

## ДОКЛАД

от разследване на авиационно произшествие със самолет Ан-12, рег.LZ-BRP, собственост на авиационен оператор “Брайт Авиешън Сървисиз”ООД, възникнало на 01.01.2004 г. на летище Техеран, Ислямска Република Иран.



2004 г.

Материалите по авиационното събитие са заведени под дело № 01/01.01.2004г.

Авиационен оператор: “Брайт Авиейшън Сървисиз” ООД

Производител на въздухоплавателното средство (ВС): МАП, СССР

Национални и регистрационни знаци на ВС: LZ-BRP, в съответствие с удостоверение за регистрация, издадено на 17.11.2003 г. от ГД “ГВА”.

Място и дата на авиационното произшествие: летище Техеран, Ислямска Република Иран, 01.01.2004 г., 16:55 h. UTC

Уведомени: Главна дирекция “Гражданска въздухоплавателна администрация” и Специализираното звено по безопасност на полетите.

В съответствие с изискванията на чл. 142, ал. 2 от Закона за гражданското въздухоплаване, чл. 2, ал. 2 на Наредба № 13 от 27.01.1999 г. на Министерство на транспорта, за участие в разследването на авиационното произшествие със заповед № РД – 08 – 16/14.01.2004 г. на Министъра на транспорта и съобщенията е назначен упълномощен представител по разследването и технически експерти.

Вид на полета: полет за превоз на товари по маршрут Техеран – Керманшах – Бам – Техеран.

На 01.01.2004 г. около 16:55 h UTC, при кацане на писта 29R на летище Техеран, в процеса на опиране на пистата за излитане и кацане (ПИК), командирът на ВС – пилотиращ пилот поставя ръчките за управление на двигатели № 1 и № 2 на лявото полукрило на позиция “земен малък газ”. В резултат от възникналия попътен момент, самолетът завива наляво и въпреки предприетите от екипажа действия напуска писта 29R, преминава през грунда между ПИК 29L и ПИК 29R, с лявата предна част на тялото удря бетонна тръба с височина около 1,6 m, при което се разкъсва и нарушава целостта на обшивката на тялото в зоната между 6-и и 19-и силов пояс. Самолетът излиза на писта 29L и спира, след което на собствен ход, и съпровождан от водеща кола и пожарна отива на определената стоянка.

Последствия за екипажа няма.

Последствия за ВС: Нарушаване на целостта на обшивката между 6-и и 19-и силови пояси в областта на херметичния и товарния отсек. В съответствие с допълнителните разпоредби на Наредба № 13 на Министерство на транспорта от 27.01.1999 г. за разследване на авиационни произшествия, събитието се класифицира като авиационно произшествие.

## **1. Фактическа информация**

### **1.1. История на полета**

Задачата за полет е поставена устно от авиационния оператор на екипаж в състав: командир, втори пилот, шурман, борден инженер, борден радист и две технически лица.

#### **1.1.1. Номер на полета**

Рейс № BRW 200

#### **1.1.2. Подготовка и описание на полета**

Екипажът е провел предварителна и предполетна подготовка за изпълнение на полет Техеран – Керманшах – Бам – Техеран. Самолетът излита от Техеран в 07:15 h UTC и каца в Керманшах в 08:25 h UTC. След натоварване на техника и хранителни припаси, самолетът излита в 10:25 h UTC и каца в Бам в 12:40 h UTC. След разтоварване самолетът излита обратно за Техеран в 14:45 h UTC. Полетът до етапа изравняване протича без особености.

След изравняването, в процеса на издържането и опирането в повърхността на ПИК, пилотиращият пилот непреднамерено поставя ръчките за управление на 1-ви и 2-ри

двигател (РУД), разположени на лявото полукрило, на позиция 0<sup>0</sup> по УПРТ – “земен малък газ”.

РУД за управление на 3-ти и 4-ти двигател, разположени на дясното полукрило остават на позиция 16<sup>0</sup> по УПРТ – “полетен малък газ”.

В резултат на създадения попътен момент от разликата в теглителната сила на двигателите, разположени на дясното (3-и и 4-и) и лявото (1-и и 2-ри) полукрило, самолетът завива рязко наляво като променя курса с 25-35<sup>0</sup> от курса за кацане, напуска ПИК 29R, излиза на грунда между ПИК 29R и ПИК 29L, където с лявата долна част на тялото среща бетонен стълб с височина около 1,6 m.

В резултат на стълкновението е разкъсана обшивката на тялото на самолета от пояс № 6 до пояс № 19, като е нарушена херметичната част на кабината от пояс № 6 до пояс № 13.

Движението на самолета продължава в права посока, ВС напуска грунда и спира на ПИК 29L. С водеща кола и пожарна и след разрешение на ръководителя на полетите, ВС рулира на собствен ход и се установява на указаната стоянка (вж. Фиг. 1 и Фиг. 2).

### **1.1.3. Местоположение на авиационното произшествие.**

Авиационното произшествие е възникнало на летище Техеран с координати N 35<sup>0</sup>41'21.00" и E 051<sup>0</sup>18'48.30" и надморска височина 1208 m в 16:55 h UTC (19:55 h местно време), нощем

#### **1.2. Телесни повреди**

Няма телесни повреди

#### **1.3. Повреди на ВС:**

– разкъсана обшивка и нарушаване на херметичната част на тялото от пояс № 6 до пояс № 13;

– разкъсана обшивка и нарушаване на целостта на нехерметичната част на тялото от пояс № 13 до пояс № 19;

– деформирани поддържащите обшивкатаелементи от пояс № 6 до пояс № 19.

#### **1.4. Други повреди**

Няма данни за други повреди.

По технологични разчети и под ръководството на представител на ОКБ “Антонов” на самолета е извършен ремонт, осигуряващ техническото прелитане до базовото летище, като:

– възстановена е целостта на обшивката в долната лява част на тялото от 6-ти до 19-и пояс (вж. Фиг.3);

– в областта на разкъсването, обшивката отвътре е подсилена, като е оребрена допълнително с Г-образни алуминиеви профили;

– допълнително е усилена преградната стена в херметичната част на кабината с Г-образни алуминиеви профили (вж. Фиг.4);

– след техническото прелитане самолетът се намира във ВРЗ “Летец” и подлежи на ремонт след повреда.



Фиг.3



Фиг.4

## **1.5. Сведения за персонала**

**1.5.1. Командир на ВС – 50 годишен, притежаващ валидни свидетелства за правоспособност и медицинска годност.**

**1.5.2. Втори пилот – 48 годишен, притежаващ валидни свидетелства за правоспособност и медицинска годност.**

**1.5.3. Борден инженер – 43 годишен, притежаващ валидни свидетелства за правоспособност и медицинска годност.**

## **1.6. Сведение за въздухоплавателното средство**

### **1.6.1. Информация за летателната годност**

Самолет Ан-12БП, регистрационен № LZ-BRP, е произведен през 1964 г. от МАП, СССР и има Удостоверение за летателна годност, издадено на 17.11.2003 г. от ГД “ГВА”, валидно до 30.05.2004 г.

От началото на експлоатацията (НЕ) самолетът е пролетял 24812 h 49 min и изпълнил 9913 кацания при назначен общотехнически ресурс от 35 000 h, 12 000 кацания и 39 г. и 10 месеца (съгласно Решение на АНТК “Антонов” от 19.11.2003 г.). След капитално-възстановителен ремонт (КВР) самолетът е пролетял 3412 h 24 min и изпълнил 1149 кацания при междуремонтен ресурс от 4750 h и 2000 кацания (установен с Решение на АНТК “Антонов” от 19.11.2003 г.).

На самолета са монтирани 4 двигателя АИ-20.

Двигател № 1 има пролетени от НЕ 20029 h при назначен общотехнически ресурс 20600 h. След КВР двигателят е пролетял 2542 h при назначен междуремонтен ресурс от 3095 h, 13 години.

Двигател № 2 има пролетени от НЕ 15178 h при назначен общотехнически ресурс 20000 h. След КВР двигателят е пролетял 3755 h при назначен междуремонтен ресурс от 4500 h, 13 години.

Двигател № 3 има пролетени от НЕ 17527 h при назначен общотехнически ресурс 20000 h. След КВР двигателят е пролетял 5966 h при назначен междуремонтен ресурс от 6555 h, 15 години.

Двигател № 4 има пролетени от НЕ 13055 h при назначен общотехнически ресурс 20000 h. След КВР двигателят е пролетял 4314 h при назначен междуремонтен ресурс от 4519 h, 13 години.

Двигателите работят съвместно с четири въздушни витла АВ-68И, серия 04А

Въздушно витло на двигател № 1 има пролетени от НЕ 12573 h при назначен общотехнически ресурс 15000 h, 30 години. След КВР витлото е пролетяло 2727 h при назначен междуремонтен ресурс от 3000 h.

Въздушно витло на двигател № 2 има пролетени от НЕ 8190 h при назначен общотехнически ресурс 15000 h, 30 години. След КВР витлото е пролетяло 2200 h при назначен междуремонтен ресурс от 3000 h.

Въздушно витло на двигател № 3 има пролетени от НЕ 5965 h при назначен общотехнически ресурс 15000 h, 30 години. След КВР витлото е пролетяло 2655 h при назначен междуремонтен ресурс от 3000 h.

Въздушно витло на двигател № 4 има пролетени от HE 9857 h при назначен общотехнически ресурс 15000 h, 30 години. След КВР витлото е пролетяло 857 h при назначен междуремонтен ресурс от 3000 h.

Техническото обслужване на самолета се извършва по одобрена от ГД “ГВА” програма по договор с организация за техническо обслужване “Интер Транс Еър”, лицензирана съгласно изискванията на Наредба № 145 на Министерството на транспорта и съобщенията - лиценз, валиден до 23.11.2004. Самолетът има Удостоверение за техническо обслужване. В съответствие с него на самолета е извършено планово техническо обслужване в обем на форма Ф11 и сезонно техническо обслужване.

Последна 100-часова форма на техническо обслужване – Форма Г (четна) е изпълнена на 30.12.2003 г.

Въз основа на горепосоченото може да се направи извода, че към момента на възникване на авиационното произшествие самолетът е бил летателно годен.

### **1.6.2. Кратки сведения за техническите характеристики на самолета**

Максималната излетна маса на самолета в съответствие с Решение на АНТК “Антонов” от 19.11.2003 г. е определена на 64 000 kg. Излетната маса на самолета при излитането за рейс BRW 200 в съответствие с Полетен дневник № 0080171 е 44 000 kg. Планираното тегло на самолета за кацане на летище Техеран и отразено в Полетния дневник е 39 500 kg. На основание на посоченото в центровъчния график на самолета центровката е в рамките на експлоатационния диапазон.

- конфигурация при кацане – спуснат колесник, клапи на 35<sup>0</sup>;
- скорост на снижение за кацане – 260 km/h;
- скорост на опиране – 190 – 240 km/h.

### **1.7. Метеорологична информация**

Тихо, видимост 10 km, температура +5<sup>0</sup>С, писта 29R, суха

### **1.8. Летище**

Авиационното произшествие е възникнало на летище Техеран (Мехрабад), ICAO код ОПП, ПИК 29R, с координати на контролна точка на летището N 35<sup>0</sup>41’21.00”, E 051<sup>0</sup>18’48.30” и надморска височина 1208 m.

ПИК 29R има координати на прага на пистата N 35<sup>0</sup>41’04.35”и E 051<sup>0</sup>20’01.30” и е с асфалтово покритие. Разполагаемите дължини са както следва:

- разполагаема дистанция за кацане (LDA) – 3992 m.
- разполагаема дистанция на излитане (TODA) – 4297 m (вж. Фиг. 5)

### **2. Анализ**

Бяха анализирани действията на екипажа и характера на движение на самолета, довели до авиационното събитие.

Етапите на полета от излитането от летище Бам, набора на височина, полета по маршрута и снижението за кацане, нямат отклонение от разчетните параметри. След етапа “снижение за кацане”, в процеса на изравняването и опирането на ВС пилотиращият пилот (командирът на ВС) непреднамерено поставя РУД на двигатели № 1 и № 2 на лявото полукрило на позиция “земен малък газ”. Двигатели № 3 и № 4 на дясното полукрило остават на позиция “полетен малък газ” (вж. Фиг. 6).



Фиг. 6

Траекторията на движение на самолета описвана от центъра на тежестта се формира от действащите сили и моменти. При установеното по-горе положение на РУД е налице разлика в режимите на работа на двигатели № 1 и № 2 на лявото полукрило и двигатели № 3 и № 4 на дясното полукрило, обусловена от принципа на действие на турбовитловия двигател АИ-20.

С намаляването на режима на работа на двигателя от  $16^0$  УПРТ до  $0^0$  УПРТ при постоянна скорост (в случая около 200...220 km/h) се променя (намалява) ъгъла на поставяне на лопатите на витлото, което респективно води до намаляване и на ъгъла им на атака. В посочения диапазон от  $16^0$  УПРТ до  $0^0$  УПРТ ъгълът на атака при тази скорост от около нулеви стойности придобива отрицателно значение, като витлото преминава на работа на режим на “затормозяване”. На този режим двигателят работи на малка мощност, която не достига за въртенето на системата “витло – компресор – турбина”, като недостигащата енергия се черпи от атакуващия лопатите на витлото въздух. В резултат на това двигатели № 1 и № 2 на лявото полукрило, работещи на режим “земен малък газ” -  $0^0$  УПРТ, създават отрицателна теглителна сила.

Оборотите на въздушното витло се съхраняват постоянни от регулатора на оборотите. Двигатели № 3 и № 4 на дясното полукрило работят на режим “полетен малък газ” -  $16^0$  УПРТ, а лопатите на витлата имат положителен ъгъл на атака, близък до  $0^0$ . На този режим при постоянна скорост от 200...220 km/h, теглителната сила, създавана от тях, е близка до 0 kg.

Като резултат на така позиционираните РУД, сумарната теглителна сила от двигатели № 1 и № 2 на лявото полукрило е отрицателна и при тази скорост съставлява около 600 kg, а сумарната теглителна сила на двигатели № 3 и № 4 на дясното полукрило е близка до 0 (вж. “Практическая аэродинамика самолета Ан-12”, издание Москва, 1973 г,

стр.85, Рис.3.12 – показваща графично зависимостта на теглителната сила на двигателя от скоростта на полета и режима на работа на двигателя).

Насоченият в противоположна на полета посока вектор на сумарната теглителна сила на двигатели № 1 и № 2 на лявото полукрило ( $P_{1,2}$ ) и рамото от приложната точка на този вектор да равнината на симетрия на самолета ( $L$ ), създават значителен попътен момент  $M_{y1,2}$ :

$$M_{y1,2} = P_{1,2} \cdot L$$

Отчитайки, че двигатели № 3 и №4 работят на режим “полетен малък газ” -  $16^0$  УПРТ – и почти не създават теглителна сила поради това, че ъгълът на атака на лопатите им е близък до  $0^0$ , то стойността на фактически създадения попътен момент ще бъде:

$$M_{y1,2} = 600 \times 4 = 2400 \text{ kgm},$$

развъртащ самолета наляво от курса за кацане.

От обясненията на пилотиращия пилот и останалите членове на екипажа става ясно, че непреднамереното действие с РУД е заварило екипажа неподготвен за реакция на създадения вече момент в резултат на което:

– при  $V=220...200 \text{ km/h}$  за време  $t = 1,5...2 \text{ s}$ , самолетът, променяйки курса, е напуснал пределите на ПИК;

– след създадения от пилотиращия пилот управляващ момент чрез вертикалното кормило:

$$M_{упр} = - Z_{в.к} \cdot L_{ц.т},$$
$$L_{ц.т} = (X_{фв.к} - X_t),$$

където

като реакция на възникналата ситуация (след опирание на носовото колело автоматично се включва управлението “от педали” на вертикалното кормило и носовото колело), самолетът поддържа новия курс на движение до удара в циментовия стълб;

– възстановяването на първоначалния курс на самолета е било невъзможно поради прогресивно намаляващата (по квадратична зависимост) скорост на самолета, респективно на управляващия момент.

В Ръководство по летателна експлоатация (РЛЕ) на самолета Ан-12, Глава 4.7 “Заход за кацане и кацане” т. 4.7.2 “Кацане”, в т. 6 има специална забележка: “ ...за съхраняване на правлението е необходимо да се използва рульожното управление на носовата стойка и спирачки”.

В РЛЕ на самолет Ан-12, Раздел 2 “Експлоатационни ограничения”, т. 2.3 “Ограничения по претоварване и маневриране” е записано, че максималната скорост за използване на рульожното управление в особени случаи – опасност от стълкновение с препятствия или невъзможност да се удържи самолета на пистата с помощта на спирачките, се ограничава до  $150 \text{ km/h}$ .





7. Авиационният оператор да осигури постоянно съхранение на цялата документация по организацията, планирането и изпълнението на всеки полет.

Отговаря: Управител на АО

Срок: Постоянен