

**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА США
ФЕДЕРАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ США**

R00015LA Новый Robinson R66 25 октября 2010 г.
--

Карта данных сертификата типа № R00015LA

В настоящей карте данных, являющейся частью Сертификата типа № R00015LA, оговариваются условия и ограничения, при соблюдении которых изделие, на которое был выпущен Сертификат типа, соответствует требованиям лётной годности, которые содержатся в Разделе 14 Свода федеральных постановлений США (Title 14 CFR).

Держатель Сертификата типа: Robinson Helicopter Company
2901 Airport Drive
Torrance, California 90505

I. Модель R66 (вертолёт нормальной категории), утверждена 25 октября 2010 г.

Двигатель: Один, Rolls-Royce 250-C300/A1, Сертификат типа № E4CE

Топливо: Jet A или Jet A-1, соответствующее стандарту ASTM D 1655
Jet B, соответствующее стандарту ASTM D 6615
JP-4 или JP-5, соответствующее стандарту MIL-DTL-5624
JP-8, соответствующее стандарту MIL-DTL-83133

Ограничения по режимам работы двигателя: Значения мощности при 6016 об/мин N_2 (100% об/мин)
Максимальная продолжительная: 224 л.с. (83% крутящего момента)
Взлётная (5 минут): 270 л.с. (100% крутящего момента)

Максимальные обороты:
Выходной вал (N_2): 101% (6076 об/мин)
Вал газогенератора (N_1): 105% (53519 об/мин)

Максимальная замеренная температура газов:
Во время запуска: 927° C (выше 810° C - не более 10 сек)
5 минут во время работы: 782° C
Продолжительная во время работы: 706° C

Ограничения на обороты несущего винта

Условия работы	Минимум		Максимум	
	(об/мин*)	(%)	(об/мин*)	(%)
Двигатель работает	404	99	412	101
Двигатель выключен	359	88	432	106

* Несущий винт

Ограничения на крутящий момент трансмиссии

Режим	Максимальный крутящий момент при 100% оборотов N_2	
	(фут-фунтов)	(%)
Взлётный (5 минут)	236 (~320 Н·м)	100
Номинальный	196 (~266 Н·м)	83

Стр. №	1	2	3	4	5
Ред. №	-	-	-	-	-

Ограничения на воздушную скорость полёта

Полный взлётный вес	V_{NE} при включенном двигателе (узлов приборной скорости)	V_{NE} при выключенном двигателе (узлов приборной скорости)
Менее 2200 фунтов (~998 кг)	140 (~259 км/ч)	100 (~185 км/ч)
2200...2700 фунтов (~998...1225 кг)	130 (~241 км/ч)	100 (~185 км/ч)

В таблице выше указаны значения V_{NE} (максимально допустимая скорость) для условий на уровне моря. Более строгие ограничения V_{NE} в зависимости от барометрической высоты и температуры указаны в «Руководстве по эксплуатации вертолёта R66 для пилота» (R66 Pilot's Operating Handbook) и в утверждённом FAA «Руководстве по лётной эксплуатации вертолёта» (Rotorcraft Flight Manual) (RTR 661).

Ограничение воздушной скорости на режимах работы двигателя выше 83% по крутящему моменту составляет 65 KIAS (узлов приборной скорости) (~120 км/ч).

Ограничение воздушной скорости при выполнении полёта с любыми снятыми дверями кабины составляет 100 KIAS (узлов приборной скорости) (~185 км/ч).

Диапазон допустимых центровок

Полный взлётный вес (фунтов)	Диапазон продольных центровок	
	Предельно передняя центровка (дюймов)	Предельно задняя центровка (дюймов)
1400 (~635 кг)	91,0 (~2311 мм)	102,5 (~2604 мм)
2300 (~1043 кг)		102,5 (~2604 мм)
2500 (~1134 кг)	91,0 (~2311 мм)	
2700 (~1225 кг)	92,0 (~2337 мм)	98,0 (~2489 мм)

Продольная центровка (дюймов)	Диапазон поперечных центровок	
	Предельно левая центровка (дюймов)	Предельно правая центровка (дюймов)
91,0 (~2311 мм)	-3,5 (-89 мм)	+3,5 (+89 мм)
100,0 (~2540 мм)	-3,5 (-89 мм)	+3,5 (+89 мм)
102,5 (~2604 мм)	-1,5 (-38 мм)	+1,5 (+38 мм)

Примечания

1. Указаны прямые сочетания между центровками.
2. Ограничения на поперечную центровку действительны при любом взлётном весе.

Диапазон центровок пустого вертолёта

Отсутствует. Вес пустого вертолёта и центровку пустого вертолёта следует определять согласно Разделу 8 «Руководства технического обслуживанию вертолёта R66», RTR 660 (R66 Maintenance Manual).

Плоскость для отсчёта центровок

100 дюймов (2540 мм) впереди от осевой линии несущего винта

Способ установки вертолёта в горизонтальное положение

Для определения веса и центровки

Уровень следует размещать поперёк и продольно на заднем лючке канала управления, расположенном непосредственно перед задним средним сидением. Если лючок не является прямым, следует использовать верхние фланцы килевой панели, для доступа к которым необходимо снять задний лючок канала управления.

Для целей регулировки системы управления

Уровень следует размещать на верхней поверхности втулки несущего винта параллельно болту шарнира наклона втулки. Для выравнивания вертолёта в поперечном направлении лопасти несущего винта следует расположить вдоль продольной оси фюзеляжа; для выравнивания вертолёта в продольном направлении болт шарнира наклона втулки следует расположить вдоль продольной оси фюзеляжа.

Максимальный вес

2700 фунтов (~1225 кг)

Минимальный состав экипажа

1 пилот на правом переднем сидении

Количество сидений

5

Расположение сидений	Пилот и передний пассажир, расположение ЦТ 49,0 дюймов (~1245 мм) вдоль оси отсчёта продольной центровки Задние боковые пассажиры, расположение ЦТ 80,0 дюймов (~2032 мм) вдоль оси отсчёта продольной центровки Задний средний пассажир, расположение ЦТ 78,0 дюймов (~1981 мм) вдоль оси отсчёта продольной центровки																	
Максимальный вес багажа	Основной багажный отсек Максимальный вес груза 300 фунтов (~136 кг), расположение ЦТ 107,0 дюймов (~2718 мм) вдоль оси отсчёта продольной центровки Максимальная удельная нагрузка 50 фунтов/фут ² (~244 кг/м2) Багажные отсеки под сидениями Передние сидения: максимальный вес груза 50 фунтов (~23 кг) расположение ЦТ 42,0 дюйма (~1067 мм) вдоль оси отсчёта продольной центровки Задние сидения: максимальный вес груза 50 фунтов (~23 кг) расположение ЦТ 82,0 дюйма (~2083 мм) вдоль оси отсчёта продольной центровки Примечание. Максимальный вес, которым нагружается сидение (т.е. вес сидящего человека), в сумме с весом предметов и всех элементов оборудования, имеющихся в багажном отсеке этого сидения, для любого сидения составляет 300 фунтов (~136 кг).																	
Запас топлива	Ёмкость топливного бака составляет 74,6 ам. галлона (~282,4 литра). Вырабатываемый объём составляет 73,6 ам. галлона (~278,6 литра), расположение ЦТ 102,5 дюйма (~2604 мм) вдоль оси отсчёта продольной центровки. Примечание. В состав веса пустого вертолётa входит 1,0 ам. галлон (~3,78 литра) невырабатываемого остатка топлива.																	
Объём масла	<table><tr><td>Агрегат</td><td>Ёмкость, (кварт)</td><td>Расположение ЦТ (продольное) (дюймов)</td></tr><tr><td>Двигатель</td><td>6 (~5,7 л)</td><td>126,0 (~3 200 мм)</td></tr><tr><td>Главный редуктор</td><td>2 (~1,9 л)</td><td>100,0 (~2540 мм)</td></tr><tr><td>Хвостовой редуктор</td><td>0,11 (~0,1 л)</td><td>327,0 (~8 306 мм)</td></tr><tr><td>Гидробак</td><td>0,65 (~0,62 л)</td><td>110,8 (~2 814 мм)</td></tr></table>			Агрегат	Ёмкость, (кварт)	Расположение ЦТ (продольное) (дюймов)	Двигатель	6 (~5,7 л)	126,0 (~3 200 мм)	Главный редуктор	2 (~1,9 л)	100,0 (~2540 мм)	Хвостовой редуктор	0,11 (~0,1 л)	327,0 (~8 306 мм)	Гидробак	0,65 (~0,62 л)	110,8 (~2 814 мм)
Агрегат	Ёмкость, (кварт)	Расположение ЦТ (продольное) (дюймов)																
Двигатель	6 (~5,7 л)	126,0 (~3 200 мм)																
Главный редуктор	2 (~1,9 л)	100,0 (~2540 мм)																
Хвостовой редуктор	0,11 (~0,1 л)	327,0 (~8 306 мм)																
Гидробак	0,65 (~0,62 л)	110,8 (~2 814 мм)																
Максимальная высота полёта	по плотности воздуха: 14 000 футов (~4 267 м). над поверхностью земли: 9000 футов (~2 743 м).																	
Углы отклонения лопастей воздушных винтов и органов управления	<table><tr><td rowspan="5">Лопаста несущего винта</td><td>Общий шаг</td><td colspan="2">Полный ход 13,0° ±0,5°</td></tr><tr><td rowspan="4">Циклический шаг</td><td>Вперёд</td><td>13,50...14,25°</td></tr><tr><td>Назад</td><td>13,50...14,25°</td></tr><tr><td>Влево</td><td>7,5...8,5°</td></tr><tr><td>Вправо</td><td>6,0...7,0°</td></tr></table> Примечание. Минимальный угол общего шага лопастей НВ необходимо определить в соответствии с указаниями, изложенными в «Руководстве по техническому обслуживанию и Инструкции по поддержанию лётной годности» (RTR 660), с тем чтобы обеспечить достаточные обороты НВ при полёте на режиме авторотации.			Лопаста несущего винта	Общий шаг	Полный ход 13,0° ±0,5°		Циклический шаг	Вперёд	13,50...14,25°	Назад	13,50...14,25°	Влево	7,5...8,5°	Вправо	6,0...7,0°		
Лопаста несущего винта	Общий шаг	Полный ход 13,0° ±0,5°																
	Циклический шаг	Вперёд	13,50...14,25°															
		Назад	13,50...14,25°															
		Влево	7,5...8,5°															
		Вправо	6,0...7,0°															
Лопаста рулевого винта	<table><tr><td rowspan="2">Общий шаг</td><td>Левая педаль вперёд</td><td>15,5...16,5°</td></tr><tr><td>Правая педаль вперёд</td><td>18,5...19,0°</td></tr></table> Все величины углов установки лопастей замерены на 75% радиуса.			Общий шаг	Левая педаль вперёд	15,5...16,5°	Правая педаль вперёд	18,5...19,0°										
Общий шаг	Левая педаль вперёд	15,5...16,5°																
	Правая педаль вперёд	18,5...19,0°																
Заводские номера	0002 и последующие																	
Сертификационный базис	Свод федеральных постановлений США, Раздел 14, Часть 27 (14 CFR Part 27) от 01 февраля 1965 г., включая Поправки с 27-1 по 27-44. Исключение № 9589 от 28 января 2008 г. к §27.695. Данное исключение было введено для возможности сертификации системы управления с силовым приводом без учета заедания распределительного золотника в качестве возможного единичного отказа.																	

Свод федеральных постановлений США, Раздел 14, Часть 36 (14 CFR Part 36) от 01 декабря 1969 г., Поправки с 36-1 по 36-28.

Соответствия требованиям о вынужденной посадке на воду согласно § 27.801 продемонстрировано не было.

Соответствия требованиям о защите от обледенения согласно § 27.1419 продемонстрировано не было.

Вертолёт R66 одобрен только для выполнения полетов днём и ночью по правилам визуальных полетов (VFR).

Дата подачи заявки на сертификат типа: 06 сентября 2006 г.

Дата выпуска сертификата типа: 25 октября 2010 г.

Нормативная основа производства

Производственный сертификат № 424WE от 25 октября 2010 г.

Оборудование

Для сертификации вертолёт должен быть оснащён базовым комплектом необходимого оборудования, предписанного действующими нормативами лётной годности (см. п. "Сертификационный базис"). Кроме этого, вертолёт должен быть укомплектован нижеуказанным «Руководством по лётной эксплуатации вертолёта» (Rotorcraft Flight Manual), утверждённым Федеральным управлением гражданской авиации США: «Руководство по эксплуатации вертолёта R66 для пилота» (R66 Pilot's Operating Handbook) и утверждённое Федеральным управлением гражданской авиации США «Руководство по лётной эксплуатации вертолёта» (RTR 661) (Rotorcraft Flight Manual) от 25 октября 2010 г., либо его утверждённая последующая редакция.

ОБЩИЕ ПРИМЕЧАНИЯ

- Примечание №1 На каждый вертолёт при первоначальной сертификации лётной годности и во всех случаях в дальнейшем необходимо иметь в наличии справку о весе и центровке, содержащую перечень оборудования, входящего в сертифицированный вес пустого вертолёта, а также нормы загрузки, если это необходимо. Исключение составляют эксплуатанты, которые владеют утверждённой системой контроля веса воздушного судна.
- Примечание №2 Нижеуказанную табличку необходимо установить в поле зрения пилота:
"Данный вертолёт одобрен для выполнения визуальных полетов днём и ночью" ("THIS ROTORCRAFT APPROVED FOR DAY AND NIGHT VFR OPERATIONS")
См. остальные таблички в «Руководстве по лётной эксплуатации вертолёта» (Rotorcraft Flight Manual). Все таблички, предписанные утверждённым Федеральным управлением гражданской авиации США «Руководством по лётной эксплуатации вертолёта» (Rotorcraft Flight Manual), подлежат обязательной установке в соответствующих местах вертолёта.
- Примечание №3 Сведения, необходимые для правильного техобслуживания вертолёта, включая сроки службы (ресурсы) критически важных агрегатов, содержатся в «Руководстве по техническому обслуживанию и Инструкции по поддержанию лётной годности вертолёта R66» (RTR 660) (Robinson R66 Maintenance Manual and Instructions for Continued Airworthiness). Сроки службы (ресурсы) агрегатов указаны в утверждённом Федеральным управлением гражданской авиации США Разделе "ОГРАНИЧЕНИЯ ЛЁТНОЙ ГОДНОСТИ". Величины сроков службы (ресурсов) или назначенных ресурсов и интервалов техобслуживания допускается изменять только после утверждения инженерным отделом Федерального управления гражданской авиации США.
- Примечание №4 Для любых изменений в типовую конструкцию данного вертолёта, внесенных посредством поправок в сертификат типа (TC), дополнительного сертификата типа (STC) или поправок в дополнительный сертификат типа, требующих наличия инструкции по поддержанию лётной годности (ICA), необходимо направить такую инструкцию по поддержанию лётной годности через проектное отделение по сертификации воздушных судов для анализа и утверждения Региональным отделом лётных норм (FSDO) Группы по оценке воздушных судов г. Форт-Уорт (FTW-AEG) до поставки вертолёта либо после выпуска первого стандартного сертификата лётной годности на такой вертолёт, в зависимости от того, что произойдет позже, согласно предписаниям Части 14, п. 21.50 Свода федеральных постановлений США (Title 14 CFR 21.50). Для утверждения изменений в типовую конструкцию, заявленных посредством Формы 337 «утверждение в процессе эксплуатации» Федерального управления гражданской авиации США и требующих наличия Инструкции по поддержанию лётной годности (ICA), необходимо, чтобы такая Инструкция по поддержанию лётной годности (ICA) была проверена Региональным отделом лётных норм (FSDO), осуществляющим утверждение изменений в конструкцию в процессе эксплуатации.
- Примечание №5 Все приборы в кабине, установленные третьей стороной, должны иметь маркировку ограничений и рабочих диапазонов в соответствии со схемой маркировки Robinson.
- Примечание №6 Для каждого элемента оборудования, установленного в кабине или в пассажирском салоне, необходимо выполнить проверку на предмет соблюдения требований §27.562(c)(5) «Критерии воздействия ударного ускорения на голову» (Head Impact Criteria - HIC).

--- КОНЕЦ ---