



**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА**

Карта данных сертификата типа

№ FATA-02023R

**издание 01
15 августа 2017 г.**

Модели:

- Ми-171А
- Ми-171А1
- Ми-171А2

Страница	01	02	03	04	05	06	07	07
Издание	01	01	01	01	01	01	01	01
Дата	15.08.2017	15.08.2017	15.08.2017	15.08.2017	15.08.2017	15.08.2017	15.08.2017	15.08.2017

Страница	08	09	10	11	12	13	14	15
Издание	01	01	01	01	01	01	01	01
Дата	15.08.2017	15.08.2017	15.08.2017	15.08.2017	15.08.2017	15.08.2017	15.08.2017	15.08.2017

Страница	16	17	18
Издание	01	01	01
Дата	15.08.2017	15.08.2017	15.08.2017



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

Оглавление

1. Модель вертолета Ми-171А.....	3
2. Модель вертолета Ми-171А1.....	8
3. Модель вертолета Ми-171А2.....	13
4. Дополнительная информация.....	18



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

Настоящая карта данных является неотъемлемой частью Сертификата типа № FATA-02023R. Карта данных определяет условия и ограничения, при которых изделие, на которое распространяется Сертификат типа, соответствует требованиям Сертификационного базиса.

**Держатель сертификата типа
(Разработчик)**

АО «Московский вертолетный завод имени
М.Л. Миля»
140070, Россия, Московская обл.,
Люберецкий район, п. Томилино, ул. Гаршина,
д. 26/1

Изготовитель

АО «Улан-Удэнский Авиационный
завод»
г. Улан-Удэ, Россия

1. Модель вертолета Ми-171А

Описание воздушного судна

Модель вертолета Ми-171А одобрена для полетов по ПВП и ППП днем и ночью над сушей и водной поверхностью, в условиях обледенения, транспортировки грузов внутри фюзеляжа и перевозки людей

Данные первоначальной сертификации

Сертификат типа № 132-171А от 03 июля 1997 года, выданный Авиарегистром МАК

Категория воздушного судна

Транспортная, А и В

Двигатели

2 турбовальных двигателя ТВ3-117ВМ, ТВ3-117ВМ серии 02 (СТ №34-Д)

Вспомогательная силовая установка

ВСУ АИ 9В

Характеристики шума на местности

Сертификат типа шума на местности №88 от 01.07.1997.

Типовая конструкция

- Перечень перечней чертежей №171А-000 ППЧ;
- РЛЭ №171А.0000.00РЛЭ, утвержденное Генеральным конструктором ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля» от 30.06.1997г. с Дополнениями №1-5;
- РЭ №171А.0000.00РЭ, утвержденное Генеральным конструктором ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля» от 30.06.1997г.;
- РО №171А.0000.00РО, утвержденное



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

Генеральным конструктором ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля» от 30.06.1997г.;
– ТУ №171А.0000.00ТУ с Дополнением №2.

**Ограничения по двигателю
мощности двигателя
(на уровне моря, СА)**

Минимальная взлетная	2×2000л.с. – максимальная продолжительность 6 минут
Минимальная мощность на максимально-продолжительном режиме	2×1700л.с.
Минимальная 2,5-минутная при одном работающем двигателе	1×2200л.с. – максимальная продолжительность 2,5 минут
Минимальная 30-минутная при одном работающем двигателе	1×2000л.с. – максимальная продолжительность 30 минут

**Ограничения по частоте
вращения несущего винта**

Максимально допустимая частота вращения несущего винта (по указателю) на время не более 10сек. на моторных режимах полета	
– На максимально-продолжительном режиме и выше	101% (204,1 об/мин)
– На режимах ниже максимально-продолжительного	103% (208,2 об/мин)
Максимально допустимая частота вращения несущего винта (по указателю) на режиме самовращения	105% (212,2 об/мин)
Минимально-допустимая частота вращения несущего винта (по указателю)	
– В полёте на переходных режимах с работающими двигателями на время не более 30 сек.	88% (177,9 об/мин)
– При отказе одного двигателя, 4 раза за ресурс на время не более 10 сек.	75% (151,6 об/мин)
– На режиме самовращения несущего винта	88% (177,9 об/мин). 80% (161,7 об/мин при массе вертолётa менее 10000 кг и низкой отрицательной температуре воздуха)
– В момент приземления с «подрывом» общего шага несущего винта при одном отказавшем двигателе 4 раза за ресурс на время не более 5 сек.	70% (141,5 об/мин)



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

Ограничения по скорости

Приборная скорость 250 км/ч на
H=0–1000м в условиях МСА при массе
11100 кг и менее

Марки применяемого топлива

В соответствии с Руководством по
эксплуатации

Марки применяемых масел

– Для двигателя	В соответствии с Руководством по эксплуатации двигателя
– Для главного редуктора	Б-3В ТУ 38-101295-85
– Для промежуточного редуктора и хвостового редуктора	– ТС _{ГИП} ТУ 38.1011332-90 – СМ-9 (смесь в пропорции $\frac{2}{3}$ ТС _{ГИП} ТУ 38.1011332-90 и $\frac{1}{3}$ АМГ-10 ГОСТ 6794-75); – «50/50» (смесь в пропорции $\frac{1}{2}$ ТС _{ГИП} ТУ 38.1011332-90 и $\frac{1}{2}$ АМГ-10 ГОСТ 6794-75).

Максимальная масса

12 000 кг по категории А
13 000 кг по категории В

Минимальная масса

7 500 кг

Вместимость топливной системы

Основные баки:	2615 л
– (левый бак)	1140 л
– (правый бак)	1030 л
(расходный бак)	445
Дополнительный бак	915 л
Невырабатываемый остаток топлива	25 л

Минимальный состав экипажа

4 человека:
– командир ВС;
– второй пилот;
– бортмеханик;
– бортпроводник.

Примечание: Полёты, не связанный с
перевозкой пассажиров, разрешается
выполнять без бортпроводника.

Количество пассажирских кресел

26



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

Максимальная масса груза или багажа, перевозимого совместно с пассажирами

2 000 кг груза и почты внутри фюзеляжа

Максимальная эксплуатационная высота применения

– С пассажирами	До 4 200 м (при выполнении требований Дополнения № 1 Раздела 6 РЛЭ)
– Без пассажиров	До 5 000 м

Диапазон положения центра тяжести

Ограничения по продольной центровке

При полётной массе 12 500 кг и менее:
Передняя: +300 мм
(впереди оси несущего винта)

При полётной массе 12 570 кг и менее:
Задняя: -95 мм
(позади оси несущего винта)

При полётной массе 13 000 кг:
Передняя: +257 мм
Задняя: +20 мм

Ограничения по поперечной центровке

Поперечные центровки вертолёта находятся в допустимых пределах и в эксплуатации не рассчитываются

Точка начала отсчёта положения центра тяжести

Начало отсчёта находится на оси вала несущего винта

Точка начала отсчёта положения центра тяжести

Начало отсчёта находится на оси вала несущего винта

Диапазон температур наружного воздуха

От минус 40°C до плюс 50°C

Сертификационный базис

Реквизиты базиса

Сертификационный базис СБ 17.29 с Дополнениями 1, 2 и 3.

Требования по шуму на местности:

- Авиационные правила АП Часть 36 раздел Н;
- Требования главы 8 приложения 16 ИКАО.

Пункты сертификационного базиса, по которым установлено эквивалентное соответствие

- 29.807 (b);
- 29.815;
- 29.859 (b);



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

- 29.923 (a)(1), (a)(2), (a)(3)(ii), (b)(2), (c), (d), (e), (f), (h), (i), (k)(1);
- 29.927 (d);
- 29.1183 (a);
- 29.1185 (a);
- 29.1191 (d), (e);
- 29.1193 (e)(3);
- 29.1194;
- 29.1201 (b);
- 29.1203 (e);
- 29.1305 (a)(9), (a)(12), (a)(15);
- 29.1321 (b)(4);
- 29.1323 (b)(1);
- 29.1353 (c)(6);
- 29.1359 (b)

Другие ограничения содержатся в эксплуатационной документации вертолѐта Ми-171А



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

2. Модель вертолета Ми-171А1

Описание воздушного судна

Модель вертолета Ми-171А1 одобрена для полетов по ПВП и ППП днем и ночью над сушей и водной поверхностью, в условиях обледенения, для перевозки людей и перевозки грузов внутри фюзеляжа и на внешней подвеске

Категория воздушного судна

Транспортная, А и В

Данные первоначальной сертификации

Дополнения к Сертификату типа № 132-171А от 03 июля 1997 года, выданный Авиарегистром МАК

Двигатели

2 турбовальных двигателя ТВ3-117ВМ, ТВ3-117ВМ серии 02 (СТ №34-Д)

Вспомогательная силовая установка

ВСУ АИ 9В

Типовая конструкция

- Перечень перечней чертежей №171А1-0000 ППЧ;
- РЛЭ №171А1.0000.00РЛЭ, утвержденное Генеральным конструктором ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля» от 18.02.2005г. с Дополнением №6;
- РЭ №171А1.0000.00РЭ, утвержденное Генеральным конструктором ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля» от 03.03.2005г. с Изменение № 1 от 30.06.2005 г.;
- РО №171А1.0000.00РО, утвержденное Генеральным конструктором ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля» от 03.03.2005г. с Изменение № 1 от 30.06.2005 г.;
- ТУ №171А.0000.00ТУ с Дополнением №2 с Изменениями от 30.06.2005 г.

Ограничения по двигателю мощности двигателя (на уровне моря, СА)

Минимальная взлетная	2х2000л.с. – максимальная продолжительность 6 минут
Минимальная мощность на максимально-продолжительном режиме	2х1700л.с
Минимальная 2,5-минутная при одном работающем двигателе	1х2200л.с. – максимальная продолжительность 2,5 минут



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

Минимальная 30-минутная при одном работающем двигателе	1х2000л.с. – максимальная продолжительность 30 минут
--	--

Ограничения по частоте вращения несущего винта

Максимально допустимая частота вращения несущего винта (по указателю) на время не более 10сек. на моторных режимах полета

– На максимально-продолжительном режиме и выше	101% (204,1 об/мин)
– На режимах ниже максимально-продолжительного	103% (208,2 об/мин)
– Максимально допустимая частота вращения несущего винта (по указателю) на режиме самовращения	105% (212,2 об/мин)

Минимально-допустимая частота вращения несущего винта (по указателю)

– В полёте на переходных режимах с работающими двигателями на время не более 30 сек.	88% (177,9 об/мин)
– При отказе одного двигателя, 4 раза за ресурс на время не более 10 сек.	75% (151,6 об/мин)
– На режиме самовращения несущего винта	88% (177,9 об/мин) 80% (161,7 об/мин при массе вертолётa менее 10000 кг и низкой отрицательной температуре воздуха)
– В момент приземления с «подрывом» общего шага несущего винта при одном отказавшем двигателе 4 раза за ресурс на время не более 5 сек.	70% (141,5 об/мин)

Ограничения по скорости

Приборная скорость 250 км/ч на H=0 – 1000м в условиях МСА при массе 11100 кг и менее.

Марки применяемого топлива

В соответствии с Руководством по эксплуатации

Марки применяемых масел



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

Для двигателя	В соответствии с Руководством по эксплуатации двигателя
Для главного редуктора	Б-3В ТУ 38-101295-85
Для промежуточного редуктора и хвостового редуктора	ТС _{ГИП} ТУ 38.1011332-90 СМ-9 (смесь в пропорции $\frac{2}{3}$ ТС _{ГИП} ТУ 38.1011332-90 и $\frac{1}{3}$ АМГ-10 ГОСТ 6794-75); «50/50» (смесь в пропорции $\frac{1}{2}$ ТС _{ГИП} ТУ 38.1011332-90 и $\frac{1}{2}$ АМГ-10 ГОСТ 6794-75)

Максимальная масса

12 000 кг по категории А
13 000 кг по категории В

Минимальная масса

7 500 кг

Вместимость топливной системы

Основные баки:	2765 л.
– (левый бак)	1380 л.
– (правый бак)	1385 л.
Дополнительный бак	915 л.
Невырабатываемый остаток топлива	15 л.

Минимальный состав экипажа

4 человека:

- командир ВС;
- второй пилот;
- бортмеханик;
- бортпроводник.

Примечание: Полёты, не связанный с перевозкой пассажиров, разрешается выполнять без бортпроводника.

Количество пассажирских сидений

26

Максимальная масса груза, перевозимого внутри фюзеляжа

4 000 кг.

Максимальная масса груза, перевозимого на внешней подвеске

4 000 кг.

Максимальная эксплуатационная высота применения

С пассажирами	До 4 200 м
---------------	------------



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

Без пассажиров	До 5 000 м
----------------	------------

Диапазон положения центра тяжести

(а) Ограничения по продольной центровке:

При полётной массе 12 500 кг и менее:
Передняя: +300 мм
(впереди оси несущего винта)

При полётной массе 12 570 кг и менее:
Задняя: -95 мм
(позади оси несущего винта)

При полётной массе 13 000 кг:
Передняя: +257 мм
Задняя: +20 мм

(в) Ограничения по поперечной центровке:

Поперечные центровки вертолёта находятся в допустимых пределах и в эксплуатации не рассчитываются.

Точка начала отсчёта положения центра тяжести:

Начало отсчёта находится на оси вала несущего винта.

Точка начала отсчёта положения центра тяжести:

Начало отсчёта находится на оси вала несущего винта.

Диапазон температур наружного воздуха

От минус 40°C до плюс 50°C

Сертификационный базис

Реквизиты базиса

Сертификационный базис СБ 17.29 с Дополнением №4, требования RBHA 29, соответствующие FAR, Часть 29, включая поправки 1-32, действующие на 16 сентября 1991 г., за исключением RBHA/FAR 29.561 и 29.562 по поправке 26 и других требований, для которых СТА приняла необходимым уровень безопасности эквивалентный представленному в применимых бразильских требованиях. RBHA 36, соответствующие Приложению 16 ИКАО, Издание 3 от июля 1993 г., а также эквивалентный уровень безопасности:

Пассажирский аварийный выход (FCAR HES-01);

Сертификация системы привода несущего винта (FCAR HPR-01);

Индикатор мощности двигателя (FCAR HPR-02);

Индикатор скорости вращения свободной



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

турбины (FCAR HPR-03).

Производственный базис

Свидетельство об одобрении производства №
ОП22-ПВС

**Серийные номера вертолётов, на которые
распространяется действие Сертификата
типа**

№ 59489617778

Другие ограничения содержатся в эксплуатационной документации вертолёта Ми-171А



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

3. Модель вертолета Ми-171А2

Описание воздушного судна

Вертолёт одновинтовой схемы с двумя турбовальными двигателями и неубирающимся шасси

Категория воздушного судна

Транспортная, А и В

Назначение

Модель вертолета Ми-171А2 одобрена для:

- полетов по ПВП и ППП;
- днем и ночью;
- над сушей и водной поверхностью;
- по местным и международным воздушным линиям;
- для перевозки людей;
- для перевозки грузов внутри фюзеляжа.

Типовая конструкция

Описание типовой конструкции содержится в документах:

- Перечень перечней чертежей
№ 17139-0002-00 ППЧ от 14.08.2017 г.;
- Руководство по лётной эксплуатации вертолёта Ми-171А2
№ 171А2.0000.00РЛЭ от 14.08.2017 г.;
- Руководство по технической эксплуатации вертолёта Ми-171А2
№ 171А2.0000.00РЭ от 14.08.2017 г.;
- Информация для планирования технического обслуживания вертолёта Ми-171А2
№ 171А2.0000.000ИПТО от 14.08.2017 г.;
- Технические условия
№ 171А2.0000.00ТУ от 14.08.2017 г.

Сертификационный базис

Сертификационный базис СБ 171А2.29
утверждён Росавиацией 14.08.2017 г.

Сертификационный базис СБ 171А2.29
включает:

- требования СБ 17.29;
- авиационные правила АП-29 изд. 2003г.;
- авиационные правила АП-34;
- авиационные правила АП-36;
- СТУ ЭМПВИ;
- СТУ СРПБЗ.

Перечень пунктов Сертификационного базиса,
по которым установлено эквивалентное
соответствие:



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

- 29.855 (d);
- 29.1203 (d);
- 29.1321 (b)(2);
- 29.1323 (b)(1);
- A.3 (b)(1);
- D29.2.8.8.7.4.15.

Характеристики шума на местности

Вертолёт соответствует требованиям разделов А, О, Н Части 36 авиационных правил АП-36 «Сертификация воздушных судов по шуму на местности», изд. 2.

Модель вертолёта Ми-171А2, взлётная масса 13000, двигатели ВК-2500ПС-03 (2000 л.с. взлётная мощность)

Режим полёта	Набор высоты	Горизонтальный полёт	Заход на посадку
Измеренное значение (EPNdB)	93,9	93,9	94,7
90% доверительный интервал	±0,7	±0,3	±0,6
Нормированный предел АП-36 (EPNdB)	98,1	96,1	101,1

Двигатели

2 турбовальных двигателя ВК-2500ПС-03, Сертификат типа № СТ258-АМД с ОГИ № ФАВТ-ВК-2500-ОГИ-2 с электронным блоком БАРК-6В-7С, свидетельство о годности комплектующего изделия № СГКИ-072-332-БАРК-6В-7С каждый.

Топливо

РТ, ТС-1 ГОСТ 10227-86 и их смеси с противоводокристаллизационной (ПВК) жидкостями:

- «И» ГОСТ 8313-88;
- «ИМ» ОСТ 54-3-175-73-99 0,1+0,05% объём.

Зарубежные марки топлива – см. РЛЭ.

Масло

Для двигателя и главного редуктора	Отечественные марки масел – ЛЗ-240 ТУ 301-04-010-92; – Б-3В ТУ 38-101295-85. Зарубежные аналоги – Mobil Jet Oil 254; – Mobil Jet Oil II; – Turbonycoil-35M; – Turbonycoil-98; – Turbonycoil 525-2A; – Turbonycoil 600;
------------------------------------	--



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

	– Turbonycoil-699; – Castrol-98; – Castrol-599; – Castrol-5000; – BP Turbo Oil 2380; – BP Turbo Oil 25; – HP-926.
Для промежуточного редуктора и хвостового редуктора	Отечественные марки масел – Б-3В ТУ 38-101295-85; – Маслосмесь «50/50» (смесь в пропорции 0,5 по объёму масла для гипоидных передач ТСГП ТУ 38.1011332-90 и 0,5 по объёму АМГ-10 ГОСТ 6794-75). Зарубежные аналоги – Turbonycoil-98.

Ограничения для двигателей

режим взлётной мощности	2×2000 л.с.
режим максимальной продолжительной мощности	2×1700 л.с.
режим 2,5-минутной мощности (при ОНД)	1×2700 л.с.
режим 30-минутной мощности (при ОНД)	1×2400 л.с.

Вспомогательная силовая установка

SAFIR 5K/G MI

Сертификат типа № СТ 221-ВД от 09.07.2003

Ограничения по частоте вращения несущего винта

Максимально допустимая частота вращения несущего винта (по указателю)	
– на моторных режимах полета на время не более 20 сек	103%
– на режиме самовращения НВ при неработающих двигателях	105%
– при срабатывании АЗСТ	113%
Минимально допустимая частота вращения несущего винта (по указателю)	
– в полёте на переходных режимах с работающими двигателями на время не более 30 сек	88%



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

– при отказе одного двигателя, 4 раза за ресурс на время не более 10 сек	75%
– на режиме самовращения НВ	88%
– на режиме самовращения НВ при массе вертолѐта менее 10000 кг и низкой отрицательной температуре наружного воздуха (менее -20°C)	80%
– в момент приземления с «подрывом» шага НВ при одном отказавшем двигателе 4 раза за ресурс на время не более 5 сек	70%

Максимальная взлѐтная масса

13 000 кг по категории А

Минимальная полѐтная масса

8 280 кг

Ограничения по скорости

Непревышаемая приборная скорость полѐта при полѐтной массе 11 100 кг и менее на высоте до 1 000 м	280 км/ч
Непревышаемая приборная скорость полѐта при полѐтной массе более 11 100 кг на высоте до 1 000 м	250 км/ч

Диапазон центровок

см. в одобренном РЛЭ

Минимальный состав экипажа

- КВС (на левом кресле);
- 2/П (на правом кресле).

Примечание: при выполнении полѐтов с перевозкой пассажиров в состав экипажа включается бортпроводник (Б/П)

Максимальное количество кресел в транспортной кабине

20

Максимальное количество перевозимых пассажиров

- 19 + Б/П;
- 17 + Б/П (при выполнении полѐтов над водной поверхностью).

Максимальная масса груза, перевозимого внутри фюзеляжа, не более

4 000 кг



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

Количество топлива

Основные баки: – (левый бак) – (правый бак)	2440 л (1330 л) (1110 л)
Дополнительный бак	915 л
Невырабатываемый остаток топлива	15 л

Максимальная эксплуатационная высота

с пассажирами, не более	4 200 м
без пассажиров, не более	6 000 м

Ограничения по температуре наружного воздуха

от минус 30°C до плюс 30°C



Название	Издание	Дата
Карта данных Сертификата типа № FATA-02023R	01	15 августа 2017

4. Дополнительная информация

Примечание. Информация, распространяющаяся на модели Ми-171А и Ми-171А1

Эксплуатация вертолётa в условиях естественного обледенения допускается до температуры наружного воздуха не ниже минус 12°C.

Перечень изменений карты данных

Изд. карты данных	Дата	Описание	Применимость
01	03.06.97	Первоначальное издание Модель Ми-171А	Ми-171А
02	05.04.05	Замена однокамерного гидроусилителя КАУ-115 на двухкамерный КАУ-80Б; Изменение конструкции топливной системы.	Ми-171А1
02 изм. 01	05.04.05	Применение вертолётa в транспортном варианте для перевозки грузов массой до 4-х тонн внутри фюзеляжа или перевозки грузов массой до 4-х тонн на внешней подвеске.	Ми-171А1
03	27.03.07	Изменение раздела эквивалентов	Ми-171А1
04	07.12.09	Изменение минимального состава экипажа	Ми-171А1
01*	14.08.17	Модель Ми-171А2	Ми-171А2

* - сертификат типа и карта данных к нему перевыпущены Федеральным агентством воздушного транспорта.

Остальные ограничения и рекомендации содержатся в одобренной эксплуатационной документации.

* * *

Заместитель Руководителя



М.В. Буланов

