

АНАЛІЗ розвитку авіаційної події з літаком Ан-26Ш № 76 25.09.2020

1. Опис розвитку події

Під час виконання посадки та зльоту «конвейером» екіпаж майора КЕШЕНІ Б.В. переставив закрилки з посадкового у злітне положення та перевів важелі управління двигунами (рос. аббревіатура РУД) АІ-24ВТ у положення, що відповідало злітному режиму їх роботи. Під час збільшення режиму роботи двигунів тиск мастила вимірювачів обертаючого моменту (рос. аббревіатура Р_{икм}) збільшився на лівому двигуні до значення близько 60 кгс/см², на правому двигуні до значення близько 91 кг/см² (згідно ТУ має бути 91...94 кгс/см²). Таким чином параметри роботи лівого двигуна в частині Р_{икм} мали відхилення від норми.

Найбільш ймовірно, що через швидкоплинність зльоту «конвейером» від моменту дачі РУД до досягнення швидкості прийняття рішення V₁, бортовий технік не встиг зчитати інформацію показчика обертаючого моменту лівого двигуна АІ-24ВТ, та, відповідно, не доповів командирові екіпажу про відхилення параметрів роботи лівого двигуна від ТУ.

Ймовірно також, що з цієї ж причини помічник командира екіпажу не помітив загорання червоної сигнальної лампи «ІМ-24 ЗАТОРМОЖЕН» лівого двигуна на щитку ПРТ-24.

Оскільки різниця Р_{икм} правого та лівого двигуна склала близько 30 кгс/см², різниця гвинтової потужності правого та лівого двигунів:

$$\Delta N = 27,09 \cdot \Delta P_{\text{икм}} = 27,09 \cdot 30 \approx 813 \text{ кс або } 598 \text{ кВт.}$$

Прийнявши ККД повітряного гвинта АВ-72Т $\eta = 0,8$ різниця тяги правого та лівого двигуна на швидкості V₁ = 200 км/г (55,6 м/с):

$$\Delta P = \eta \frac{\Delta N}{V} = 0,8 \frac{598}{55,6} = 8,6 \text{ кН або } 877 \text{ кгс.}$$

Тяга двигуна РУ19А-300 на номінальному режимі роботи становить не менше 800 кгс. А оскільки при різниці $\Delta P_{\text{икм}} = 30 \text{ кгс/см}^2$ між правим та лівим двигуном різниця тяги правого та лівого двигунів складає близько 877 кгс, то командир екіпажу міг сприймати поведінку літака під час розбігу як звичайну, подібну до такої що спостерігається під час зльоту з використанням двигуна РУ19А-300.

Відповідно по досягненню швидкості прийняття рішення (V₁) командир екіпажу прийняв хибне (не обґрунтоване) рішення на продовження зльоту.

Вже після відриву бортовий технік помітив не відповідність параметрів роботи лівого двигуна ТУ та горіння сигнальної лампи «ІМ-24 ЗАТОРМОЖЕН» лівого двигуна на щитку ПРТ-24. Приблизно через 45 с з моменту встановлення злітного режиму (практично – з моменту відриву від ЗПС) по досягненню V_{пр} ≈ 275 км/г з висоти приблизно 150 м екіпаж протягом 35 с плавно зменшував режим роботи лівого двигуна АІ-24ВТ до Р_{икм} ≈ 32 кгс/см², намагаючись виконати рекомендації підрозділу «Контроль за работой системы ПРТ-24 двигателя АИ-24ВТ по вольтметру» п. 8.1.1. КЛЕ, та, найбільш ймовірно, після вимкнення ПРТ-24 лівого двигуна встановив Р_{икм} ≈ 43 кгс/см², що відповідає положенню РУД близько

63...74° по УПРТ у випадку максимального зливу дозованого пального виконавчим механізмом ИМ-24 системи ПРТ-24.

Приблизно через 3 хв. 15 с після відриву літака від ЗПС на зльоті, на швидкості близько 320 км/г екіпаж зменшив режим роботи правого двигуна до $R_{икм} \approx 65 \text{ кгс/см}^2$, що відповідає РУД близько 63...74° по УПРТ. В подальшому, приблизно через 1 хв. 25 с, по досягненні швидкості 330 км/г на висоті кола екіпаж зменшив режим роботи правого двигуна до $R_{икм} \approx 50 \text{ кгс/см}^2$, а лівого до $R_{икм} \approx 20 \text{ кгс/см}^2$, що відповідає положенню РУД приблизно 40...50° по УПРТ. При цьому екіпаж не виконав рекомендації підрозділу «Контроль за работой системы ПРТ-24 двигателя АИ-24ВТ по вольтметру» п. 8.1.1. КЛЕ в частині: «продолжить полет, выдерживая $R_{икм}$ двигателя с выключенной системой ПРТ равным давлению $R_{икм}$ второго двигателя, и контролировать температуру газов, не допуская превышения ее значения, указанного в таблице на центральном пульте в кабине экипажа».

В подальшому екіпаж усвідомлюючи дефіцит наявної потужності, ймовірно, прийняв рішення про запуск двигуна РУ19А-300 та випуск шасі та закрилків на посадковому курсі, у відповідності до рекомендацій п. 5.1.5. КЛЕ.

Під час виконання зниження на посадковому курсі з закрилками, відхиленими на кут 15°, на $V_{пр} \approx 250 \text{ км/г}$ при положенні РУД обох двигунів близькому до 30° по УПРТ ($R_{икм \text{ прав}} \approx 30 \text{ кгс/см}^2$, $R_{икм \text{ лів}} \approx 10 \text{ кгс/см}^2$), звичному для командира екіпажу та бортового техника під час передпосадкового зниження, екіпаж зробив помилковий висновок про те, що наявний запас потужності двигунів достатній для виконання передпосадкового зниження з закрилками, відхиленими на кут 38°. В наслідок цього екіпаж прийняв рішення про випуск закрилків на кут 38°. В районі ДПРМ закрилки були відхилені на 38°.

Враховуючи політну масу близько 21 т рекомендована швидкість заходу на посадку з закрилками, відхиленими на кут 38°, становила 220 км/г. Після довипуску закрилків та досягнення швидкості 220 км/г екіпаж почав збільшення режиму роботи правого двигуна з метою підтримання заданої швидкості передпосадкового зниження. Збільшення режиму роботи правого двигуна тривало протягом близько 20 с. Режим роботи правого двигуна досяг злітного. В процесі збільшення режиму роботи правого двигуна (ймовірно мало місце одночасне збільшення режиму роботи двигуна РУ19А-300) командир екіпажу праву педаль вперед майже не відхиляв, тим самим момент M_y від несиметричної тяги не урівноважував, що призвело розвитку значного ковзання на праве напівкрило. В наслідок ковзання виник значний момент $M_{x\beta}$, спрямований ліворуч, який командир екіпажу компенсував поступовим відхиленням елеронів праворуч аж до повного кута їх відхилення. Крім того в наслідок значного кута ковзання значно збільшився аеродинамічний опір, який перевищував наявну тягу, що викликало подальше зменшення швидкості польоту. Крім того в наслідок значного ковзання відбувалося спотворювання (в бік зменшення) приладової швидкості польоту.

Слід зазначити, що через обдувку вертикального оперення потоком від повітряного гвинта правого двигуна та значний кут ковзання при нейтральному положенні РН льотчик відчував значні зусилля на правій педалі, що могло

спровокувати його хибні уявлення про відхилення правої педалі вперед. Тобто льотчик міг вважати, що він відхиляє педаль, та бореться з ковзанням, хоч насправді цього не відбувається.

По досягненню $V_{пр} \approx 170...180$ км/г відбулося флюгерування повітряного гвинта лівого двигуна найбільш ймовірно в наслідок енергійного переміщення його РУД в положення вище ніж $37,5^\circ$ по УПРТ при $R_{икм} < 10$ кгс/см², або, менш ймовірно, від кнопки КФЛ-37.

В подальшому, в наслідок намагання командира екіпажу утримувати літак на заданій траєкторії зниження при значному падінні швидкості польоту шляхом відхилення штурвальної колонки «на себе» та за наявності значного ковзання на праве напівкрило, відбулося звалювання літака на ліве напівкрило, з розвитком крену до $50...70^\circ$, що супроводжувалось розворотом літака ліворуч. Лише з початком звалювання командир екіпажу почав відхилення правої педалі вперед. В процесі всього звалювання штурвальна колонка весь час відхилялась «на себе».

2. Аналіз розвитку катастрофічної ситуації

Порушення функціонування авіаційної системи відбулося відразу після початку зльоту «конвейером». Ситуація на борту літака набула ознак ускладнених умов польоту в наслідок відмови системи ПРТ-24 лівого двигуна АІ-24ВТ.

Внаслідок неповного виконання екіпажем рекомендацій підрозділу «Контроль за работой системы ПРТ-24 двигателя АИ-24ВТ по вольтметру» п. 8.1.1. КЛЕ відбулося подальше ускладнення ситуації та істотне зниження рівня безпеки у польоті та були створені передумови для переходу ситуації в аварійну.

В наслідок неповного виконання екіпажем рекомендацій підрозділу «Контроль за работой системы ПРТ-24 двигателя АИ-24ВТ по вольтметру» п. 8.1.1. (не виконання рекомендації щодо $R_{икм лів} \approx R_{икм прав}$), неповного виконання рекомендацій п. 5.1.5. КЛЕ (кут відхилення закрилків під час виконання передпосадкового зниження більший за 15°) та через помилки в техніці пілотування (невміння командира екіпажу балансувати літак з несиметричною тягою) відбувся подальший розвиток ситуації на борту літака від ускладнених умов польоту до аварійної ситуації, яка відразу ж перейшла до катастрофічної.

Недостатня підготовка командира екіпажу з техніки пілотування, наявна обмежена потужність силової установки літака та мала висота польоту не дозволили зупинити розвиток аварійної а згодом і катастрофічної ситуації.

3. Висновки

Головна причина авіаційної події: невміння командира екіпажу приймати обгрунтовані рішення в ускладнених умовах польоту.

Безпосередня причина авіаційної події: недостатня підготовка командира екіпажу з техніки пілотування, а саме не навченість ефективному балансуванню літака в умовах польоту з несиметричною тягою.

Сприяючі причини авіаційної події:
відмова системи ПРТ-24 лівого двигуна AI-24BT;
не надання ефективної допомоги екіпажу в ускладнених умовах польоту з боку групи керівництва польотами;
необґрунтоване виконання зльоту «конвейером» з активним пілотуванням літака льотчиком інструктором;
слабкі знання льотного складу КЛЕ літака Ан-26 в частині нормальної експлуатації систем та особливих випадків у польоті;
недостатнє розуміння льотним складом фізичної суті процесів, які відбуваються під час функціонування турбогвинтового двигуна AI-24BT;
слабкі знання льотчиків та бортового техніки з практичної аеродинаміки літака Ан-26.

4. Пропозиції

З метою недопущення подібних авіаційних подій в майбутньому пропоную:

- 1) включити до програми командирської підготовки інженерно-технічного складу категорій бортовий інженер та бортовий технік дисципліну «Практична аеродинаміка літального апарату»;
- 2) у випадку, якщо у військовій частині експлуатуються літальні апарати різних класів (маневрені та неманеврені літаки а також вертольоти) забезпечити призначення на керівні посади льотного складу командування частини офіцерів, які мають відповідний фах (маневрені та неманеврені літаки а також вертольоти) та підготовку, яка дозволяє організовувати та здійснювати льотну підготовку підлеглого льотного складу;
- 3) розробити та впровадити Стандартні експлуатаційні процедури, Процедури в особливих випадках у польоті та при відмовах авіаційної техніки для екіпажів багатомісних літаків;
- 4) на базі однієї з авіаційних частин Повітряних Сил провести льотно-методичні збори з інструкторським складом, який виконує польоти на літаках Ан-24, Ан-26 та Ан-30, під час яких провести заняття з питань управління ресурсами екіпажів, прийняття рішень, стандартних експлуатаційних процедур, процедур в особливих випадках у польоті та при відмовах авіаційної техніки, та виконати показові та методичні польоти з імітацією відмови двигунів на різних етапах польоту із залученням у якості викладачів та інструкторів викладацького та льотно-випробувального складу ДП «Антонов»;
- 5) внести до керівництва з льотної експлуатації літака Ан-26 підрозділ «Заход на посадку и посадка самолета с двумя работающими двигателями при фиксированном максимальном сливе топлива системой прт-24 на одном из двигателей»;

- б) заборонити виконання зльотів «конвейером» на літаках Ан-24, Ан-26 та Ан-30 при польотах без льотчика-інструктора або при активному пілотуванні літака льотчиком-інструктором.

Льотчик-випробувач 1 класу відділу В-283 ДП «Антонов»

О.М. ПАХОЛЬЧЕНКО