
401	150	22.1	5.2	***
402	152	21.1	5.3	***
403	155	19.9	5.7	***
404	158	18.6	6.1	***
405	161	17.4	6.4	***
406	164	16.4	6.6	***
407	168	15.6	6.4	***
408	171	15.6	5.6	***
409	173	15.6	4.6	***
410	175	15.6	3.5	***
411	177	15.6	2.4	***
412	178	15.6	1.7	***

Рис. 4.2. Початок приборання закрилків (перший прийом) S_{013}

Визначається шляхом прямого перегляду значень кута відхилення закрилків ZL , починаючи з моменту T_{1150} , при безупинному виконанні протягом 3 с умови

$$ZL < (ZL_A - 1) \wedge \Delta ZL < 0,$$

де ZL_A – положення закрилків на розбігу в момент T_{1150} ; ΔZL – значення збільшення сигналу ZL

$$\Delta ZL = ZL[i] - ZL[i-1],$$

де i – порядкові номери проходження значень польотних параметрів усередині етапу заходу на посадку, $i = 0, 1, \dots, n-1$; n – загальна кількість відліків.

Перестановка стабілізатора (S_{014}). Фіксується в момент початку перестановки стабілізатора зі злітного положення в польотне. Визначається шляхом прямого перегляду значень кута відхилення стабілізатора ST , починаючи з моменту T_{1150} , при безупинному виконанні протягом 2 с умови

$$ST > (ST_A + 0,15) \wedge \Delta ST > 0,1,$$

де ST_A – положення стабілізатора на розбігу в точці T_{1150} ; ΔST – значення збільшення сигналу ST

$$\Delta ST = ST[i] - ST[i-1],$$

де i – порядкові номери проходження значень польотних параметрів усередині етапу заходу на посадку.

Прибрання закрилків (другий прийом) (S_{015}). Фіксується в момент початку другого прийому приборання закрилків. Визначається шляхом прямого перегляду значень кута відхилення закрилків ZL , починаючи з моменту T_{1150} , при безупинному виконанні умови $\Delta ZL < 0$ протягом 2 с; ΔZL – значення збільшення сигналу ZL ; T_{1150} – момент закінчення першого прийому приборання закрилків, починаючи з якого $\Delta ZL = 0$ протягом двох і більше секунд.

Дроселювання двигунів (S_{016}). Фіксується при зменшенні обертів усіх двигунів щодо їхнього злітного режиму (рис. 4.3). Визначається шляхом прямого перегляду значень обертів КНТ двигунів, починаючи з моменту T_{1150} .

Точка визначається за умови виконання нерівності:

$$N_A < (N_{A,SR} - 2) \wedge N_B < (N_{B,SR} - 2) \wedge N_C < (N_{C,SR} - 2),$$

де N_A, N_B, N_C – оберти КНТ двигунів 1, 2, 3 відповідно; $N_{A,SR}, N_{B,SR}, N_{C,SR}$ – середні значення обертів КНТ двигунів 1, 2, 3 відповідно на інтервалі між точками ($S_{007} - S_{008}$).

Кінець приборання закрилків (S_{017}). Фіксується в момент закінчення приборання закрилків. Визначається шляхом прямого перегляду

ляду значень кута відхилення закрилків ZL , починаючи з моменту S_{013} , при безупинному виконанні протягом 3 с умови $ZL < 3 \wedge \Delta ZL = 0$,

де ΔZL – значення збільшення сигналу ZL .

T	HG	NLA	NLB	NLC	Висота, м	Оберти 1, %	Оберти 2, %	Оберти 3, %
408	316	97.1	97.9	97.3	****
409	320	97.5	97.9	97.3	****
410	324	97.5	97.9	97.3	****
411	328	97.5	97.9	97.3	****
412	333	97.1	97.9	97.3	****
413	337	96.6	97.9	96.8	****
414	341	95.7	97.4	96.4	****
415	346	94.3	96.5	95.0	****
416	350	92.9	95.5	94.0****
417	355	91.5	94.1	92.6****
418	360	90.5	93.2	91.7****
419	365	90.1	91.8	90.7****
420	370	90.1	90.4	90.3****
421	376	90.1	90.4	89.3****
422	382	90.1	89.9	88.4****

Рис. 4.3. Дроселювання двигунів S_{016}

Розгін літака. На кінцевій ділянці набору висоти, який закінчується при досягненні висоти кола, повітряне судно (ПіС) має польотну конфігурацію. При виконанні зльоту з усіма працюючими двигунами набір висоти на кінцевій ділянці може бути поєднаний з розгоном до швидкості набору висоти польоту за маршрутом. У разі відмови одного з двигунів набір треба виконувати на безпечній швидкості, яка забезпечує максимальне значення вертикальної швидкості при прибраних закрилках.

Нижче наведені алгоритми комп'ютерного виявлення контрольних точок кінцевої ділянки зльоту.

Досягнення висоти 400 м (S_{018}). Фіксується при досягненні барометричної висотою H значення 400 м щодо барометричної висоти аеродрому зльоту H_A . Визначається шляхом прямого перегляду значень H , починаючи з моменту T_{1200} , при виконанні нерівності

$$H \geq (H_A + 400),$$

де H_A – барометрична висота аеродрому зльоту, обчислюється як середнє значення параметра H протягом перших 15 с етапу зльоту.

Досягнення швидкості набору (S_{019}). Фіксується при досягненні заданої швидкості набору висоти. Визначається шляхом прямого

перегляду значень приладової швидкості V , починаючи з моменту T_{1200} , за умови виконання нерівності

$$V_V > V_{NAV},$$

де V_{NAV} – швидкість набору висоти (450 км/год).

Установлення тиску 760 (S_{020}). Фіксується в момент стійкого спрацювання РК I_{760} «Установлення тиску 760» протягом п'яти і більше секунд.

Вхідні дані

1. Програма організації комп'ютерного контролю зльоту, заходу на посадку, посадки і відходу на друге коло за даними бортових параметричних реєстраторів – P0104ka.exe.

2. Сукупність файлів-копій польотної інформації 4-х зльотів літака Tu-154, бортовий номер 85252 – \$0.z00, \$0.z01, \$0.z02, \$0.z03.

3. Сукупність описувачів даних, що відповідають копіям файлів, про умови зльотів (злітна маса, атмосферні умови тощо) – F85252.z00, F85252.z01, F85252.z02, F85252.z03.

4. Описувач реєстрованих сигналів: аналогових параметрів (АП) і разових команд (РК) літака Tu-154 85252.gtd.

5. Описувач основних етапів роботи програми контролю зльоту – Tu154b.wzi.

6. Файл кодів повітряних суден – tur.air.

Порядок виконання роботи

1. Виконати пп. 1–5 відповідно до лабораторної роботи 1.
2. Розробити програмний фрагмент загальної програми виявлення контрольної точки (S_{016}).
3. Виконати пп. 3–4 відповідно до лабораторної роботи 2.



Контрольні запитання і завдання

1. Наведіть перелік реєстрованих параметрів, необхідних для пошуку контрольних точок даної лабораторної роботи.
2. Як у даній лабораторній роботі необхідно використовувати можливості, що супроводжують деякі АП в табл. 1.1 лабораторної роботи 1.
3. Які дані, крім реєстрованих, використовуються в алгоритмах пошуку контрольних точок даної лабораторної роботи?
4. Які, на ваш погляд, особливості має алгоритм виявлення контрольної точки «Дроселювання двигунів»?

ПРИНЦИПИ ОЦІНЮВАННЯ ЯКОСТІ ВИКОНАННЯ ОКРЕМОГО ЕТАПУ ПОЛЬОТУ

Мета роботи – ознайомлення з принципами оцінювання якості виконання зльоту ПС за принципом використання частинних показників якості (ЧПЯ) на основі даних відповідного «портрета».

Короткі теоретичні відомості

Алгоритми програмного обчислення оцінок частинних показників якості пілотування ПС на зльоті. Контроль окремих стандартизованих етапів польоту (зльоту, заходу на посадку тощо) проводиться оцінюванням точності управління і, за необхідності, пошуку чинників (причин) зниження значень ЧПЯ пілотування [2]. Кожен ЧПЯ є безрозмірною величиною, що змінюється в межах 0...1, і залежною від номінальних, максимальних і мінімальних значень, відповідно щодо фактичного. Параметри d_1 , d_2 визначають зону змінювання контролюваного сигналу для оцінки «відмінно». Графічна інтерпретація ЧПЯ у загальному вигляді подана на рис. 5.1.

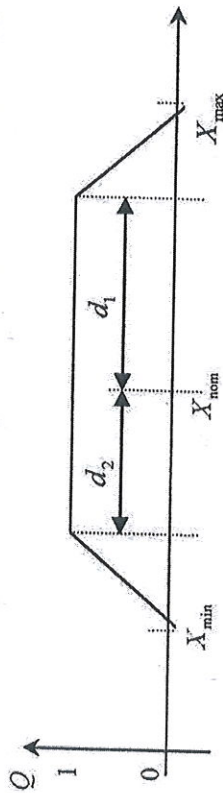


Рис. 5.1. Загальний вигляд графічного зображення ЧПЯ

Для контролю точності управління на зльоті використовуються оцінки дистанції розбігу (Q_{01}), швидкості відриву від ЗПС (Q_{02}), середньої швидкості на ділянці $H = 10 \dots 120$ м (Q_{03}), середнього градієнта набору висоти на ділянці $H = 10 \dots 120$ м (Q_{04}), швидкості початку і кінця прибирання закрилків (Q_{05} , Q_{06}). Алгоритми обчислення ЧПЯ наведено в праці [2].

Нижче наведено алгоритм обчислення значень ЧПЯ Q_{01} «Оцінка дистанції розбігу», графічну інтерпретацію якого подано на рис. 5.2. Слід визначити, що рис. 5.2 є окремим випадком рис. 5.1.

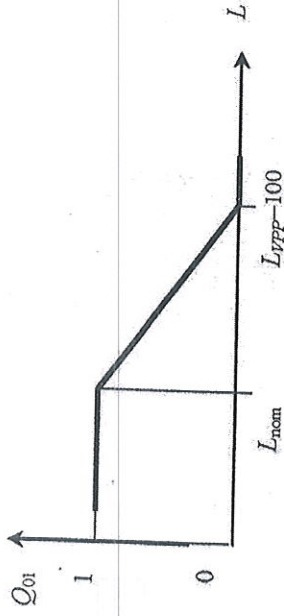


Рис. 5.2. Оцінка дистанції розбігу

Обчислення значень ЧПЯ Q_{01} робиться на основі співвідношення

$$Q_{01} = \begin{cases} 1, & \text{якщо } LR_f \leq L_{ном}; \\ \frac{LR_{PR} - LR_f}{LR_{PR} - L_{ном}}, & \text{якщо } LR_f > L_{ном}; \\ 0, & \text{якщо } LR_f > LR_{PR}, \end{cases}$$

де LR_{PR} – гранична дистанція розбігу, що дорівнює довжині ЗПС, зменшена на 100 м; $L_{ном}$ – номінальна розрахункова дистанція розбігу для конкретних умов зльоту і середніх характеристик двигунів; LR_f – фактична дистанція розбігу, зумовлена шляхом числового інтегрування шляхової швидкості на ділянці розбігу.

Вхідні дані

Збігаються з даними лабораторних робіт 1–4.

Порядок виконання роботи

1. Виконати пуск програми P0104ka.exe відносно вибраної копії польотної інформації.
2. Сформулювати числове значення контрольованих сигналів та розрахункових параметрів відповідно до формули обчислення Q_{01} .
3. Користуючись числовими значеннями, виконати розрахунок шуканого ЧПЯ Q_{01} .
4. Розробити програмний фрагмент загальної програми виявлення ЧПЯ Q_{01} .
5. Занести в протокол отримані результати.



Контрольні запитання і завдання

1. У чому полягає різниця між графічними зображеннями ЧПЯ, поданими на рис. 5.1 та 5.2?
2. Наведіть перелік реєстрованих параметрів, що використовуються під час обчислення ЧПЯ Q_{01} .
3. Які параметри, крім реєстрованих, повинні використовуватися під час обчислення ЧПЯ Q_{01} ?
4. Які, на ваш погляд, особливості має програмна реалізація обчислення ЧПЯ Q_{01} ?

Лабораторна робота 6

ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕХНОЛОГІЇ ОБЧИСЛЕННЯ ПОКАЗНИКІВ ЯКОСТІ ВИКОНАННЯ ЗЛЬОТУ ЛІТАКА

Мета роботи – дослідження алгоритмів обчислення значень таких ЧПК: швидкості відриву від ЗПС (Q_{02}), середньої швидкості на ділянці $H = 10-120$ м (Q_{03}), швидкості початку та закінчення прибирання закрилків (Q_{05} , Q_{06}).

Короткі теоретичні відомості

Оцінка швидкості відриву від ЗПС (Q_{02}). Графічну інтерпретацію ЧПЯ «Оцінка швидкості відриву від ЗПС» (Q_{02}) показано на рис. 6.1.

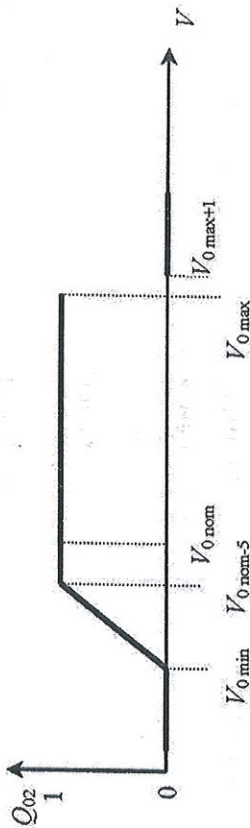


Рис. 6.1. Оцінка швидкості відриву

Обчислення значень ЧПЯ Q_{02} виконується на основі співвідношень

$$Q_{02} = \begin{cases} 1, & \text{якщо } V_{0,F} \geq (V_{0,лом} - 5) \wedge V_{0,F} \leq V_{0,max}; \\ \frac{V_{0,F} - V_{0,min}}{V_{0,лом} - V_{0,min}}, & \text{якщо } V_{0,F} < (V_{0,лом} - 5) \wedge V_{0,F} \geq V_{0,min}; \\ 0, & \text{якщо } V_{0,F} > V_{0,max} \vee V_{0,F} < V_{0,min}; \end{cases}$$

де V_{0F} – фактичне значення приладової швидкості в момент відриву; $V_{0,лом}$ – розрахункове значення приладової швидкості відриву з урахуванням умов зльоту; $V_{0,min}$ – розрахункове значення мінімально допустимої приладової швидкості відриву; $V_{0,max}$ – максимально допустима приладова швидкість руху літака по ЗПС, зумовлена міцністю коліс і шин.

Оцінка швидкості початку прибирання закрилків (Q_{05}). Обчислення значень ЧПЯ Q_{05} виконується на основі співвідношень

$$Q_{05} = \begin{cases} 1, & \text{якщо } V_{3,F} \geq V_{3,лом} \wedge V_{3,F} \leq V_{3,max}; \\ \frac{V_{3,F} - V_{3,min}}{V_{3,лом} - V_{3,min}}, & \text{якщо } V_{3,F} < V_{3,лом} \wedge V_{3,F} \geq V_{3,min}; \\ 0, & \text{якщо } V_{3,F} < V_{3,min} \vee V_{3,F} > V_{3,max}; \end{cases}$$

де $V_{3,min}$ – мінімальна швидкість початку прибирання закрилків; $V_{3,лом}$ – номінальна швидкість початку прибирання закрилків; $V_{3,max}$ – максимально допустима швидкість на початку прибирання закрилків; V_{3F} – фактична приладова швидкість на початку прибирання закрилків.

Графічну інтерпретацію ЧПЯ показано на рис. 6.2.

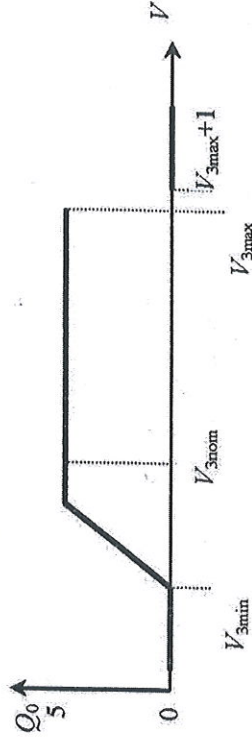


Рис. 6.2. Оцінка швидкості на початку прибирання закрилків

Вхідні дані

Збігаються з даними лабораторних робіт 1–4.

Порядок виконання роботи

1. Виконати пуск програми P0104kaf.exe відносно вибраної копії польотної інформації (ПІ).
2. Сформувати числові значення реєстрованих сигналів та розрахункових параметрів відповідно до формул обчислення Q_{02} , Q_{05} .

3. Користуючись числовими значеннями, виконайте розрахунки заданих ЧПЯ.
4. Розробіть програмний фрагмент загальної програми виявлення ЧПЯ Q_{05} .
5. Занести в протокол отримані результати.



Контрольні запитання і завдання

1. У чому полягає різниця між графічними зображеннями ЧПЯ, поданими на рис. 5.1, 6.1, 6.2?
2. Наведіть перелік реєстрованих параметрів, що використовуються під час обчислення ЧПЯ Q_{02} , Q_{06} .
3. Які параметри, крім реєстрованих, повинні використовуватися під час обчислення ЧПЯ Q_{02} , Q_{06} ?

Лабораторна робота 7

ОБЧИСЛЕННЯ ЗЛІТНОЇ МАСИ НА ПІДЕТАПІ РОЗБІГУ

Мета роботи – дослідження алгоритмів допускового контролю наземної ділянки зльоту, які використовують параметр M_V – злітна маса.

Короткі теоретичні відомості

Зліт на номінальному режимі при злітній масі більшій від допустимої. Подія сформується, якщо при злітній масі більшій ніж M_{Vmax} сума середніх значень РУД на ділянці від досягнення приладової швидкості 150 км/год до ППОШ виявиться меншою від $3R_{ном}$. Алгоритм програмного визначення події за інформацією «портрета» зльоту має вигляд

$$Og_{009} = S_{005} \wedge R_{szm} \langle (3 \times R_{ном}) \wedge M_V \rangle M_{Vmax},$$

де R_{szm} – сума середніх значень положень РУД ($R_{A sr} + R_{B sr} + R_{C sr}$); $R_{A sr}$, $R_{B sr}$, $R_{C sr}$ – середні значення положень РУД двигунів 1, 2, 3 на ділянці $S_{005} - S_{007}$; $R_{ном}$ – положення РУД на номінальному режимі; M_V – злітна маса (з паспорту до польоту); M_{Vmax} – максимальна дозволена маса для зльоту на номінальному режимі.

Швидкість під час підняття передньої опори шасі менша ніж ($V_R - 10$). Подія сформується, якщо в момент ППОШ зафіксована приладова швидкість менша ніж ($V_R - 10$). Алгоритм програмного визначення цієї події за інформацією «портрета» зльоту має вигляд

$$Og_{010} = S_{007} \wedge V_{07} < (V_R - 10),$$

де V_{07} – приладова швидкість у момент фіксації S_{007} , V_R .

Вхідні дані

Збігаються з даними лабораторних робіт 1–4.

Порядок виконання роботи

1. Виконати пуск програми P0104ka.exe відносно вибраної копії ПП.
2. Сформувати числові значення реєстрованих сигналів та розрахункових параметрів відповідно до досліджуваних алгоритмів допускового контролю.
3. Користуючись числовими значеннями, виконати перевірку заданих алгоритмів.
4. Занести в протокол отримані результати.



Контрольні запитання і завдання

1. Проведіть інформаційний аналіз алгоритму контролю Og_{009} .
2. Проведіть інформаційний аналіз алгоритму контролю Og_{010} .
3. Як, на ваш погляд, виконується перевірка алгоритмів?

Лабораторна робота 8

ОБЧИСЛЕННЯ ЗЛІТНОЇ МАСИ В ТОЧЦІ ВІДРИВУ ЛІТАКА ВІД ЗЛІТНО-ПОСАДКОВОЇ СМУГИ

Мета роботи – дослідження алгоритмів допускового контролю повітряної ділянки зльоту, які використовують параметр M_V – злітна маса.

Короткі теоретичні відомості

Швидкість при відриві менша ніж V_R . Подія сформується, якщо в момент відриву від ЗПС зафіксована приладова швидкість менша від розрахункової швидкості ППОШ. Алгоритм програмного визначення цієї події за інформацією «портрета» зльоту має вигляд

$$Og_{013} = S_{008} \wedge V_{08} < V_R,$$

де V_{08} – приладова швидкість у момент фіксації S_{008} ; V_R – розрахункове значення швидкості ППОШ.

Швидкість на висоті 10 м менша ніж $(V_2 - 5)$. Подія сформується, якщо в момент досягнення висоти $H = 10$ м буде зафіксована приладова швидкість менша від $(V_2 - 5)$. Алгоритм програмного визначення цієї події має вигляд

$$Og_{016} = S_{010} \wedge V_{10} < (V_2 - 5),$$

де S_{010} – характерна точка зльоту «Проліт висоти $H = 10$ м». Фіксується в момент першого досягнення значення $HG = 10 \pm 3$ м; V_{10} – приладова швидкість у момент фіксації точки S_{010} ; V_2 – розрахункове значення

$$V_2 = \begin{cases} 1.8 \times M_V + 109, & \text{якщо } ZL_A \geq 20^\circ; \\ 1.8 \times M_V + 119, & \text{якщо } ZL_A < 20^\circ. \end{cases}$$

Швидкість на ділянці $H = 10-120$ м менша ніж $(V_2 - 5)$. Подія сформується, якщо на інтервалі значень висоти геометричної 10-120 м буде зафіксована приладова швидкість менша від розрахункової приладової швидкості V_2 , зменшеної на 5 км/год. Алгоритм програмного визначення цієї події має вигляд

$$Og_{018} = S_{012} \wedge V_{\min} < (V_2 - 5),$$

де S_{012} – характерна точка зльоту «Проліт висоти $H = 120$ м»; V_{\min} – мінімальна швидкість на ділянці $H = 10-120$ м.

Швидкість на початку розвороту менша ніж рекомендована. Подія сформується, якщо при першому створенні крену більш ніж 10° і початку зміни курсу буде зафіксоване значення приладової швидкості менше від розрахункової мінімальної швидкості при розвороті (V_{RZ}), зменшеної на 5 км/год. Алгоритм програмного визначення цієї події має вигляд

$$Og_{019} = S_{011} \wedge V_{11} < (V_{RZ} - 5),$$

де S_{011} – характерна точка зльоту «Початок розвороту»; V_{11} – приладова швидкість у момент фіксації точки S_{011} ; V_{RZ} – мінімальна швидкість під час розвороту

$$V_{RZ} = \begin{cases} V_2 + 30, & \text{якщо } V_V = 0 \vee V_V = 2; \\ V_2 + 10, & \text{якщо } V_V = 1, \end{cases}$$

де V_V – вид зльоту.

Швидкість на початку прибирання закрилків менша ніж $V_{3\min}$. Подія сформується, якщо в момент початку переміщення закрилків зафіксована приладова швидкість менша від $V_{3\min}$. Алгоритм прог-

рамного визначення цієї події за інформацією «портрета» зльоту має вигляд

$$Og_{026} = S_{013} \wedge V_{13} < V_{3\min},$$

де V_{13} – швидкість приладова в момент фіксації точки S_{013} ; $V_{3\min}$ – мінімальна швидкість початку прибирання закрилків

$$V_{3\min} = \begin{cases} 320, & \text{якщо } V_V = 0 \wedge ZL_A \geq 20; \\ 320, & \text{якщо } V_V = 2 \wedge ZL_A \geq 20; \\ V_2, & \text{якщо } V_V = 1 \wedge ZL_A \geq 20. \end{cases}$$

$$V_{3\min} = \begin{cases} 350, & \text{якщо } V_V = 0 \wedge ZL_A < 20; \\ 350, & \text{якщо } V_V = 2 \wedge ZL_A < 20; \\ V_2, & \text{якщо } V_V = 1 \wedge ZL_A < 20. \end{cases}$$

Вхідні дані

Збігаються з даними лабораторних робіт 1-4.

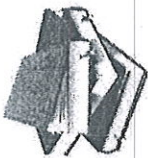
Порядок виконання роботи

Ідентичний до п. 3 лабораторної роботи 7.



Контрольні запитання і завдання

1. Проведіть інформаційний аналіз алгоритмів Og_{013} , Og_{016} .
2. Виконайте інформаційний аналіз алгоритмів Og_{018} , Og_{019} , Og_{026} .
3. Як, на ваш погляд, виконується перевірка алгоритмів?



Список літератури

1. Малежик А. И. Информационные сетевые компьютерные технологии контроля взлета воздушных судов: монография / А.И. Малежик, М.В. Куклинский, А.Ю. Зятдінов. – К. : НАУ, 2010. – 120 с.
2. Зятдінов Ю. К. Принципи проектування програмного забезпечення оперативного контролю польотів повітряних суден за інформацією бортових параметричних реєстраторів: навч. посіб. / Ю.К. Зятдінов, О.І. Малежик, О.С. Остапенко. – К. : НАУ, 2008. – 115 с.
3. Малежик А. И. Основы компьютерных технологий оперативного контроля полетов воздушных судов по полетной информации: монография / А. И. Малежик. – К. : КМУГА, 1996. – 124 с.
4. Аэродинамика самолета Ту-154 / Т.И. Лигум, С.Ю. Скрипниченко, Л.А. Чульский [и др.]. – М. : Транспорт, 1977. – 304 с.
5. Системи автоматизованого оброблення польотної інформації наземні. Загальні вимоги.: ДСТУ 3275 – 95. – [Чинний від 1995.01.01]. – К. : Держстандарт України, 1996. – 13 с.

ПРИНЦИПИ ПРОЕКТУВАННЯ МОБІЛЬНОГО ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

Лабораторний практикум
для студентів спеціальності 6.080400
«Інформаційні управляючі системи
та технології»

Укладачі:

МАЛЕЖИК Олександр Іванович
ХОЛЯВКІНА Тетяна Володимирівна

Редактор Н.О. Шур
Технічний редактор А. І. Лавринович
Коректор Л. М. Романова
Комп'ютерна верстка Н. В. Чорної

Підп. до друку 22.10.12. Формат 60x84/16. Папір офс.
Офс. друк. Ум. друк. арк. 1,86. Обл.-вид. арк. 2,0.
Тираж 100 прим. Замовлення № 181-1.

Видавець і виготовник
Національний авіаційний університет
03680, Київ-58, проспект Космонавта Комарова, 1.

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру ДК № 977 від 05.07.2002