

В. М. Корнеев

Самолёт B737NG

Анализ конструкции
и лётной эксплуатации

В. М. Корнеев
Самолёт В737NG.
Анализ конструкции
и лётной эксплуатации

http://www.litres.ru/pages/biblio_book/?art=22104289

ISBN 9785448346088

Аннотация

Книга может быть полезной для авиаспециалистов, изучающих конструкцию и лётную эксплуатацию планера и функциональных систем самолёта В737NG.

Содержание

Общая характеристика самолета	5
Планер самолета	7
Источники давления гидросистемы	12
Общие сведения	12
Источники давления гидросистем	15
Конец ознакомительного фрагмента.	18

Самолёт B737NG
Анализ конструкции
и лётной эксплуатации
В. М. Корнеев

© В. М. Корнеев, 2016

ISBN 978-5-4483-4608-8

Создано в интеллектуальной издательской системе Ridero

Общая характеристика самолета

Все семейство самолетов Boeing737 разделено на три поколения: B737 Original (Оригинальный), B737 Classic (Классический) и B737 Next Generation (Следующая модификация).

Оригинальный: B737—100, -200.

Классический: B737—300, -400, 500.

Следующая модификация: B737—600, -700, -700ER, -800, -900.

Серия самолетов B737NG заметно отличающиеся от первых самолётов семейства. Крупнейшими изменениями стали новые крылья, авионика, усовершенствованные двигатели. На NG был установлена так называемая «стеклянная кабина» – оснащённый дисплеями на электронно-лучевых трубках (на B737—900 – на жидких кристаллах) вместо привычных «будильников» – аналоговых приборов, и цифровыми системами. К дополнительным преобразованиям относятся также вертикальные законцовки крыльев Винглеты, в результате применения которых экономится 4—5% топлива.

Примечание: Winglet в переводе с английского означает «крылышко». С их помощью уменьшается перетекание воздуха на конце крыла, увеличивается его эффективное удли-

нение без увеличения размаха крыла. Это позволяет уменьшить величину индуктивного сопротивления (снизить интенсивность вихревых жгутов) и, соответственно, ощутимо увеличить экономичность и дальность полета.

Планер самолета

Основными частями планера самолета являются: фюзеляж, крыло и хвостовое оперение.

Конструкция планера самолета B737NG обеспечивает максимальную прочность при минимальном весе.

К основным материалам, используемым в конструкции планера, относятся алюминий и магниевые сплавы. В случае необходимости используется сталь или титан. При изготовлении некоторых элементов планера используются композиционные материалы.

Фюзеляж самолета имеет конструкцию типа полумоноккок. Основными силовыми элементами фюзеляжа является «работающая» обшивка с подкрепляющими ее стрингерами и шпангоутами. Все вырезы в обшивке фюзеляжа, такие как двери, люки и окна, имеют усиления для распределения нагрузок вокруг отверстий.

Почти вся обшивка гермокабины фюзеляжа в полете испытывает избыточное внутреннее давление воздуха за исключением ниши передней опоры, большого выреза под центроплан крыла и ниши основных опор шасси.

Хвостовая часть фюзеляжа за гермошпангоутом не испытывает внутреннего избыточного давления. К ней крепится киль и стабилизатор. Вспомогательная силовая установка размещается в пожарозащищенном отсеке ниже стабилиза-

тора.

В передней части фюзеляжа расположена антенна радиолокатора, защищенная фибerglassовым обтекателем, имеющим сотовую структуру. За гермошпангоутом, над полом расположена кабина экипажа, передняя входная дверь и служебная дверь кухни. Под полом расположены отсек носовой опоры шасси, передний трап (при наличии), а также отсек электронного оборудования.

В средней части фюзеляжа находится пассажирский салон, окна которого расположены между шпангоутами, и передний грузовой отсек, имеющий люк с правого борта.

В этой части фюзеляжа расположены два надкрыльевых люка аварийного покидания самолета, задняя входная дверь и служебная дверь кухни. На отдельных модификациях самолета имеется четыре аварийных надкрыльевых люка.

В пространстве под полом находится центроплан крыла, отсеки кондиционирования воздуха, отсек основных опор шасси, отсек гидравлики и задний грузовой отсек с люком по правому борту. Эта секция заканчивается задним гермошпангоутом.

В хвостовой части фюзеляжа расположена вспомогательная силовая установка и ферма стабилизатора. Доступ в эту секцию осуществляется через дверь левого борта, за которой расположен смотровой люк ВСУ и сопло выходящих газов ВСУ. Конструкции вблизи сопла выходящих газов ВСУ выполнены с использованием титана.

В кабине экипажа размещаются (начиная сверху далее по часовой стрелке):

- задняя и передняя верхние панели;
- передняя правая панель;
- боковая панель второго пилота;
- центральный пульт;
- задняя электронная панель;
- панель управления;
- передняя электронная панель;
- боковая панель командира воздушного судна;
- передняя левая панель;
- панель под козырьком приборной доски кабины.

На штурвале размещены следующие элементы управления (сверху и по часовой стрелке):

- кнопка отключения автопилота;
- клавиатура для набора цифр (рейсовый знак);
- держатель для планшета с картой контрольных проверок;
- кнопка для связи с диспетчером;
- переключатель управления стабилизатором.

Моноблочное крыло состоит из двух отъемных частей и центроплана.

Конструкция крыла состоит из «работающей» обшивки, лонжеронов, стрингеров и нервюр. Некоторые нервюры не имеют отверстий, чтобы обеспечить герметичность топливных баков-кессонов.

Примечание: Все казалось бы правильно, только почему нервюры крыла расположены не по набегающему потоку – «большой-большой» вопрос.

Вдоль передней кромки крыла установлены предкрылки. В задней части крыла установлены внутренние и внешние закрылки и элероны.

Сверху крыла установлены спойлеры.

Для обеспечения доступа в кессоны крыла в нижней обшивке установлены смотровые панели. Смотровые панели топливных насосов позволяют производить снятие и замену насосов без предварительного слива топлива.

Хвостовое оперение самолета классической схемы включает в себя киль и переставной стабилизатор.

Примечание: Недостатком классической (стандартной) схемы является неизбежная возможность затенения стабилизатора впереди находящимся крылом на определенных углах атаки, что может привести к бафтингу и потере эффективности руля высоты [1]. С точки зрения безопасности полетов нельзя называть такую схему хвостового оперения «нормальной».

Стабилизатор состоит из двух лонжеронов, соединенных нервюрами и обшивки. На стабилизаторе установлен руль

высоты с сервокомпенсатором.

Киль состоит из переднего и заднего лонжеронов, нервюр и обшивки. На нем установлен руль направления.

Примечание: Использование термина «вертикальный стабилизатор» для киля – просто некорректно. Русский язык достаточно «богат», чтобы не использовать подобного рода терминологию.

Источники давления гидросистемы

Общие сведения

Самолет имеет три независимых гидравлических системы: А, В и резервную. Гидросистема А и гидросистема В используются постоянно на земле и в полете и отвечают за работу всех компонентов самолета, имеющих гидравлический привод. Резервная гидросистема используется только при необходимости.

К основным потребителям гидросистемы относятся:

- органы основного управления полетом;
- предкрылки;
- закрылки;
- спойлеры;
- система уборки и выпуска опор шасси;
- система торможения колёс шасси;
- управление колесами носовой опоры шасси;
- реверс тяги двигателей.

Гидравлические системы А или В могут приводить в действие все органы управления самолетом.

Каждая из гидравлическая система имеет гидробак, расположенный в районе ниши основных колес шасси. Гидробаки имеют систему наддува. Избыточное давление 45—50 psi

во всех бачках обеспечивает поступление жидкости ко всем насосам под небольшим давлением для исключения явления кавитации на входе в насосы.

Примечание: Один psi (фунт/квадратный дюйм) равен примерно 14,5 кг/см².

К потребителям гидросистемы А относятся:

- элероны;
- руль направления;
- руль высоты и загрузатель руля высоты;
- полетные спойлеры;
- наземные спойлеры;
- резервное торможение колес;
- реверс тяги двигателя 1;
- автопилот А;
- основное управление разворотом колес передней опоры шасси;
- система уборки и выпуска шасси;
- устройство передачи мощности.

К потребителям гидросистемы В относятся:

- элероны;
- руль направления;
- руль высоты и загрузатель руля высоты;
- полетные спойлеры;
- предкрылки;

- основное торможение колес;
- аварийное управление разворотом колес передней стойки шасси;
- уборка шасси;
- демпфер рыскания;
- закрылки.

Источники давления гидросистем

Обе гидросистемы А и В оснащены основными механическими насосами с приводом от двигателя и резервными электронасосами, обеспечивающими подачу гидрожидкости к потребителям с номинальным давлением 3000 psi.

Насос с приводом от двигателя гидросистемы А установлен на двигателе 1. Насос с приводом от двигателя гидросистемы В установлен на двигателе 2. Насос с приводом от двигателя имеет производительность в 4 раза большую соответствующего ему электрического гидронасоса.

Примечание: Для повышения надежности гидросистемы желательно было бы добавить еще по одному основному насосу в гидросистемах А и В самолёта. Причем желательно чтобы в каждой гидросистеме были установлены по одному насосу, установленному на разных двигателях. Тогда при отказе любого двигателя будут работать обе гидросистемы.

Подача гидрожидкости от основных насосов с приводом от двигателей осуществляется выключателями «ENG1» или «ENG2» [2]. Установка переключателей в положение OFF перекрывает подачу жидкости к потребителям гидросистем. Однако, сами насосы при этом продолжают вращаться до тех пор пока двигатель работает. При установке переключателей

в положение ON открывается подача жидкости к потребителям и гаснет табло «LOW PRESSURE».

Выключатели «ELEC2» (система А) или «ELEC1» (система В) управляют соответствующими электронасосами. При обнаружении перегрева в той или иной гидросистеме срабатывает соответствующая ей светосигнализация «OVERHEAT».

В результате отказа основного механического насоса ENG1 гидросистемы А и включения резервного электрического насоса ELEC2 при большом потреблении жидкости может периодически срабатывать табло «LOW PRESSURE».

Гидравлическая жидкость также используется для охлаждения и смазки самих насосов, поэтому она проходит через теплообменник, перед тем как вернуться обратно в гидробак.

Теплообменник для системы А расположен в крыльевом топливном баке 1 и для системы В в крыльевом топливном баке 2.

Устройство передачи мощности (PTU) используется в качестве резервного источника давления для работы предкрылков при потере давления в гидросистеме В.

Устройство передачи мощности использует давление в системе А для раскрутки гидромотора, вращающего гидронасос, который создает давление жидкости в системе В.

Устройство передачи мощности срабатывает автоматиче-

ски при следующих условиях:

- самолет взлетает;

- давление за насосом гидросистемы В с приводом от двигателя упало ниже допустимых пределов;

- закрылки находятся в положении менее 15 градусов, но не убраны (взлетное положение).

Конец ознакомительного фрагмента.

Текст предоставлен ООО «ЛитРес».

Прочитайте эту книгу целиком, [купив полную легальную версию](#) на ЛитРес.

Безопасно оплатить книгу можно банковской картой Visa, MasterCard, Maestro, со счета мобильного телефона, с платежного терминала, в салоне МТС или Связной, через PayPal, WebMoney, Яндекс.Деньги, QIWI Кошелек, бонусными картами или другим удобным Вам способом.