

Малежик О.І., канд.техн.наук,  
Остапенко О.С.,  
Радченко В.А.

## НОРМАТИВНІ ПРИНЦИПИ ПРОЕКТУВАННЯ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДОПУСКОВОГО КОНТРОЛЮ ПОЛЬОТІВ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ЗА ПОЛЬОТНОЮ ІНФОРМАЦІЄЮ

Інститут комп'ютерних технологій НАУ

*Досліджено проблему використання нормативної документації при розробленні алгоритмічного та програмного забезпечення допускового контролю польотів повітряних суден.*

### Вступ

Проектування алгоритмічного і програмного забезпечення допускового контролю польотів повітряних суден (ПС) за польотною інформацією (ПІ) виконується відповідно до вимог та змісту нормативних документів: державних та галузевих стандартів (наприклад, [1]), порядку з льотної експлуатації (ПЛЕ) за типами ПС, правил виконання польотів ПС тощо. Всю сукупність нормативної документації умовно можна поділити на дві категорії:

- загального призначення, що віддзеркалює вимоги до програмного забезпечення, відповідної документації та організаційних заходів з експлуатації тощо;
- проблемно орієнтованої, що визначає правила функціонування об'єктів контролю і є одним з головних джерел інформації при розробленні алгоритмів і програмного забезпечення оперативного контролю польотів ПС за ПІ.

Метою роботи є розгляд деяких питань практичного використання змісту проблемно-орієнтованої документації при проектуванні алгоритмів і програм контролю польотів ПС, а також формування т.зв. нормативних параметрів, що задають припустимі значення або межі зміни контрольованих сигналів [2].

### Постановка завдання

Порядок з льотної експлуатації визначає технологію дій екіпажа ПС у польоті і зазвичай містить такі основні розділи:

1. характеристика ПС: геометричні, льотні і вагові дані, льотні обмеження, характеристика силової установки тощо;
2. підготовка до польоту;

3. виконання польоту: підготовка до вирулювання і руління, зліт, набір висоти, політ за маршрутом, зниження, захід на посадку і посадка, ухід на 2 коло, зарулювання на стоянку і зупинка двигунів;
4. особливі випадки польоту: зледеніння, зліт в умовах засніженого аеродрому, відмова двигуна тощо;
5. рекомендовані значення параметрів польоту: швидкості, висоти, маси тощо.

В якості прикладу проектування алгоритмів контролю використаємо дані керівних документів, що регламентують виконання етапу зльоту транспортного ПС, з метою реалізації алгоритму контролю із формулюванням "Швидкість під час підйому передньої опори шасі менше  $V_{R-10}$ ". Процес проектування представимо у вигляді наступних етапів:

- аналізу керівних документів і визначення об'єкта контролю;
- визначення часових меж і точок польоту, що використані для безпосереднього перегляду контрольованих сигналів;
- інформаційного аналізу;
- визначення послідовності комп'ютерного оброблення ПІ;
- перевірки працездатності алгоритмів і програми контролю.

### Аналіз керівних документів з виконання польотів і визначення об'єкта контролю

Зазвичай типова технологія виконання зльоту ПС на наземній ділянці включає наступні дії:

- на рулінні або перед стартом відхилити закрилки на злітний кут;

- збільшити режим роботи двигунів до злітного, відпустити гальма і почати розбіг ПС;

- при досягненні літаком заданої приборної швидкості відповідно до значення злітного кута закрилків треба плавно відхиляючи руль висоти почати підйом передньої опори шасі.

Припустимо, що технологія виконання зльоту визначає два варіанти дозволених злітних положень закрилків  $ZL_A$  ( $15^\circ$  або  $25^\circ$ ) для яких задані діапазони значень рекомендованих швидкостей початку підйому передньої опори шасі  $V_R$ :

- 210-220 км/год для  $ZL_A = 15^\circ$ ;
- 170-200 км/год для  $ZL_A = 25^\circ$ .

Зіставлення діапазонів рекомендованих швидкостей  $V_R$  із діапазоном злітних мас  $M_V$  (20..27т) дає можливість сформулювати лінійну залежність значень  $V_R$  від  $M_V$

$$V_R = \begin{cases} 1.43 \times M_V + 181.4, & ZL_A = 15^\circ; \\ 4.29 \times M_V + 84.3, & ZL_A = 25^\circ. \end{cases} \quad (1)$$

Очевидно, що в даному прикладі контролю підлягає значення приборної швидкості на початку підйому передньої опори шасі  $V_{П.оп}$ , а формалізований запис алгоритму контролю має вигляд:

$$V_{П.оп} < (V_R - 10). \quad (2)$$

**Визначення інтервалу і контрольних точок етапу зліт, використовуваних для безпосереднього перегляду контрольованих сигналів**

Логічний вираз (2) передбачає попереднє обчислення параметрів  $V_R$  на основі (1) і  $V_{П.оп}$ . У свою чергу вираз (1) містить компоненту  $ZL_A$ , значення якої визначається в момент досягнення контрольної швидкості 150 км/год -  $T_{V150}$ . Значення швидкості  $V_{П.оп}$  відповідає моменту початку підйому передньої опори шасі  $T_{П.оп}$ , котрий визначається шляхом перегляду реєстрованих значень сигналу відхилення руля висоти  $RH_i$  і фіксується при стійкому досягненні істинного значення логічного виразу

$$RH_i < (RH_A - 2) \wedge (D_{RH} < 0), \quad (3)$$

де  $RH_A$  - значення  $RH$  в момент  $T_{V150}$ , а  $D_{RH}$  - приріст  $RH$ ,  $D_{RH} = RH_i - RH_{i-1}$ . Індекс "i" визначає порядкові номери значень реєстрованих сигналів в межах контрольованого

етапу польоту, в даному випадку - зльоту,  $i = 0, \dots, T_{END}-1, T_{END}$  - кількість спостережуваних точок етапу.

На рис. 1 наведена динаміка змінювання значень положення руля висоти  $RH_i$  та його приросту  $D_{RH}$ , приборної швидкості  $V_i$  і кута тангажу  $TG_i$  ПС в околі точки  $T_{П.оп}$  в межах  $i = 262, \dots, 280$ . Чисельні значення на рис. 1 параметрів наведені в цілочисельному форматі, причому значення  $RH$  і  $TG$  промасштабовані шляхом збільшення в 10 разів, тобто з точністю до десятих частин градуса.

Таким чином часові характеристики визначення необхідних компонентів алгоритму контролю (2) можна представити у вигляді наступного переліку:

- контрольований етап польоту - зліт;
- підетап зльоту - розбіг літака;
- інтервал перегляду контрольованих сигналів в межах від досягнення контрольної швидкості 150км/год до початку підйому передньої опори шасі;
- контрольні точки -  $T_{V150}$  і  $T_{П.оп}$ .

|     |     |     |     |     |       |       |       |       |
|-----|-----|-----|-----|-----|-------|-------|-------|-------|
| 262 | 133 | 0   | 194 | -6  | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 263 | 128 | -5  | 198 | -11 | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 264 | 128 | 0   | 201 | -8  | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 265 | 125 | -3  | 204 | -10 | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 266 | 124 | -1  | 207 | -7  | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 267 | 121 | -3  | 210 | -11 | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 268 | 118 | -3  | 213 | -7  | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 269 | 115 | -3  | 216 | -9  | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 270 | 118 | 3   | 219 | -12 | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 271 | 114 | -4  | 223 | -13 | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 272 | 87  | -27 | 226 | -14 | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 273 | 58  | -37 | 229 | -13 | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 274 | 7   | -43 | 231 | -11 | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 275 | -8  | -15 | 234 | -10 | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 276 | -38 | -38 | 237 | -4  | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 277 | -33 | 5   | 240 | 2   | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 278 | -34 | -1  | 242 | 7   | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 279 | -34 | 0   | 245 | 13  | ..... | ..... | ..... | ..... |
| 280 | -34 | 0   | 248 | 22  | ..... | ..... | ..... | ..... |

Рис. 1. Динаміка змінювання параметрів зльоту в околі контрольної точки початку підйому передньої опори шасі

**Інформаційний аналіз алгоритму контролю**

Інформаційний аналіз алгоритму контролю (2) і розрахункових співвідношень (1), (3) показує, що їхніми компонентами є такі елементи:

- дані про умови виконання зльоту -  $M_V$ , джерелом якого є паспорт до носія ПІ, що заповнює скіпаж ПС;
- сигнали, які реєструються,  $V, RH, ZL$  (положення закрилків);
- розрахункові параметри-константи  $ZL_A, RH_A, V_{П.оп}, T_{V150}, T_{П.оп}$ , значення яких визначаються при обробленні ПІ;

- нормативний параметр -  $V_R$ , який розраховується за допомогою допоміжних даних ( $M_V, ZL_A$ ) на основі вимог ПЛЕ;

- розрахунковий аналоговий параметр  $D_{RH}$ , відсутній в переліку сигналів, які реєструються на даному типі ПС.

### Послідовність комп'ютерної обробки польотної інформації

Програмна реалізація алгоритму допускового контролю, що проектується, може бути відображена у наступній послідовності:

1. Виявлення контрольної точки зльоту  $T_{V150}$  шляхом прямого перегляду поточних значень приборної швидкості  $V$  від початку етапу зльоту із застосуванням алгоритму  $V_i \geq 150$ , де  $i = 0, \dots, T_{END}-1$ .

2. Визначення чисельних значень розрахункових параметрів-констант  $ZL_A, RH_A$ , фіксуючи відповідні значення аналогових параметрів  $ZL, RH$  в точці  $T_{V150}$ . Динаміка змінювання значень параметрів  $V, RH, ZL$  в околі точки  $T_{V150}$  показана на рис.2, причому значення  $ZL$  промасштабовані аналогічно  $RH$  і  $TG$ .

|     |     |     |     |       |       |       |
|-----|-----|-----|-----|-------|-------|-------|
| 241 | 118 | 134 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 242 | 115 | 132 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 243 | 119 | 138 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 244 | 123 | 128 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 245 | 127 | 126 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 246 | 132 | 124 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 247 | 136 | 123 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 248 | 141 | 121 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 249 | 144 | 119 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 250 | 148 | 117 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 251 | 152 | 115 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 252 | 156 | 115 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 253 | 160 | 115 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 254 | 165 | 118 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 255 | 169 | 120 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 256 | 173 | 123 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 257 | 176 | 125 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 258 | 180 | 128 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 259 | 184 | 130 | 250 | ..... | ..... | ..... |
| 260 | 187 | 133 | 250 | ..... | ..... | ..... |

Рис. 2. Динаміка змінювання значень параметрів  $V, RH, ZL$  в околі точки  $T_{V150}$

3. Виявлення контрольної точки зльоту  $T_{П.оп}$  шляхом прямого перегляду поточних значень положення руля висоти  $RH$  і розрахункового аналогового параметра  $D_{RH}$ , починаючи від точки  $T_{V150}$ , із застосуванням алгоритму пошуку  $T_{П.оп}$  (3).

4. Визначення чисельного значення розрахункового параметра-константи  $V_{П.оп}$ , фіксуючи значення аналогового параметра  $V$  в точці  $T_{П.оп}$ .

5. Визначення чисельного значення нормативного параметра  $V_R$  на основі (1).

6. Використання власне алгоритму контролю (2) на основі попередньо визначених чисельних значень компонентів  $V_{П.оп}$  і  $V_R$ .

### Тестування алгоритмів і програми контролю

Тестування алгоритмів і програми контролю передбачає перевірку істинності отриманих значень всіх компонентів алгоритму контролю (2):  $ZL_A, RH_A, V_{П.оп}, T_{V150}, T_{П.оп}, V_R$ , - а також перевірку працездатності самого алгоритму контролю. Перевірка компонентів потребує наявності автоматизованого робочого місця (АРМ) експерта, яке дає можливість перегляду всіх даних (початкових, проміжних, остаточних) в числовому або графічному представленні. Перевірка працездатності алгоритму контролю вимагає наявності можливості вносити цілеспрямовані коригуючі зміни до чисельних значень реєстрованих параметрів (в одній точці або на заданому інтервалі), даних про умови виконання польоту (так званих "чересстрогованих параметрів"), нормативних параметрів.

Основні елементи тестування власне алгоритму контролю розглянемо на прикладі аналізу співвідношення (2).

За результатами оброблення наведених даних зльоту ПС можливі два варіанти: позитивний, тобто алгоритм спрацював, і негативний, тобто контрольовану ситуацію не виявлено. Для позитивного результату характерна можливість наявності помилки 1-го роду, для негативного - 2-го роду [2].

Оцінювання позитивного результату вимагає експертної перевірки за допомогою АРМ всіх компонентів і алгоритму контролю. Вказану процедуру на сьогодні використовують як під час розроблення програмного забезпечення, так й при його експлуатації в підрозділах польотної інформації авіакомпаній у вигляді так званого "підтвердження результатів".

Наявність негативного результату також потребує експертної перевірки. Але навіть якщо цей результат для конкретного польоту підтвердився, тобто відхилень не виявлено, це ще не означає, що при наявності відповідних умов іншого польоту алго-

ритм контролю спрацює. Слід зазначити, що для більшості алгоритмів контролю має місце саме ця ситуація, тобто носій ПІ не завжди містить передумови для спрацювання відповідного алгоритму. Таким чином розробник алгоритмічного або програмного забезпечення контролю польотів за ПІ має штучно створювати відповідні передумови за допомогою втручання в дані про контрольований політ ПС.

Для наведеного прикладу перевірка функціонування алгоритму контролю повинна виконуватись двома способами:

- 1) для незмінних умов зльоту ( $M_V$ ,  $ZL_A$ ,  $V_R$ ) і спотворенні значення  $V_{П.оп}$ ;
- 2) для незмінного значення  $V_{П.оп}$  і варіацій значень  $M_V$ ,  $ZL_A$ ,  $V_R$ .

Розглянемо перший варіант. Припустимо, що умови зльоту (фрагменти якого приведені на рис.1, 2) мають значення  $M_V = 25$ т,  $ZL_A = 25^\circ$ ,  $V_R = 192$  км/год. Тоді, відповідно до (2), алгоритм повинен спрацювати при  $V_{П.оп} < 182$ , наприклад, 181 км/год. Шляхом підстановки значення приборної швидкості  $V = 181$  км/год в точку  $T_{П.оп}$  і повторного виконання відповідної програми очікуємо позитивного результату, а при його відсутності проводимо експертний аналіз.

Для другого варіанту перетворимо (2) із урахуванням (1) в систему

$$M_V > \frac{V_{П.оп} + 10 - 181,4}{1,43}, \quad ZL_A = 15; \quad (4)$$

$$M_V > \frac{V_{П.оп} + 10 - 84,3}{4,29}, \quad ZL_A = 25. \quad (5)$$

Оскільки реальне значення  $V_{П.оп}$  відповідно до рис. 1, 2 дорівнює 226 км/год, значення злітної маси  $M_V$ , що задовольняють (4, 5) відповідають нерівностям

$$M_V > 38, \quad ZL_A = 15;$$

$$M_V > 35, \quad ZL_A = 25.$$

Таким чином перевірка другого варіанту виконується двома діями:

- встановлюються значення параметрів  $ZL = 15$  в точці  $T_{V150}$  і  $M_V = 39$  в даних про умови зльоту, виконується відповідна програма з аналізом результатів;
- аналогічні операції здійснюються для  $ZL = 25$  і  $M_V = 36$ .

При вірному функціонуванні алгоритму

контролю в будь-якому варіанті маємо отримати позитивний результат. Аналогічна методика розроблення і тестування може бути використана для подібних алгоритмів контролю та відповідних програмних модулів.

### Висновки

1. Проектування алгоритмічного і програмного забезпечення допускового контролю польотів ПС за ПІ виконується відповідно до вимог та змісту нормативних документів: державних та галузевих стандартів, ПЛЕ за типами ПС; правил виконання польотів ПС тощо.
2. Одним з основних нормативних документів є порядок льотної експлуатації, що визначає технологію дій екіпажа ПС від початку підготовки до польоту до його завершення.
3. Процес проектування алгоритмічного та програмного забезпечення можна представити у вигляді наступних етапів: аналізу ПЛЕ і визначення ОК, визначення часових меж і контрольних точок польоту, інформаційного аналізу, визначення послідовності комп'ютерного оброблення ПІ, тестування алгоритмів і програми контролю.
4. Структура розрахункових формул нормативних параметрів, як правило, є унікальною для різних типів ПС, хоча деякі з них мають ідентичні формули розрахунку.
5. Програмне забезпечення обчислення значень номіналів повинно давати можливість вносити корективи до компонент відповідних розрахункових співвідношень, обумовлені можливими змінами вимог нормативної документації, умов експлуатації ПС тощо.

### Список літератури

1. ДСТУ 3275-95. Системи автоматизованого оброблення польотної інформації наземні. Загальні вимоги. - К.: Держстандарт України, 1996. - 13с.
2. Малежик О.І., Радченко В.А., Куклінський М.В. Технологія організації допускового контролю окремого етапу польоту повітряного судна по даним бортових параметричних реєстраторів // Вісник НАУ, № 4, 2005.