



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2014108158/07, 27.07.2012

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
27.07.2012

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
04.08.2011 FR 1157169

(43) Дата публикации заявки: 10.09.2015 Бюл. № 25

(45) Опубликовано: 27.11.2016 Бюл. № 33

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: EP 2236419 A2, 06.10.2010. WO
2009125007 A2, 15.10.2009. FR 2954283 A1,
24.06.2011. EP 1897804 A2, 12.03.2008. SU 868926,
30.09.1981. RU 2232109 C1, 10.07.2004.(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на
национальной фазе: 04.03.2014(86) Заявка РСТ:
FR 2012/051790 (27.07.2012)(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2013/017789 (07.02.2013)

Адрес для переписки:

129090, Москва, ул. Б. Спасская, 25, строение 3,
ООО "Юридическая фирма Городисский и
Партнеры"

(72) Автор(ы):

ВЬЕЙАР Себастьян (FR),
БЕРЕНЖЕР Серж (FR),
РОК Серж Тьерри (FR),
ДОРИАК Паскаль (FR)

(73) Патентообладатель(и):

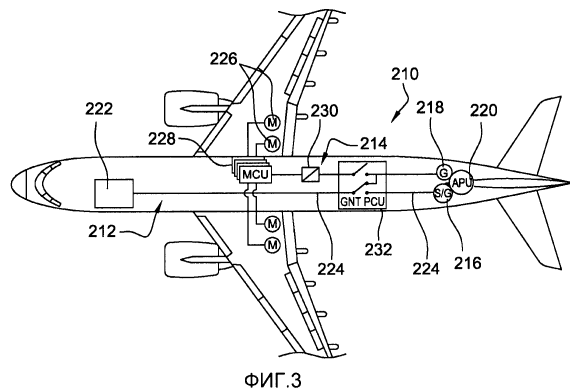
ЛАБИНАЛЬ ПАУЭР СИСТЕМЗ (FR),
ТУРБОМЕКА (FR)

(54) УСТРОЙСТВО ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПИТАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ЗЕМЛЕ

(57) Реферат:

Изобретение относится к электротехнике, а именно к устройствам электрического питания летательного аппарата на земле, содержащим два электрических генератора, вращаемых вспомогательной силовой установкой. Первый генератор соединен при помощи средств селективного соединения/разъединения с сетью летательного аппарата и с сетью электрического руления для обеспечения подачи либо переменного напряжения в сеть летательного аппарата, когда он подключен к этой сети, либо

переменного напряжения в сеть руления, когда он подключен к этой сети. Второй генератор соединен при помощи средств соединения/разъединения с сетью летательного аппарата для подачи в эту сеть переменного напряжения, только когда первый генератор питает сеть руления. Технический результат состоит в обеспечении независимого питания сети руления от сети летательного аппарата без ограничений, выдвигаемых нормами сертификации сети летательного аппарата. 2 н. и 7 з.п. ф-лы, 6 ил.





FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.

H02J 4/00 (2006.01)*H02J* 9/06 (2006.01)*B64C* 25/40 (2006.01)(12) **ABSTRACT OF INVENTION**(21)(22) Application: **2014108158/07, 27.07.2012**(24) Effective date for property rights:
27.07.2012

Priority:

(30) Convention priority:
04.08.2011 FR 1157169(43) Application published: **10.09.2015** Bull. № 25(45) Date of publication: **27.11.2016** Bull. № 33(85) Commencement of national phase: **04.03.2014**(86) PCT application:
FR 2012/051790 (27.07.2012)(87) PCT publication:
WO 2013/017789 (07.02.2013)

Mail address:

**129090, Moskva, ul. B. Spasskaja, 25, stroenie 3,
OOO "JURidicheskaja firma Gorodisskij i Partnery"**

(72) Inventor(s):

**VEJAR Sebasten (FR),
BERENZHER Serzh (FR),
ROK Serzh Terri (FR),
DORIAK Paskal (FR)**

(73) Proprietor(s):

**LABINAL PAUER SISTEMZ (FR),
TURBOMEKA (FR)**(54) **DEVICE FOR ELECTRICALLY POWERING AN AIRCRAFT ON THE GROUND**

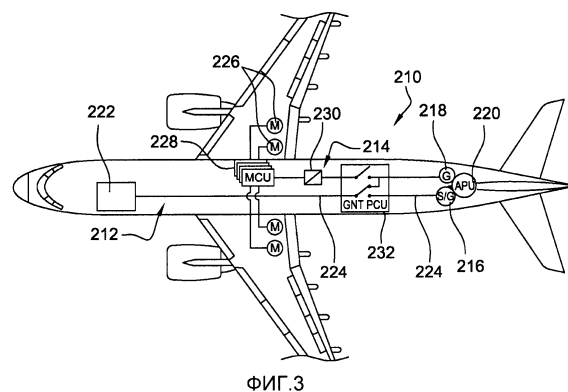
(57) Abstract:

FIELD: electricity.

SUBSTANCE: invention relates to electrical engineering, namely, to devices for electrically powering an aircraft on the ground, comprising two electric generators, driven by an auxiliary power unit. First generator is connected by a selective connection/disconnection mechanism to an aircraft network and to an electrical taxiing network to deliver AC voltage to the aircraft electricity network, when connected to the aircraft electricity network, or AC voltage to the electrical taxiing network, when connected to the electrical taxiing network. Second electricity generator is connected by the connection/disconnection means to the aircraft electricity network to deliver AC voltage to the aircraft electricity network, solely when the first electricity generator is powering the electrical taxiing network.

EFFECT: technical result is providing independent power supply of the taxiing network from the aircraft network without restrictions, related to the certification standards for the aircraft network.

9 cl, 6 dwg



ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ

Настоящее изобретение относится к устройству электрического питания летательного аппарата на земле, содержащему электрическую сеть летательного аппарата, в частности, для питания пассажирского салона и кабины экипажа, и электрическую сеть

ПРЕДШЕСТВУЮЩИЙ УРОВЕНЬ ТЕХНИКИ

В заявках FR 10/55457 и FR 10/59612, поданных на имя заявителя, описаны соответственно устройства питания электрической сети летательного аппарата и электрическая архитектура для обработки энергии, регенерируемой электрическими

приводами во время операций руления летательного аппарата. Руление летательного аппарата является перемещением или движением этого летательного аппарата на земле при помощи колес взлетно-посадочного шасси летательного аппарата. Руление называют электрическим, когда колеса, по меньшей мере, одного шасси летательного аппарата (как правило, колеса главных шасси)

приводятся во вращение электрическими двигателями, которые входят в состав сети руления.

Сети летательного аппарата и руления получают питание, по меньшей мере, от одного генератора, вращаемого вспомогательной силовой установкой (APU).

Как известно, эту вспомогательную силовую установку запускают при помощи независимого стартера, питаемого от аккумуляторной батареи, и эта установка содержит выходной вал привода вышеуказанного генератора.

Были предложены различные типы электрической архитектуры для питания сетей летательного аппарата и руления энергией, вырабатываемой вспомогательной силовой установкой.

Первая известная электрическая архитектура включает в себя два электрических генератора, вращаемых вспомогательной силовой установкой. Первый генератор выдает переменное напряжение V_{ac1} (230 В) в сеть руления, а второй генератор выдает переменное напряжение V_{ac2} (115 В) в сеть летательного аппарата. Сеть руления содержит электронный силовой блок (называемый блоком управления двигателем MCU) для управления электрическими двигателями привода колес летательного

аппарата, соединенный с первым генератором через средства соединения/разъединения. Преимуществом этой архитектуры является то, что сети руления и летательного аппарата не зависят друг от друга и получают питание от разных генераторов. Поэтому требования подтверждения для сертификации сети летательного аппарата (типа АТА 24) не касаются сети руления, которая может содержать упрощенный электронный силовой блок, что позволяет уменьшить массу этого блока (примерно 50 кг).

Однако оба вышеуказанных генератора имеют относительно большие значения электрической мощности, соответственно 120 кВА и 90кВА, которые добавляются к электрической мощности стартера вспомогательной силовой установки. Таким образом, электрическая мощность на борту летательного аппарата является относительно большой. Учитывая большую электрическую мощность, генераторы являются тяжелыми и громоздкими, и их монтаж на выходном валу вспомогательной силовой установки может оказаться сложным и даже невозможным.

Во второй известной электрической архитектуре сети летательного аппарата и руления получают питание от общего генератора большой электрической мощности (150 кВА), который приводится во вращение вспомогательной силовой установкой. Этот генератор выдает переменное напряжение V_{ca2} (115 В) в сети летательного аппарата и руления, которые соединены с генератором через средства соединения/

разъединения. Сеть руления содержит электронный силовой блок, соединенный с электрическими двигателями привода колес летательного аппарата.

Недостатком этой электрической архитектуры является то, что сеть руления должна отвечать совокупности сетевых норм (например, типа АТА24), применяемых для летательного аппарата, и получает питание с напряжением V_{ac2} в 115 В. Электронный силовой блок сети руления включает в себя функцию преобразования энергии, позволяющую повышать уровень напряжения, не влияя на сеть летательного аппарата. Как правило, эту функцию обеспечивает модуль АТРУ (автотрансформаторный выпрямительный блок), вследствие чего вес электронного блока существенно увеличивается (примерно от 50 до 100 кг).

В еще одной известной электрической архитектуре было предложено питать сеть руления летательного аппарата при помощи, по меньшей мере, одного генератора, вращаемого двигателем летательного аппарата, при этом электрическая сеть летательного аппарата получает питание от другого генератора, вращаемого вспомогательной силовой установкой. Однако эта архитектура требует работы двигателя, что существенно снижает выигрыш в расходе керосина, который обычно ожидается при функции электрического руления летательного аппарата.

Настоящее изобретение призвано предложить простое, эффективное и экономичное решение для ограничения или устранения, по меньшей мере, части вышеуказанных недостатков известных решений, благодаря новой электрической архитектуре для электрического руления летательного аппарата.

КРАТКОЕ ИЗЛОЖЕНИЕ СУЩНОСТИ ИЗОБРЕТЕНИЯ

В связи с этим объектом изобретения является устройство электрического питания летательного аппарата на земле, содержащее два электрических генератора, вращаемых вспомогательной силовой установкой, при этом первый генератор предназначен для питания сети электрического руления, содержащей электрические двигатели привода колес летательного аппарата, а второй генератор предназначен для питания электрической сети летательного аппарата, отличающееся тем, что первый генератор соединяют при помощи средств селективного соединения/разъединения с сетями летательного аппарата и руления для обеспечения подачи первого переменного напряжения V_{ac2} в сеть летательного аппарата, когда он подключен к этой сети, или более высокого переменного напряжения V_{ac1} или мощности P в сеть руления, когда он подключен к этой сети, и тем, что второй генератор соединен при помощи средств соединения/разъединения с сетью летательного аппарата для обеспечения подачи в эту сеть упомянутого переменного напряжения V_{ac2} , только когда первый генератор питает сеть руления.

В заявленном устройстве первый генератор, вращаемый вспомогательной силовой установкой, используют для питания сети руления, когда летательный аппарат должен перемещаться на земле, и для питания сети летательного аппарата, когда сеть руления не получает питания. Этот первый генератор, называемый «гибридным», может выдавать селективно напряжение V_{ac1} питания сети руления или напряжение V_{ac2} питания сети летательного аппарата. В варианте первый генератор может селективно выдавать мощность P питания сети руления или напряжение V_{ac2} питания сети летательного аппарата. Второй генератор используют для питания сети летательного аппарата, когда первый генератор питает сеть электрического руления.

Предпочтительно параметры этого второго генератора рассчитаны таким образом, чтобы удовлетворять только потребности самолета на земле, что позволяет уменьшить электрическую мощность на борту и, следовательно, занимаемый объем в самолете.

Средствами соединения/разъединения управляют таким образом, чтобы во время руления соединять первый генератор с сетью руления (для ее питания напряжением Vac1 или мощностью P) и второй генератор с сетью летательного аппарата (для ее питания напряжением Vac2) и чтобы соединять во время других рабочих фаз летательного аппарата первый генератор с сетью летательного аппарата для ее питания напряжением Vac2, при этом второй генератор остановлен.

Таким образом, изобретение позволяет предусматривать сеть руления без ограничений, выдвигаемых нормами, применяемыми для собственной сети летательного аппарата, типа АТА 24, и ограничить условия гармонических помех, связанных с функцией руления.

Согласно другому отличительному признаку изобретения один из двух генераторов является генератором/стартером, который выполнен с возможностью запуска вспомогательной силовой установки и может заменять, таким образом, отдельный стартер, используемый в известных технических решениях, что дает существенный выигрыш в весе. Кроме того, этот генератор/стартер установлен на вспомогательной силовой установке вместо стартера (то есть на шестерне установки, обычно предназначенной для известного стартера) и не мешает, таким образом, установке другого генератора на выходном валу вспомогательной силовой установки.

Устройство, в соответствии с изобретением, содержит также электронный силовой блок, соединенный с генератором/стартером для управления запуском вспомогательной силовой установки. Этот блок может содержать средства управления типа GCU (Блок управления генератором), которые регулируют ток или выходное напряжение генератора/стартера и защищают его в случае электрической перегрузки.

Предпочтительно первый генератор является трехкаскадным синхронным генератором с обмоткой возбуждения ротора. Изменение возбуждения ротора позволяет либо изменять выходное напряжение генератора между значениями Vac1 и Vac2, либо переходить от генератора напряжения (выдающего, по существу, неизменное переменное напряжение Vac2) к генератору тока/мощности, выдающему ток или мощность в зависимости от, по существу, неизменной потребности руления, например, мощность 150 кВт.

Первый генератор может обеспечивать переменное напряжение 115 В (Vac2) и мощность 90 кВА, когда он подключен к сети летательного аппарата, или напряжение 230 В (Vac1) и мощность 150 кВт (случай генератора, регулируемого по напряжению или по мощности), когда он подключен к сети руления.

Второй генератор может выдавать электрическую мощность от 30 до 40 кВА и напряжение Vac1 115 В при 400 Гц. Таким образом, бортовая электрическая мощность в летательном аппарате для его работы на земле значительно меньше мощности, используемой в описанном выше известном решении (120-130 кВА вместо 210 кВА в известном решении). Кроме того, учитывая свою небольшую электрическую мощность, второй генератор является менее габаритным и может приводиться во вращение вместе с первым генератором от выходного вала вспомогательной силовой установки.

Объектом настоящего изобретения является также способ электрического питания летательного аппарата на земле при помощи описанного выше устройства, отличающийся тем, что содержит этап, на котором сеть руления питают при помощи первого генератора и сеть летательного аппарата питают при помощи второго генератора, и этап, на котором сеть летательного аппарата питают при помощи первого генератора, когда функция руления не используется, при этом второй генератор отключен.

Предпочтительно первый генератор является трехкаскадным синхронным генератором с обмоткой возбуждения ротора, и возбуждением генератора управляет электронный силовой блок для перехода от генератора напряжения Vac1 к генератору напряжения Vac2 или от генератора мощности Р к генератору напряжения Vac2.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ

Изобретение и его другие отличительные признаки, детали и преимущества будут более очевидны из нижеследующего описания, представленного в качестве неограничительного примера со ссылками на прилагаемые чертежи, на которых:

Фиг. 1 и 2 схематично иллюстрируют известное устройство электрического питания летательного аппарата.

Фиг. 3 - схематичный вид устройства электрического питания летательного аппарата в соответствии с настоящим изобретением.

Фиг. 4 - схема трехкаскадного синхронного генератора с обмоткой возбуждения ротора в соответствии с изобретением.

Фиг. 5 и 6 - варианты выполнения заявленного устройства электрического питания.

ОПИСАНИЕ ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНЫХ ВАРИАНТОВ ВОПЛОЩЕНИЯ

На фиг. 1 показан летательный аппарат, оборудованный известным устройством 10 для электрического питания сети 12 летательного аппарата, в частности, для питания оборудования кабины экипажа и пассажирского салона летательного аппарата, и сети 14 электрического руления.

Каждая сеть 12, 14 получает питание от электрического генератора 16, 18, вращаемого вспомогательной силовой установкой 20, в дальнейшем обозначаемой аббревиатурой АРУ (Вспомогательный силовой блок).

АРУ 20 расположена в задней части фюзеляжа летательного аппарата и содержит выходной вал (не показан) привода роторов генераторов 16, 80. АРУ 20 оборудована независимым стартером (не показан), который соединен с аккумуляторной батареей и со средствами управления запуском АРУ.

Генератор 16 имеет электрическую мощность 120 кВА и выдает переменное напряжение Vac1 230 В в сеть 14 руления, которая схематично представлена в виде четырех двигателей (М) 26, соединенных с электронным силовым блоком MCU (блок управления двигателем) 28, который, в свою очередь, соединен с генератором 18 через выпрямитель 30. Выход генератора 18 соединен с сетью 14 руления при помощи средств 32 соединения/разъединения, которые позволяют изолировать генератор от сети 14 руления, когда функция руления не нужна, например, когда летательный аппарат совершает полет.

Эта электрическая архитектура имеет вышеупомянутые недостатки, в основном связанные с относительно большими значениями электрической мощности генераторов 16, 18 (соответственно 90 кВА и 120 кВА), с их весом и габаритами.

На фиг. 2 показан летательный аппарат, оборудованный другим известным устройством 10 для электрического питания сети 112 летательного аппарата и сети 114 руления.

Сети 112, 114 получают питание от общего электрического генератора 116, который приводится во вращение АРУ 120.

Выход генератора 116 соединен с сетями 112, 114 при помощи средств 132 соединения/разъединения и выдает в эти сети переменное напряжение Vac2 115 В.

Электронный силовой блок (MCU) 128 сети 114 руления содержит модуль АТРУ преобразования энергии, позволяющий повышать уровень напряжения, выдаваемого генератором 116.

Эта другая электрическая архитектура тоже имеет недостатки, которые в основном связаны с тем, что модуль ATRU является причиной значительного увеличения веса электронного силового блока (MCU) 128 и что сеть 114 руления должна отвечать всем стандартам, применяемым к сети 112 летательного аппарата 12 (типа АТА 24).

5 Изобретение позволяет устранить, по меньшей мере, часть недостатков известных технических решений за счет питания сети руления и собственной сети летательного аппарата при помощи двух генераторов, один из которых является «гибридным» и позволяет селективно питать эти две сети.

10 На фиг. 3 представлен предпочтительный вариант выполнения устройства 210 в соответствии с изобретением, в котором установка APU 220, расположенная в задней части фюзеляжа летательного аппарата, вращает роторы двух независимых электрических генераторов 216, 218.

15 Выход генератора 216 соединен при помощи средств 232 соединения/разъединения с первичным распределительным блоком 222 сети летательного аппарата, при этом выход или выходы этого блока 222 соединены, например, с оборудованием кабины экипажа и с различными отсеками фюзеляжа летательного аппарата. Электрические соединения между блоком 222, средствами 232 и генератором 216 проходят через электрические шины 224.

20 Генератор 216 имеет электрическую мощность от 30 до 40 кВА и выдает в сеть 212 летательного аппарата переменное напряжение V_{ac2} , которое равно, например, 115 В при 400 Гц.

25 Выход генератора 218 соединен через средства 232 соединения/разъединения с входом выпрямителя 230 сети руления, при этом выход выпрямителя 230 соединен с входом электронного силового блока (MCU) 228, который питает двигатели 226 привода колес главных шасси летательного аппарата. Эти двигатели 226 могут быть предусмотрены в количестве четырех.

30 В представленном примере средства 232 соединения/разъединения генераторов 216, 218 и сетей 212, 214 выполнены в виде общего блока GNTRCU (силового блока управления рулением с энергосбережением), содержащего контакторы или аналогичные средства для установления электрических соединений между генератором 218 и сетью 214 руления, между генератором 218 и сетью 212 летательного аппарата и между генератором 216 и сетью 212 летательного аппарата. Блок GNTRCU позволяет управлять электрическими конфигурациями летательного аппарата при помощи контакторов и дополнительно содержит, по меньшей мере, одну плату типа GCU для управления
35 возбуждением генератора 218, что будет описано ниже.

Генератор 218 имеет электрическую мощность, например, порядка 90 кВА и выполнен с возможностью питания сети 214 руления и сети 212 летательного аппарата.

40 Когда функцию руления не используют, выход генератора 218 соединен при помощи средств 232 с сетью 212 летательного аппарата и выдает в эту сеть переменное напряжение V_{ac2} , которое равно, например, 115 В при 400 Гц. Выход генератора 218 отсоединен от сети 214 руления при помощи средств 232. Выход генератора 216 тоже может быть отсоединен от сети 212 при помощи средств 232. При этом контакторы блока GNTRCU находятся в положениях, показанных на фиг. 3.

45 Когда необходимо использовать функцию руления, выход генератора 216 подключают при помощи средств 232 к сети 212 летательного аппарата, и он выдает в эту сеть переменное напряжение V_{ac2} , которое равно, например, 115 В при 400 Гц. Выход генератора 218 соединен через средства 232 с сетью 214 и выдает в эту сеть переменное напряжение V_{ac1} , которое равно, например, 115 В при 400 Гц, или мощность

Р, которая равна, например, 150 кВт при 230 В. При этом контакторы блока GNTRU находятся в положениях, показанных на фиг. 3.

Выпрямитель 230 является выпрямителем типа переменный ток/постоянный ток и позволяет преобразовывать переменное напряжение V_{ac1} в постоянное напряжение V_{dc1} . Блок MCU 228 может содержать контакторы и, по меньшей мере, один преобразователь энергии, каждый из которых содержит один или несколько инверторов. Предпочтительно эти инверторы работают просто в режиме разветвителя тока, когда генератор 218 выдает ток или мощность в сеть 214 руления.

Предпочтительно генератор 216 является генератором/стартером (S/G), который можно использовать в режиме «двигателя», когда на него подают энергию, чтобы запустить APU 220. Это позволяет исключить стартер, который раньше был предназначен специально для запуска APU в известных решениях. Вместо первоначального стартера на APU 220 установлен генератор 216 меньшей мощности, что позволяет не мешать установке генератора 218 на выходном валу APU 220.

В варианте для запуска установки APU 220 используют генератор 218. Генератор 218, выполненный с возможностью селективной выдачи двух напряжений V_{ac1} и V_{ac2} или напряжения V_{ac2} и мощности Р, предпочтительно является трехкаскадных синхронным генератором с обмоткой возбуждения ротора, принцип работы которого схематично показан на фиг. 4.

Генератор 218 содержит главный фазный ротор 250, вращаемый выходным валом 248 установки APU, внутри главного фазного статора 252. Генератор 218 является трехкаскадным (три узла ротор/статор), и кроме узла главный ротор 250/главный статор 252 содержит ротор 254 и статор 256 с постоянными магнитами и ротор 258 и статор 260 задающего генератора, при этом роторы 254, 258 с постоянными магнитами и задающего генератора соединены с выходным валом 248 установки APU.

Выход ротора 258 задающего генератора соединен с входом диодного выпрямителя 262, который соединен с валом 248 и выход которого соединен с входом главного ротора 250.

Вход ротора 260 задающего генератора и выход статора 256 с постоянными магнитами соединены со средствами 264 регулирования и управления, содержащими, по меньшей мере, одну плату GCU, которая регулирует ток или напряжение генератора 218 и защищает его в случае превышения электрической нагрузки. Эти средства 264 соединены также с выходом главного статора 252 и содержат средства обнаружения напряжения и тока, выдаваемых в сети 212, 214 летательного аппарата. Средства 264 могут быть установлены в блоке GNTRCU.

Генератор 218 может работать следующим образом.

Выходной вал 248 установки APU 220 вращает главный ротор 250 генератора 218 с заданной скоростью. Средства 264 регулирования и управления регулируют питание статора 260 задающего генератора таким образом, чтобы генерировать магнитное поле, индуцирующее ток в роторе 258 задающего генератора, причем этот ток выходит из ротора 250 и выпрямляется выпрямителем 262 до поступления в главный ротор 250 для создания данного напряжения или тока в главном статоре 252 третьего каскада генератора. Ротор 254 и статор 256 с постоянными магнитами позволяют, в частности, направлять в средства 264 сигналы информации о скорости вращения вала 248.

Главный ротор 250 индуцирует ток или напряжение в главном статоре 252, предназначенные для питания одной или другой из вышеупомянутых сетей 212, 214. Средства 264 управляют возбуждением генератора 218 в зависимости от напряжения или тока, обнаруживаемого на выходе этого генератора, таким образом, чтобы он

выдавал определенное, по существу, неизменное или, возможно, меняющееся напряжение (Vac1 или Vac2) для питания, в частности, сети руления, то есть работал как генератор напряжения, или выдавал, по существу, неизменные ток или мощность, то есть работал как генератор тока/мощности, в частности, для питания сети руления.

5 Изменение возбуждения генератора 218 позволяет переходить от режима регулирования напряжения Vac2 (для питания сети 212 напряжением Vac2, например, 115 В) к режиму регулирования мощности Р (для подачи в сеть 214 мощности Р, например, 150 кВт) или от режима регулирования напряжения Vac2 (для питания сети 212 напряжением Vac2, например, 115 В) к режиму регулирования напряжения Vac1
10 (для питания сети 214 напряжением Vac1, например, 230В).

Предпочтительно генератор 218 выдает переменное напряжение 115 В и мощность 90 кВА, когда он подключен к сети летательного аппарата, и мощность 150 кВт, когда он подключен к сети руления.

В варианте выполнения, показанном на фиг. 5, электронный силовой блок 270 типа
15 SBU (блок стартера) подключен к шине 224 параллельно с блоком 222. Этот блок 270 используют для управления запуском установки APU 220 при помощи генератора/стартера 216 или 218. В этом случае логические схемы управления контакторами блока GNTRCU (средства 232) адаптированы соответствующим образом.

Вариант выполнения, показанный на фиг. 6, отличается от варианта на фиг. 4 тем,
20 что блок MCU заменен блоком MSCU или MSU 272 (блок стартера двигателя). Этот блок MSU 272 включает в себя часть силовой электроники блока GNTRCU для управления запуском установки APU 220 при помощи генератора/стартера 216 или 218.

Электрическая система запуска установки APU, используемая в рамках настоящего изобретения, описана в заявке WO-A2-2010/079308, поданной на имя заявителя.

25 В еще одном, не показанном варианте сеть руления содержит двигатели (М) 226 в количестве, отличном от четырех, например, в количестве двух.

Формула изобретения

1. Устройство (210) электрического питания летательного аппарата на земле,
30 содержащее два электрических генератора (216, 218), вращаемых вспомогательной силовой установкой (220), при этом первый генератор предназначен для питания сети (214) электрического руления, содержащей электрические двигатели (226) привода колес летательного аппарата, а второй генератор предназначен для питания электрической сети (212) летательного аппарата, отличающееся тем, что первый генератор соединен
35 при помощи средств (232) селективного соединения/разъединения с сетями летательного аппарата и руления и может выдавать первое переменное напряжение Vac2 в сеть летательного аппарата, когда он подключен к этой сети, или второе переменное напряжение Vac1, более высокое, чем первое переменное напряжение, в сеть руления, когда он подключен к этой сети, и тем, что второй генератор соединен при помощи
40 средств (232) соединения/разъединения с сетью летательного аппарата для обеспечения подачи в эту сеть первого переменного напряжения Vac2, только когда первый генератор питает сеть электрического руления летательного аппарата.

2. Устройство по п. 1, отличающееся тем, что один из двух генераторов (216, 218) является генератором/стартером и выполнен с возможностью запуска вспомогательной
45 силовой установки (220).

3. Устройство по п. 2, отличающееся тем, что содержит электронный силовой блок (228, 270, 272), соединенный с генератором/стартером (216, 218) для управления запуском вспомогательной силовой установки (220).

4. Устройство по п. 1, отличающееся тем, что первый генератор (218) является трехкаскадным синхронным генератором с обмоткой возбуждения ротора.

5 5. Устройство по п. 1, отличающееся тем, что первый генератор (218) выдает переменное напряжение 115В (Vac2) при 400 Гц и мощность 90 кВА, когда он подключен к сети летательного аппарата.

6. Устройство по п. 1, отличающееся тем, что первый генератор (218) выдает мощность 150 кВт, когда он подключен к сети руления.

10 7. Устройство по п. 1, отличающееся тем, что второй генератор (216) выдает электрическую мощность от 30 до 40 кВА и переменное напряжение Vac1 115 В при 400 Гц.

15 8. Способ электрического питания летательного аппарата на земле при помощи устройства (210) по п. 1, отличающийся тем, что содержит этап, на котором сеть (214) руления питают при помощи первого генератора (218) и сеть (212) летательного аппарата питают при помощи второго генератора (216), и этап, на котором сеть (212) летательного аппарата питают при помощи первого генератора (218), когда функция руления не используется, при этом второй генератор (216) отключен.

20 9. Способ по п. 8, отличающийся тем, что первый генератор (218) является трехкаскадным синхронным генератором с обмоткой возбуждения ротора, и тем, что возбуждением этого генератора управляет электронный силовой блок (232) для перехода от генератора напряжения Vac1 к генератору напряжения Vac2 или от генератора мощности P к генератору напряжения Vac2.

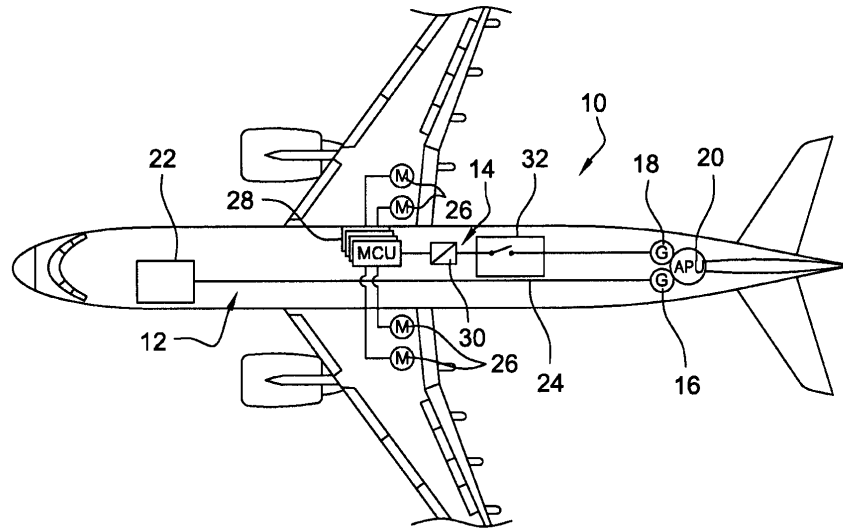
25

30

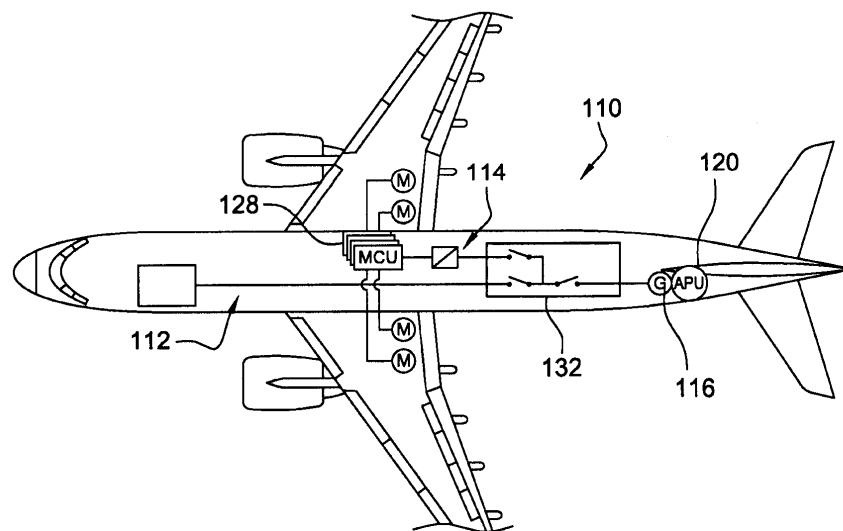
35

40

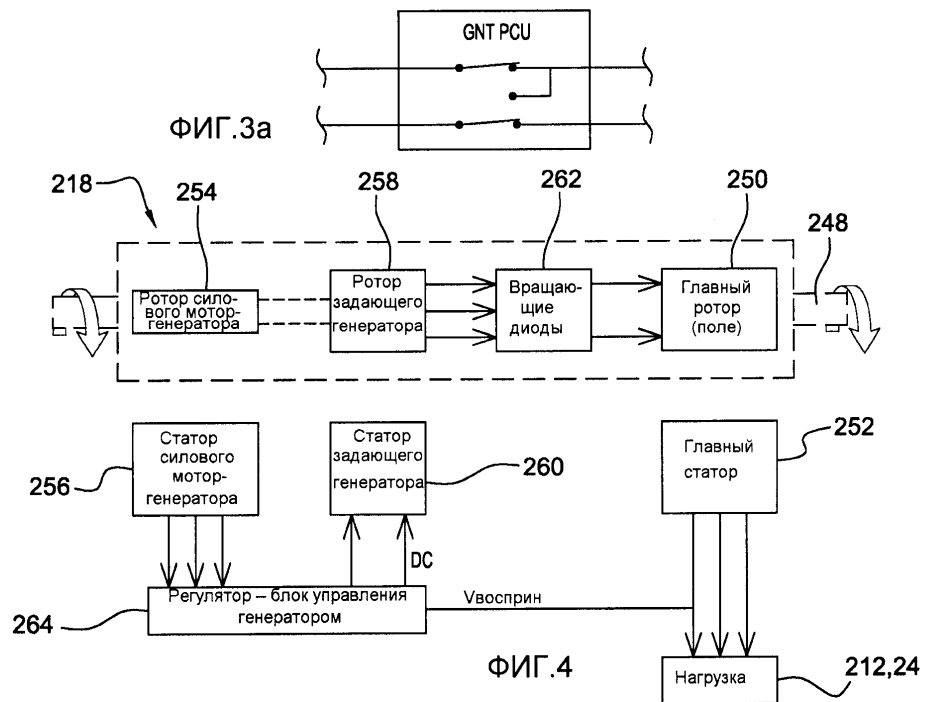
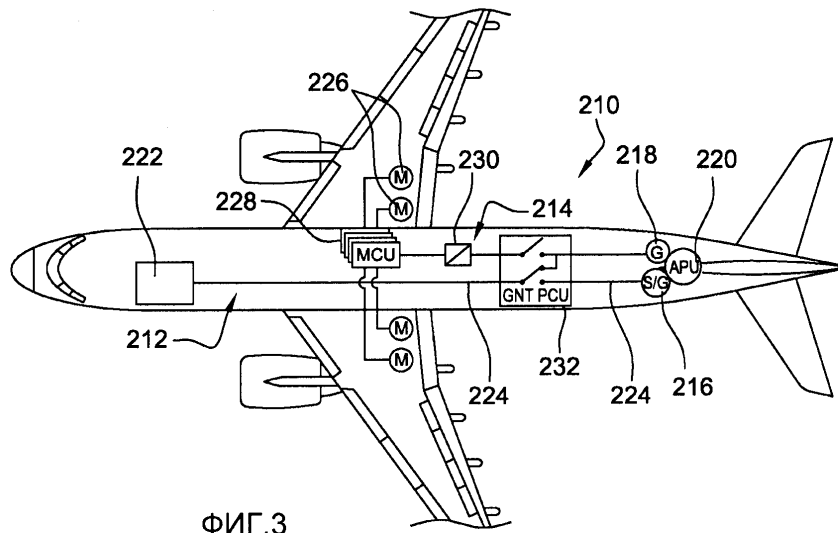
45



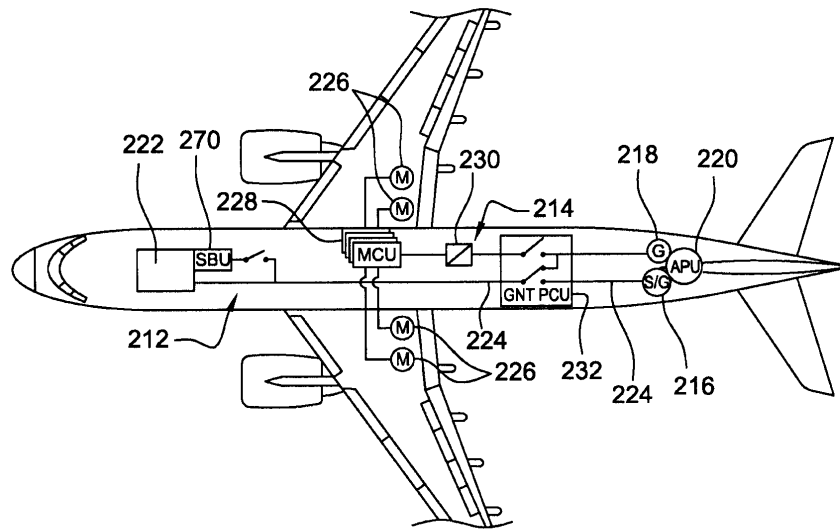
ФИГ.1



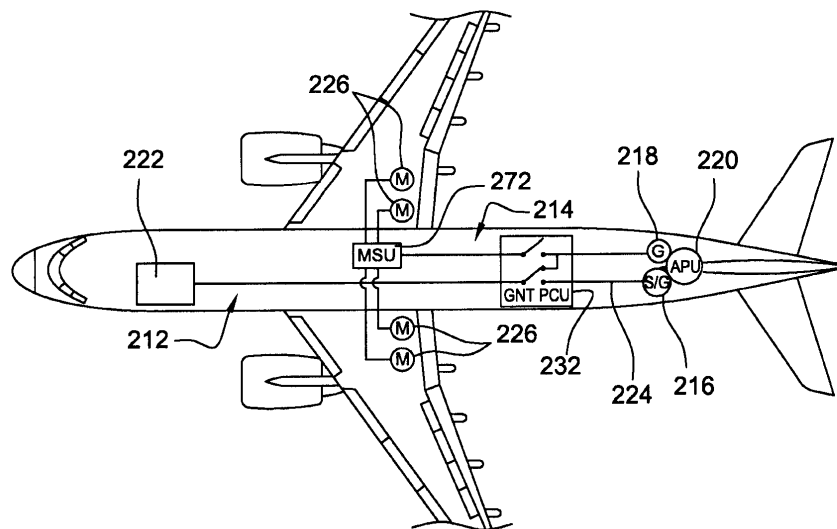
ФИГ.2



3/3



ФИГ.5



ФИГ.6