



**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА  
(РОСАВИАЦИЯ)**

**КАРТА ДАННЫХ  
СЕРТИФИКАТА ТИПА**

**№ FATA-01011E**

**Авиационный маршевый двигатель  
ПД-14**

**Издание 03  
24 декабря 2019 г.**

Страница	01	02	03	04	05	06	07	08
Издание	03	02	03	03	01	02	03	03
Дата	24.12.2019	26.11.2019	24.12.2019	24.12.2019	15.10.2018	26.11.2019	24.12.2019	24.12.2019



Название	Издание	Дата
Карта данных № FATA-01011E	02	26.11.2019

**Оглавление**

I. Общие сведения.....	3
II. Сертификационный базис.....	3
III. Технические характеристики.....	3
IV. Эксплуатационные ограничения.....	5
V. Эксплуатационная и конструкторская документация.....	7
VI. Примечания.....	7
Раздел администрирования.....	8
I. Список внесенных изменений.....	8



Название	Издание	Дата
Карта данных № FATA-01011E	03	24.12.2019

## I. Общие сведения

### 1. Тип/Модели

ПД-14

### 2. Держатель Сертификата типа

АО «ОДК-Авиадвигатель», Комсомольский пр., д.93, корп.61, г. Пермь, Российская Федерация, 614990.

### 3. Изготовитель

АО «ОДК-Пермские моторы», Комсомольский пр., д.93, г. Пермь, Российская Федерация, 614010.

## II. Сертификационный базис

### 1. Дата подачи Заявки

25.03.2013 г.

### 2. Сертификационный базис

#### 2.1. Нормы летной годности

Авиационные правила, Часть 33, «Нормы летной годности двигателей воздушных судов» (АП-33), издание 3, с поправками 33-1, 33-2 к изданию АП-33 1994 года, гармонизированное по содержанию и нумерации параграфов с Нормами летной годности США FAR-33 с поправками по 33-30 (сентябрь 2009 г.) включительно, а также с требованиями Европейских Норм летной годности CS-E с поправками по E-2 (декабрь 2010 г) включительно.

#### 2.2. Специальные технические условия

СТУ33.7(c)(1)(xi), СТУ 33.87(b)(2), СТУД33.1.10, СТУД33.1.54.

#### 2.3. Эквивалентное соответствие

По п.п. 33.14, 33.15, 33.15А, 33.17(b),(d),(e)(2\*), 33.19(a),(a)(5\*), 33.67В, 33.68(a\*), 33.71(b)(3), 33.77, 33.83(b),(c)(1),(d), 33.88.

#### 2.4. Охрана окружающей среды

Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Том 2 «Эмиссия авиационных двигателей», издание 4, 2017 г., ИКАО, с поправкой 9.

## III. Технические характеристики

### 1. Описание типовой конструкции

Типовая конструкция определена следующими конструкторскими и эксплуатационными документами, действующими на дату выдачи Сертификата типа или их более поздними изданиями или изменениями, введенными в установленном порядке:

Спецификация	100-00-800
Технические условия	100-00-800ТУД, с дополнением 1 и 2
Эксплуатационная документация	Согласно разделу V карты данных





Название	Издание	Дата
Карта данных № FATA-01011E	03	24.12.2019

## 2. Краткое описание

Двигатель ПД-14 – двухконтурный (ТРДД), турбовентиляторный, двухвальный двигатель в классе тяги 14000 кгс с отдельным истечением потоков воздуха наружного контура и газа внутреннего контура. Наружный контур двигателя ПД-14 образован капотами газогенератора, а также корпусом реверсивного устройства и соплом наружного контура (не входят в типовую конструкцию двигателя). Состоит из трансзвукового вентилятора с бесполочной полой рабочей лопаткой, трехступенчатого осевого компрессора низкого давления, восьмиступенчатого осевого барабанно-дискового компрессора высокого давления, кольцевой камеры сгорания с 24 двухконтурными центробежными форсунками с воздушным распылом, двухступенчатой осевой турбины высокого давления с охлаждаемыми рабочими и сопловыми лопатками и регулируемыми радиальными зазорами, шестиступенчатой осевой турбины низкого давления с неохлаждаемыми рабочими и сопловыми лопатками за исключением лопаток соплового аппарата 1 ступени и регулируемыми радиальными зазорами. Оснащен комплексной электронной цифровой двухканальной системой автоматического управления (САУ-14) с полной ответственностью (типа FADEC), а также цифровой системой мониторинга параметров работы двигателя.

## 3. Оборудование

3.1. КИ категории А - Регулятор электронный РЭД-14 (Свидетельство о годности комплектующего изделия Росавиации №FATA-04088С-01, версия ПО №14.01.01);

3.2. КИ категории Б - Согласно 100-00-800ПЧ114.

## 4. Габаритные размеры (мм)

Длина двигателя (от фланца крепления воздухозаборника (ВЗ) до среза центрального тела, без учета обтекателя вентилятора)	4660
Ширина	2522
Высота	2400

## 5. Масса двигателя (кг)

Масса двигателя в состоянии поставки изготовителю самолета (масса двигателя с узлами, агрегатами, установленными на двигатель или поставляемыми с двигателем и устанавливаемыми на двигатель на заводе-изготовителе самолета и не входящими в сухую массу)	3250 <sup>+65</sup>
Масса двигателя сухая по ГОСТ 17106	2950 <sup>+60</sup>

## 6. Режимы

Взлетный режим	
Минимальное значение тяги, кгс	14000
Максимальный продолжительный режим	
Минимальное значение тяги, кгс	12400
Пониженные взлетные режимы с гибкой тягой (5 минут)	
Минимальное значение тяги, кгс	0,75 Взлетной тяги

См. примечание 1, 2, 3.

## 7. Система управления

Программное обеспечение (ПО):

Загруженное заводское ПО	14.01.01 (РЭД-14)	ЮМВИ.00027-07 (БМ-14)
--------------------------	----------------------	--------------------------





<b>Название</b>	<b>Издание</b>	<b>Дата</b>
Карта данных № FATA-01011E	01	15.10.2018

## 8. Эксплуатационные и установочные ограничения

### Применяемые марки топлив и присадок:

- отечественные: ТС-1 ГОСТ 10227; РТ ГОСТ 10227; Джет А-1 (Jet А-1) ГОСТ 52050;
- зарубежные: Jet А-1 по спецификации DEF STAN 91-91.

См. примечания 4, 5, 6.

### Применяемые масла:

- постоянно (с вязкостью 5 сСт при 100 °С) по спецификациям SAE AS 5780 и MIL-PRF-23699: BP Turbo Oil 2380, Air BP/Eastman Turbo Oil 2380, Eastman; Mobil Jet Oil II, Exxon Mobil; Turbonoil 600, NYCO;
- ситуационно (с вязкостью 3 сСт при 100 °С) при эксплуатации в условиях экстремально низких температур (минус 40° С и ниже) отечественные либо иностранные аналоги по спецификации MIL-L-7808: ВНИИ НП 50-1-4у (ТУ 38.401-58-12); ИПМ-10 (ТУ 38.1011299); Turbonoil 400, NYCO; BP Turbo Oil 2389, Air BP/Eastman Turbo Oil 2389, Eastman.

*Примечание: Смешение масел различных марок не допускается.*

## 9. Привод агрегатов воздушного судна

Агрегат	Направление вращения	Передаточное число к N2	Максимальная мощность или максимальный момент	Максимальный срезающий момент (м x daN)	Максимальный вес (кг)	Максимальный консольный момент (м x daN)
Насос гидравлический PV3-240-24	По часовой стрелке	0,245	В эксплуатации не контролируется и не ограничен	-	-	В эксплуатации не контролируется и не ограничен
Генератор переменной частоты EGS01 GEN	По часовой стрелке	1,3814	В эксплуатации не контролируется и не ограничен	-	-	В эксплуатации не контролируется и не ограничен

## 10. Максимальные допустимые отборы воздуха для всех моделей

Место отбора воздуха	Частота вращения ротора	Ограничение величины отбора воздуха (кг/ч)
Из-за 3/8 ст. КВД в систему кондиционирования (СКВ) и противообледенительную систему (ПОС) крыла и систему нейтрального газа (СНГ) самолета	$n_{ВД} пр > 13100$ об/мин	5710
	На остальных режимах	3700
Из-за 6 ст. КВД на противообледенительную систему (ПОС) воздухозаборника	На всех режимах	1200
Из наружного контура в систему продувки ВВТ СКВ	На всех режимах	4615

## IV. Эксплуатационные ограничения

### 1. Температурные ограничения (°С)

#### 1.1. Максимальная допустимая индицируемая температура газа на выходе из ТНД (EGT):

- на взлетном режиме 660 °С
- на максимальном продолжительном режиме 630 °С



Название	Издание	Дата
Карта данных № FATA-01011E	02	26.11.2018

### 1.2. Температура масла (°C):

- минимальная для запуска	Минус 30 °C
• на входе в двигатель:	
- максимально допустимая	110 °C
- максимально допустимая на время не более 10 мин	130 °C
• на выходе из двигателя:	
- максимально допустимая	175 °C
• в трубопроводе откачки	
- максимально допустимая от роликоподшипника ТВД	185 °C
- на время не более 10 мин	200 °C

### 1.3. Температура топлива (°C):

- максимально допустимая	60 °C
- минимально допустимая	Минус 55 °C

### 1.4. Температуры агрегатов двигателя

Сведения приведены в Руководстве по монтажу компонентов на двигатель PD14-AB54F-PPBM0-00.

## 2. Ограничения оборотов двигателя

### 2.1. Максимальные частоты вращения (об/мин):

На взлетном режиме:

- ротора низкого давления (N1)	4050 об/мин.
- ротора высокого давления (N2)	15920 об/мин.

На максимальном продолжительном режиме:

- ротора низкого давления (N1)	3860 об/мин.
- ротора высокого давления (N2)	15580 об/мин.

## 3. Ограничения давления в двигателе

### 3.1. Давление топлива гПа, (кг/см<sup>2</sup>):

- при работе на режимах (избыточное)	392,3...2745,9(0,4...2,8)
- на обесточенном самолете на высоте 12000 метров (абсолютное)	245,2(не менее 0,25)

*См. примечание 7.*

### 3.2. Давление масла гПа, (кг/см<sup>2</sup>):

- на малом газе	2451,7 (не менее 2,5)
- на остальных режимах	3922,7...8825,9 (4,0...9,0)
- при «холодных» запусках	12748,6 (до 13)

**Примечание:** В полете, в условиях околоулевых перегрузок допускается снижение давления масла до нуля на время не более 5 с, с последующим восстановлением до нормы при положительных перегрузках





Название	Издание	Дата
Карта данных № FATA-01011E	03	24.12.2019

#### 4. Эксплуатация с отложенной неисправностью

Не допускается.

#### 5. ETOPS применимость

Применение ETOPS полетов не предусмотрено.

#### V. Эксплуатационная и конструкторская документация

Название документа	Обозначение документа
Руководство по технической эксплуатации	PD14-AB54F-EM000-00
Руководство по монтажу компонентов на двигатель	PD14-AB54F-PPBM0-00
Иллюстрированный каталог деталей	PD14-AB43F-IPC01-00
Руководство по ограничениям летной годности	PD14-AB54F-AWL00-00 издание №002
Руководство по очистке, осмотру и ремонту	PD14-AB54F-CIR00-00
Руководство по типовым технологиям	PD14-AB54F-ESP00-00
Руководства по технической эксплуатации комплектующих изделий	PD14-AB54F-CMM00-00

#### VI. Примечания

1. Тяга приведена без учета:

- потеря давления в самолетном воздухозаборнике;
- отборов воздуха и мощности на самолетные нужды.

2. Пониженная взлетная тяга устанавливается по гибкой «ложной» температуре воздуха на входе в двигатель в зависимости от загрузки самолета.

3. Частоты вращения вентилятора  $n_v$ , ротора высокого давления  $n_{ВД}$ , температура газа перед турбиной  $T_{CA}^*$ , температура газа за турбиной,  $t_T^*$  не выше максимально допустимых для взлетного режима.

4. Разрешается эксплуатация двигателя на смеси топлив отечественных и зарубежных марок в любой пропорции, без противообледенительных присадок.

5. Допускается применение противоводокристаллизационных двухкомпонентных жидкостей «И-М» (ОСТ54-3-175-73) и «ТГФ-М» (ТУ 6-10-1457) и зарубежные по спецификации DEPД-2451 в количестве не более 0,3 % от объема заправляемого топлива.

6. Допускается применение антистатической присадки Сигбол (ТУ 38.101741) или ASA-3 (фирма Shell) в количестве не более 0,0005 % от объема заправляемого топлива (в соответствии с ОСТ1 00397).

7. Указано давление топлива на входе в блок топливных насосов БН-14М.



<b>Название</b>	<b>Издание</b>	<b>Дата</b>
Карта данных № FATA-01011E	03	24.12.2019

**Раздел администрирования**

**I. Список внесенных изменений**

<b>Издание</b>	<b>Описание модификации</b>	<b>Номер и дата издания Одобрения</b>
01	Первоначальная редакция	FATA-01011E (15.10.2018 г.)
02	Установление соответствия типовой конструкции двигателя ПД-14 вновь введенным требованиям по эмиссии твердых частиц	FATA-020236E-МС-001 (26.11.2019 г.)
03	Введение в типовую конструкцию лопатки сопловой 2 ступени ТВД 100-04-8443 из сплава ЖС32-ВИ Перевод эквивалентного соответствия по пункту 33.69 в прямое соответствие	FATA-020242E-МС-002 (24.12.2019 г.)  FATA-01011E-КТ2

\* \* \*

Заместитель руководителя



А.А. Новгородов

