

УКРАЇНА

**ДЕРЖАВНА СЛУЖБА УКРАЇНИ З НАГЛЯДУ ЗА ЗАБЕЗПЕЧЕННЯМ БЕЗПЕКИ
АВІАЦІЇ
(ДЕРЖАВІАСЛУЖБА)**

**ПЕРЕЛІК ДАНИХ СЕРТИФІКАТА ТИПУ № ТД 0027
Видання 01, від 03.07.2006 р.**

Цей Перелік даних є невід'ємною частиною Сертифіката типу № ТД0027, містить інформацію про типову конструкцію, сертифікаційний базис, обмеження та інші умови, відповідно до яких вказаній нижче двигун задовольняє чинним в Україні нормам льотної придатності.

Модель двигуна: AS907-1-1A

Утримувач Сертифіката типу № ТД 0027: Honeywell International Inc.,
111 South 34th Street, Phoenix, Arizona 85034 USA,

Виробник: Honeywell International Inc.,
111 South 34th Street, Phoenix, Arizona 85034 USA,

1. Короткий опис двигуна.

Двигун AS907-1-1A двовальний турбовентиляторний, великого ступеню двоконтурності. Складається з одноступінчатого вентилятора, розташованого у передній частині двигуна, який приводиться до дії 3-ступінчатою турбіною низького тиску (ТНТ); компресору високого тиску (КВТ) до якого входять 4 осьові та 1 відцентровий ступінь; кільцевої камери згоряння; 2-ступінчатої турбіни високого тиску (ТВТ). Двигун комплектується електронною системою автоматичного управління з повною відповідальністю (FADEC).

2. Типова конструкція

Визначена конструкторською та експлуатаційною документацією, яка включає:

- | | | |
|-----|---|--|
| 2.1 | Специфікація типової конструкції (Type Design Definition) | Equipment List 30300001-4, ревізія Р |
| 2.2 | Керівництво з установки і експлуатації (Installation & Operating Instructions Manual) | ІМ 8014 1-е видання
або наступні схвалені видання |
| 2.3 | Керівництво з легких форм ТО (Light Maintenance Manual); | 72-05-12 |
| 2.4 | Керівництво з тяжких форм ТО (Heavy Maintenance Manual) | 72-05-13 |
| 2.5 | Керівництво з стандартних процесів (Standard Practices Manual); | 72-05-14 |
| 2.6 | Технологічні вказівки по силовий установки (Power Plant Build Manual) | 71-00-03 |
| 2.7 | Ілюстрований Каталог частин двигуна (Illustrated Parts Catalogue) | 72-05-11 |

Аркуш	1	2	3	4	5
Видання	1	1	1	1	1

3. Сертифікаційний базис Авіаційні Правила. Частина 33. "Нормы лётной годности двигателей воздушных судов". 1994 р.: Додаток 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію. том II, "Эмиссия авиационных двигателей". друге видання. 1993 р., ІКАО;

4. Базис виробництва Сертифікат виробництва, виданий Федеральною авіаційною адміністрацією США (FAA) від 04.03.1965 р. №413NM, остання ревізія 12.04.2004 р.

5. Основні характеристики та технічні дані

5.1. Статична тяга на рівні моря, кг/фунт:
(дивись п. 8.1, розділ Примітки)

- злітний режим
(5 хв., при відмови 1-го двигуна 3150/6944
– не більше 10 хв.)
- максимально тривалий режим 3143/6929

5.2. Температура зовнішнього повітря, до якої значення тяги підтримується постійним, °C:

- злітна тяга 35
- максимально тривала 30

5.3. Основні розміри, мм/дюйм:

- довжина 2460/96,8
- ширина 1120/44,1
- висота 1330/52,3

5.4. Суха вага, кг/фунт (дивись п. 8.2, розділ Примітки):

695,8/1534

5.5 Система управління двигуном:

Регулювання подачею палива та управління тягою двигуна забезпечується цифровою електронною системою управління двигуном з повною відповідальністю (FADEC), яка представлена подвійним каналом електронного управління у вигляді двох блоків системи електронного управління, що взаємодіє з гідромеханічною частиною двигуна, яка включає паливний насос.

Електронна регулююча апаратура	P/N 2119576-1010
Гідромеханічна частина	P/N 442281
Версії програмного забезпечення	AS907_0902 (OPS)* 01.06(68322)* 02.00(BOOT)*

* - чи останні схвалені версії.

6. Експлуатаційні обмеження

6.1. Гранична частота обертання ротора низького тиску N1, об/хв.(%):

- злітна тяга 9812 (96,6)
- максимальній тривалий 9723 (95,7)
- закид обертів (20 сек.) 9957 (98,0)

100%N1=10156 об/хв.

- 6.2. Гранична частота обертання ротора високого тиску N2, об/хв.(%):
- | | |
|---------------------------|--------------|
| - злітна тяга | 27568 (98,1) |
| - максимальній тривалий | 27319 (97,2) |
| - закид обертів (20 сек.) | 28075 (99,9) |
- 100%N2=28100 об/хв.
- 6.3. Гранична температура газів, °C/°F:
- | | |
|--|----------|
| - злітна тяга | 946/1735 |
| - максимальній тривалий | 928/1702 |
| - закид на перехідних режимах (20 сек) | 962/1764 |
- Примітка до п. 6.3: Максимальні значення температури газів під час запуску на землі і в польоті в залежності від N2 вказані у Керівництві з установки ІМ-8014
- 6.4. Температура масла на вході в двигун, °C/°F:
- | | |
|---|---------|
| - мінімальна перед запуском | -40/-40 |
| - мінімальна для тривалої експлуатації | 27/81 |
| - максимальна | 138/280 |
| - на перехідних режимах (не більше 2 хв.) | 154/310 |
- 6.5. Температура палива на вході в двигун, °C/°F:
- | | |
|---------------|--|
| - мінімальна | -54/-65 (при умовах в'язкості не більше 12,0 сантистоксів) |
| - максимальна | 85/185 з відношенням пар/рідина, що дорівнює 0,45 |
- 6.6. Обмеження з тиску палива на вході в насос низького тиску двигуна:
- | | |
|---------------|--|
| - мінімальне | 0,35 кг/см ² (5,0 psig) вище тиску насиченої пари |
| - максимальне | 2,5 кг/см ² (35,0 psig). |
- 6.7. Обмеження з тиску масла:
- Тиск масла регулюється та обмежується оборотами N2 у відповідності до Керівництва з установки ІМ-8014.
- 6.8. Максимально допустимі відбори повітря, % :
(визначається Керівництвом з установки ІМ-801)
- Процентне відношення від повітряного потоку через внутрішній контур
- | | |
|---|-----|
| Від компресора високого тиску, максимальний | 10% |
| Від компресора низького тиску, максимальний | 13% |
| Комбінований, максимальний | 16% |
7. **Паливо-мастильні матеріали**
- 7.1 Зарубіжні палива і присадки: Можуть застосовуватися окремо або змішані в будь-яких пропорціях без погіршення роботи двигуна або його вихідний потужності у відповідності до Керівництва з установки ІМ-8014.
- 7.2 Палива і присадки СНД: Російські палива марок ТС-1 та РТ (ГОСТ10227-86) та присадки СНД можуть застосовуватися на двигуні відповідно до Керівництва з установки ІМ-8014
- 7.3 Українські палива: Палива українського виробництва ТС-1 (ГСТУ 320.00149943.011-99) та РТ (ГСТУ 320.00149943.007-97) можуть застосовуватися на двигуні відповідно до Поправки 4, Керівництва з установки ІМ-8014
- 7.4 Масла: Марки масла зазначені в Керівництві з установки ІМ-8014.

8. Примітки (додаткові обмеження і рекомендації):

- 8.1 Основні дані двигуна визначені при статичних випробуваннях на стенді на рівні моря в наступних умовах:
- без відбору потужності на привід агрегатів повітряного судна;
 - без відбору повітря від компресору для повітряного судна;
 - вихлопний пристрій вентилятора і турбіни встановлено згідно з кресленням Honeywell International Inc. N10780-1 і N10781-1;
 - лемніскальний вхідний пристрій встановлено згідно з кресленням Honeywell International Inc. 5837800-1;
 - в сухому повітрі на вході в двигун;
 - без зворотного тиску в сторону вихлопного сопла
- 8.2 Суха вага двигуна включає усі компоненти базового двигуна, які зазначені у схваленому FAA Переліку агрегатів двигуна (Engine Equipment List). Агрегати літака, які встановлені на двигуні, не включені у суху масу двигуна.
- 8.3 Певні компоненти двигуна є компонентами з обмеженим ресурсом. Ці обмеження зазначено у Керівництві з легких форм технічного обслуговування 72-05-12, розділ "Обмеження льотної придатності".
- 8.4 Характеристики приводів агрегатів:

Привід	Тип приводу	Конфігурація внутрішніх шліців	Частота (об/хв) і напрям обертання	Максимальний обертаючий момент ² , Н*м (дюйм*фунт)			Маса кг (фунт)	Максимальний консольний момент, Н*м (дюйм*фунт)
				Тривалий	Перевантаження	Статичний		
генератор/випрямувач D30 ¹	AS468-AV1	AS468B	13 665 ³ С	27.34 (242)	41.02 ⁴ (363)	180.79 (1600)	15.74 (34.7)	14.52 (128.5)
гидравлічний насос D10 ¹	AS468-AV1	AS468B	5 974 ³ С	28.25 (250)	42.37 ⁴ (375)	174.46 (1544)	10.16 (22.3)	11.74 (103.9)

С – за годинниковою стрілкою:
¹ – цим символом вказується місце встановлення агрегату на установочному кресленні.
² – обмеження сумарного комбінованого відбору потужності вказано у Керівництві з установки IM-8014
³ – частоти вказано при 100% частоти обертання ротора компресора високого тиску (28 100 об/хв).
⁴ – 5 хвилин кожні 4 години.

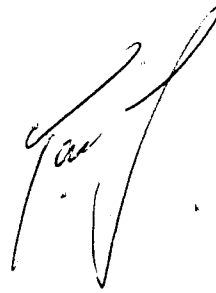
- 8.5 З насосу двигуна відбирається паливо для забезпечення роботи струйного або турбінного насосу паливної системи літака.(див. Керівництві з установки IM-8014).
- 8.6 Інформація щодо вильоту з дозволеними відмовами системи керування двигуна (Time Limited Dispatch) та вимоги з її технічного обслуговування зазначено у Керівництві з легких форм технічного обслуговування 72-05-12, розділ "Обмеження льотної придатності".
- 8.7 Установлення режиму, перевірка режиму роботи двигуна та керування його тягою виконується по частоті обертання ротору низького тиску N1. Для цієї мети двигун обладнано датчиками обертів.
- 8.8 Інші характеристики, експлуатаційні режими і інформація щодо установки двигуна наведено у Керівництві з установки IM-8014.

- 8.9 Двигун обладнано пристроєм реверсу тяги, який не входить до типової конструкції двигуна. Рекомендації щодо установки реверсу тяги зазначені у Керівництві з установки ІМ-8014. Для двигуна схвалено встановлення наступних типів реверсу:

Розробник	Ідентифікаційний номер	
	Лівий двигун	Правий двигун
Harel-Hispano	13A025-03-OG	13A026-02-OG
Harel-Hispano	13A012-00-OG з установочним комплектом 13A016-00-OG	13A013-00-OG з установочним комплектом 13A017-00-OG

- 8.10 Типова конструкція двигуна включає повітряний стартер (ATS) та клапан управління повітряним стартером (ATSCV).
- 8.11 Елементи кріплення не входить до типової конструкції двигуна. Інформація щодо розмірів і навантажень елементів кріплення наведено у Керівництві з установки ІМ-8014.

Директор департаменту сертифікації типу
авіаційної техніки та її виробництва



С. Ф. Гайденко