



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2014150999, 12.06.2013

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
12.06.2013Дата регистрации:
30.08.2017

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
15.06.2012 FR 1255599

(43) Дата публикации заявки: 10.08.2016 Бюл. № 22

(45) Опубликовано: 30.08.2017 Бюл. № 25

(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на
национальной фазе: 15.01.2015(86) Заявка РСТ:
FR 2013/051376 (12.06.2013)(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2014/009620 (16.01.2014)Адрес для переписки:
129090, Москва, ул. Б. Спасская, 25, строение 3,
ООО "Юридическая фирма Городиский и
Партнеры"

(72) Автор(ы):

**ДОРИАК Паскаль (FR),
БЕДРИН Оливье (FR),
МАРКОНИ Патрик (FR),
РИДО Жан-Франсуа (FR)**

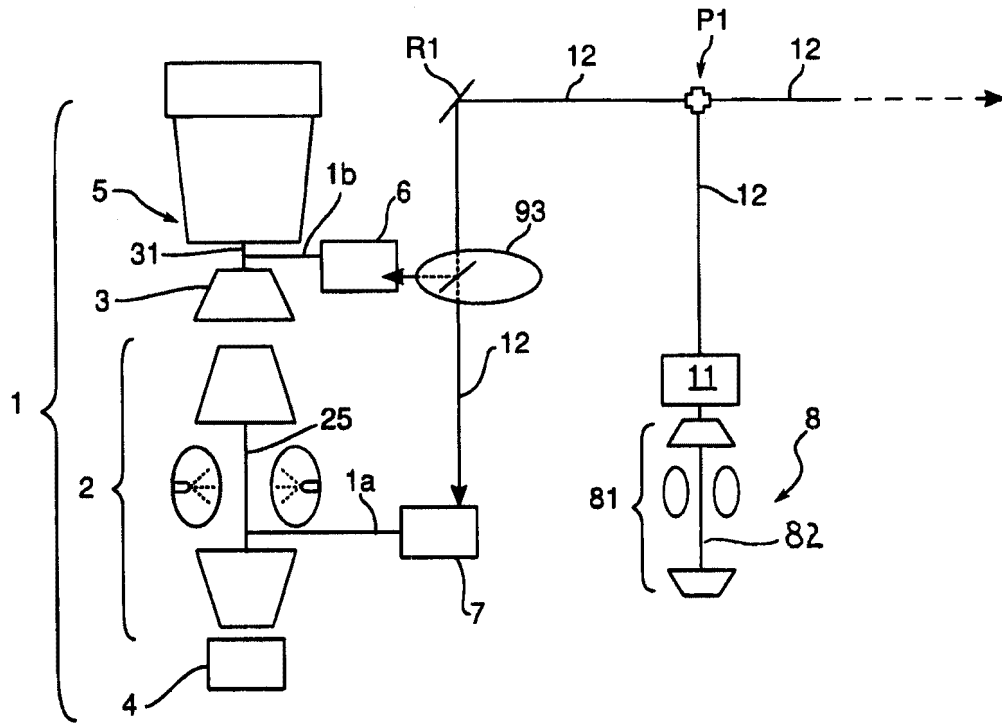
(73) Патентообладатель(и):

**ТУРБОМЕКА (FR),
МИКРОТЮРБО (FR)**(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: US 3963372 A, 15.06.1976. EP
0490755 A1, 17.06.1992. GB 2460246 A,
25.11.2009. RU 2418721 C2, 20.05.2011. RU
2224686 C1, 27.02.2004.**(54) СПОСОБ И КОНСТРУКЦИЯ ОПТИМИЗИРОВАННОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ МЕЖДУ
ВСПОМОГАТЕЛЬНЫМ СИЛОВОМ ДВИГАТЕЛЕМ И ОСНОВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ВЕРТОЛЕТА**

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации, в частности к конструкциям систем силовых установок. Способ передачи энергии между вспомогательным (8) и основными двигателями (1) вертолета состоит в добавлении на некоторых этапах полета к мощности основных двигателей (1) мощности вспомогательного двигателя (8) посредством соединения приводного вала (82) вспомогательного двигателя (8) с приводным валом (25) или валом силовой передачи (31) основного двигателя. Конструкция для передачи энергии включает основные двигатели (1, 1') и АРУ (вспомогательный двигатель) (8), двигатели

(1,1') содержат газогенератор (2; 81) в соединении с редукторами (6) и коробками 7 приводов вспомогательных агрегатов для отбора механической, электрической и/или гидравлической мощности. АРУ (8) соединен с механизмом преобразования мощности (83, 84, 11). Механизм преобразования мощности (83, 84, 11) соединен с основным и вспомогательным оборудованием через редуктор (6) и/или коробку (7) приводов вспомогательных агрегатов основных двигателей (1, 1'). Достигается возможность использования вспомогательного двигателя в полете. 2 н. и 8 з.п. ф-лы, 5 ил.



Фиг.3



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**(21)(22) Application: **2014150999**, 12.06.2013(24) Effective date for property rights:
12.06.2013Registration date:
30.08.2017

Priority:

(30) Convention priority:
15.06.2012 FR 1255599(43) Application published: **10.08.2016** Bull. № 22(45) Date of publication: **30.08.2017** Bull. № 25(85) Commencement of national phase: **15.01.2015**(86) PCT application:
FR 2013/051376 (12.06.2013)(87) PCT publication:
WO 2014/009620 (16.01.2014)

Mail address:

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

(72) Inventor(s):

**DORIAK Paskal (FR),
BEDRIN Olive (FR),
MARKONI Patrik (FR),
RIDO Zhan-Fransua (FR)**

(73) Proprietor(s):

**TURBOMEKA (FR),
MIKROTYURBO (FR)**(54) **METHOD AND STRUCTURE OF OPTIMIZED POWER TRANSMISSION BETWEEN AUXILIARY POWER ENGINE AND MAIN ENGINE OF HELICOPTER**

(57) Abstract:

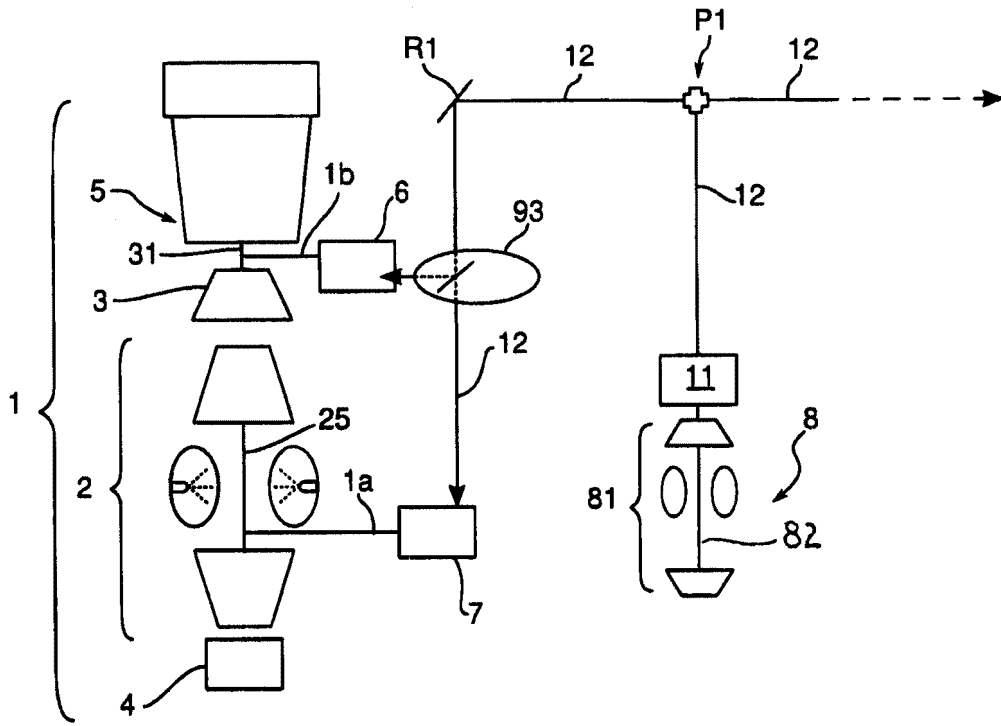
FIELD: aviation.

SUBSTANCE: method of power transmission between slave (8) and main engines (1) of a helicopter consists in, at some flight stages, adding to the power of main engines (1) of the power of the auxiliary engine (8) by connecting the drive shaft (82) of the auxiliary engine (8) to the drive shaft (25) or power transmission shaft (31) of the main engine. The structure for power transmission includes main engines (1,1') and APU (auxiliary engine) (8), the engines (1,1') contain a gas

generator (2; 81) coupled with gears (6) and gear boxes 7 of auxiliary units for mechanical, electrical and/or hydraulic power offtake. The APU (8) is connected with a power conversion unit (83, 84, 11). The power conversion unit (83, 84, 11) is coupled with the main and auxiliary equipment though a gear (6) and/or gear box (7) of auxiliary units of the main engines (1, 1').

EFFECT: possibility of using the auxiliary engine in flight.

10 cl, 5 dwg



Фиг.3

Область техники

Изобретение относится к способу оптимизированной передачи энергии между вспомогательным силовым двигателем, в частности вспомогательной силовой установкой, известной под сокращенным обозначением АРУ (акроним от английского термина "Auxiliary Power Unit" - вспомогательная силовая установка), и основными двигателями вертолета, а также к конструкции осуществления этого способа.

Вертолеты оснащены основными двигателями, которые служат для создания тяги, и иногда вспомогательным двигателем. В настоящее время вспомогательные двигатели являются двигателями из группы АРУ, представляющими собой малые газовые турбины, и предоставляют нетяговую мощность, т.е. электрическую, механическую, гидравлическую и/или пневматическую, в режимах полета, где основные двигатели не в состоянии этого сделать, на земле, в промежуточных фазах (взлет, посадка), на этапах поиска цели и т.д.

Когда основные двигатели находятся в работе, группа АРУ отключена. В режиме отказа двигателя (сокращенно ОЕИ, акроним от английского термина "One Engine Inoperative" - один отказавший двигатель) требуется быстрое ускорение неповрежденного двигателя.

Таким образом, группы АРУ остаются отключенными в полете и представляют в таком случае бесполезный груз. Изобретение относится к оптимизации использования групп АРУ в целях сделать их присутствие рентабельным.

Уровень техники

Двигатель классически содержит, как основу, газогенератор, состоящий из комбинации компрессор - камера сгорания - турбина, расположенный между воздухозаборником и выпускным соплом. При работе топливо нагнетается в камеру, и горение топливовоздушной смеси дает энергетические газы. Эти горячие газы расширяются в турбине, которая механически приводит в движение компрессор через вал высокого давления (сокращенно НР). Приводной вал передает также имеющуюся мощность на оборудование и вспомогательные агрегаты, потребляющие энергию. Этот тип конструкции и функционирования справедлив как для основных двигателей, так и для групп АРУ.

Для основных двигателей мощность передается на винт вертолета через редуктор. Современные двигатели располагают также свободной силовой турбиной для приведения в действие редуктора. Газообразные продукты горения подвергаются в свободной турбине второму расширению. На валу этой свободной турбины редуктор приводит в действие, помимо винта, энергопотребляющее оборудование: насос, генератор переменного тока и/или нагнетатель.

В упрощенной конструкции без свободной турбины редуктор (или, в простейшем решении, непосредственно оборудование) установлен на вал высокого давления газогенератора. Для групп АРУ турбина приводит в действие вспомогательные агрегаты - потребители через коробку передач, установленную на валу.

Вообще говоря, в полете группы АРУ остаются бесполезным грузом, и возможности снабжения энергией имеющейся системой силовых установок не оптимизированы.

Сущность изобретения

Изобретение относится к оптимизации системы силовых установок, имеющейся на вертолете, путем использования вспомогательного двигателя для подвода энергии на оборудование и вспомогательные агрегаты вертолета. Под вспомогательным двигателем понимается любая тепловая система, которая позволяет доставлять мощность, такая как группа АРУ, а также, обычно, газовая турбина или тепловой двигатель, например,

дизельный двигатель, или же топливный элемент.

Более точно, объектом настоящего изобретения является способ оптимизированной передачи энергии между вспомогательным двигателем и основными двигателями вертолета, состоящий в подводе всей имеющейся мощности, созданной вспомогательным двигателем, на основные двигатели путем соединения приводного вала вспомогательного двигателя с приводным валом и/или с валом силовой передачи каждого основного двигателя через, по меньшей мере, одно согласование мощности, на этапах полета, когда мощность, создаваемая вспомогательным двигателем, добавляется к мощности, создаваемой, по меньшей мере, одним основным двигателем. В этих условиях вспомогательный двигатель может участвовать в увеличении тяговой мощности и/или в доставке нетяговой мощности. Согласование мощности является механическим согласованием или преобразованием механической мощности в электрическую, пневматическую и/или гидравлическую мощность.

Согласно предпочтительным вариантам осуществления:

- соединение вала передачи вспомогательного двигателя с, по меньшей мере, одним основным двигателем выполняют на одном из валов этого основного двигателя, выбранного из приводного вала конструкции двигателя со связанной турбиной, приводного вала газогенератора и/или вала силовой передачи конструкции двигателя со свободной турбиной;

- подвод мощности вспомогательного двигателя регулируют между основными двигателями так, чтобы стремиться к равновесию мощности между этими двигателями путем компенсации асимметричной работы указанных двигателей, в случае, когда эта асимметрия вызвана ненамеренно из-за частичной неисправности одного из двигателей, и путем подвода на нагруженный двигатель в случае намеренной асимметрии, в зависимости от этапов полетного задания вертолета;

- подводимую механическую мощность, созданную вспомогательным двигателем, преобразуют в энергию, выбранную из электрической, пневматической, механической и/или гидравлической энергии;

- когда вспомогательный двигатель является газовой турбиной, теплообмен осуществляют между отработанным газом каждого основного двигателя и воздухом на выходе компрессора вспомогательного двигателя, чтобы рекуперировать, по меньшей мере, часть тепловой энергии отработанного газа и снова ввести повторно нагретый воздух выше по потоку от сжигания газов вспомогательного двигателя;

- вспомогательный двигатель работает с отключенной камерой, без подвода топлива, когда отработанные газы основных двигателей подводят достаточную тепловую энергию на вспомогательный двигатель, служа источником тепла.

Изобретение относится также к конструкции для оптимизированной передачи энергии между вспомогательным двигателем и основными двигателями вертолета, выполненной с возможностью осуществления вышеуказанного способа. Основные двигатели содержат газогенератор в соединении с редукторами и коробками привода вспомогательных агрегатов для отбора механической, электрической и/или гидравлической мощности, и в соединении, для вспомогательного двигателя, с, по меньшей мере, одним устройством преобразования мощности. В этой конструкции устройство преобразования мощности вспомогательного двигателя соединено с оборудованием и вспомогательными агрегатами либо напрямую, либо через редуктор и/или коробку приводов вспомогательных агрегатов основных двигателей.

Согласно частным вариантам осуществления:

- когда основные двигатели оборудованы свободной турбиной, установленной на

вал силовой передачи, редуктор находится в зацеплении с валом силовой передачи свободной турбины;

5 - устройство преобразования мощности вспомогательного двигателя выбрано из электрогенератора при передаче электрической мощности, нагнетателя при передаче пневматической мощности и редуктора при передаче механической или гидравлической мощности;

10 - когда основные двигатели оборудованы выпускным соплом, и рекуперативным теплообменником, встроенным в это сопло, вспомогательный двигатель, являющийся газовой турбиной, оборудованной газогенератором, состоящим из компрессора, камеры сгорания и турбины, установленных на приводном валу, соединен на выходе воздушного компрессора с теплообменником выпускного сопла основных двигателей, и этот теплообменник соединен, на выходе, со вспомогательным двигателем выше по потоку от камеры сгорания газогенератора;

15 - вспомогательный двигатель и основные двигатели имеют блоки цифрового управления типа FADEC (акроним от английского термина "Full Authority Digital Engine Control" - цифровая система управления двигателем с полной ответственностью), которые передают информацию, относящуюся к крутящим моментам и скоростям валов силовой передачи, причем эта информация централизованно собирается на уровне блока управления полетом, чтобы регулировать передачу мощности от вспомогательного
20 двигателя на основные двигатели в зависимости от рабочего состояния каждого из основных двигателей относительно заданных значений крутящих моментов и скоростей.

Краткое описание чертежей

Другие аспекты, характеристики и преимущества изобретения выявятся из следующего неограничительного описания частных вариантов осуществления, в сочетании с
25 приложенными чертежами, которые показывают, соответственно:

- фигура 1: схема конструкции для передачи энергии согласно изобретению, в которой подача энергии от группы АРУ на основной двигатель вертолета производится через электрическое взаимодействие;

30 - фигура 2: схема конструкции для передачи энергии согласно изобретению, в которой подача энергии от группы АРУ на основной двигатель вертолета производится через пневматическое обменное взаимодействие;

- фигура 3: схема конструкции для передачи энергии согласно изобретению, в которой подача энергии от группы АРУ на основной двигатель вертолета производится через механическое или гидравлическое взаимодействие;

35 - фигура 4: схема конструкции для соединения АРУ/основные двигатели согласно изобретению в случае асимметричной работы двигателей; и

- фигура 5: схема конструкции согласно изобретению, в которой подвод энергии от основных двигателей на группу АРУ осуществляется через теплообменник отработанных газов.

40 **Подробное описание вариантов осуществления**

На всех чертежах одинаковые или близкие элементы, выполняющие одну и ту же функцию, обозначены одинаковыми или близкими позициями.

На фигуре 1 упрощенно показана схема конструкции согласно изобретению, иллюстрирующая лишь один из двух основных двигателей вертолета, причем другой
45 двигатель является идентичным и соединен симметрично аналогичным образом с группой АРУ. Основные двигатели, такие как показанный основной двигатель 1, содержат газогенератор 2, образованный из системы, состоящий из компрессора 21, соединенного с камерой сгорания 22, которая сама соединена с турбиной 23. Двигатель

содержит также свободную турбину 3, приводящую в действие вал силовой передачи 31. Газогенератор 2 и свободная турбина 3 находятся между воздухозаборником 4 и выпускным соплом 5.

При работе в камеру 22 подается топливо через инжекторы 24, в которые засасывается также воздух, сжатый в компрессоре 21. Горение топливозвоздушной смеси в камере 22 дает генераторные газы, обладающие высокой скоростью. Эти горячие газы расширяются сначала в турбине 23, которая автоматически приводит в действие компрессор 21 через приводной вал 25 высокого давления (НР), а затем в свободной турбине 3.

Основной двигатель 1 передает механическую мощность на винт вертолета и на оборудование или вспомогательные агрегаты через редуктор скорости 6, в частности, на электродвигатель 61 в показанном примере, относящемся к электрической передаче мощности. Двигатель 1 передает также механическую мощность на другое оборудование или вспомогательные агрегаты через коробку 7 приводов вспомогательных агрегатов, в частности, на электродвигатель 71 в рамках данного примера. Валы 1а и 1б отбора механической мощности соединяют приводные валы 25 и валы 31 передачи с коробками 6 и 7.

Схема конструкции с фигуры 1 показывает также группу АРУ 8, которая содержит, как и основные двигатели, газогенератор 81, содержащий компрессор 8а, камеру сгорания 8б и турбину 8с. Приводной вал 82 газогенератора 81 группы АРУ 8 соединен с электрогенератором 83, которые преобразует механическую энергию, переданную валом 82, в электрическую энергию. Ток, подаваемый в сеть вертолета 9 по проводнику 10, может затем передаваться на оборудование или вспомогательные агрегаты, установленные на редукторах 6 и коробках 7 приводов вспомогательных агрегатов основного двигателя 1. В данном примере напряжение на электродвигатели 61 и/или 71 подается через их электрическое соединение с сетью 9, питаемой от генератора 83 через избирательный блок 91.

Другой пример, проиллюстрированный схемой с фигуры 2, относится к пневматической передаче мощности. В этом случае группа АРУ приводит в действие нагнетатель 84, который создает поток воздуха с достаточным давлением, чтобы снабжать пневматическое оборудование. Это оборудование установлено на редукторах 6 и коробках 7 приводов вспомогательных агрегатов в механическом соединении с основным двигателем 1 через валы 1а и 1б. В данном примере вспомогательные турбины 62 и 72 кондиционирования воздуха, установленные на редукторы 6 и коробки 7 приводов вспомогательных агрегатов, снабжаются от нагнетателя 84 через воздухопроводы 20 и пневматический переключатель 92, например, трехходовой клапан. Воздух, выходящий из турбин 62 и 72, участвует, например, в вентиляции отсека двигателя, объединяющего электронное оборудование системы силовых установок вертолета.

В другом примере, проиллюстрированным схемой с фигуры 3, передача механической или гидравлической мощности осуществляется через коробку передач 11, приводимую в действие газогенератором 81 группы АРУ 8. Коробка передач 11 соединена через приводной вал 82 и валы 12 передачи, соединенные системой шестерен Р1, промежуточной передачи R1 и системой расцепляемых зубчатых колес 93 с редуктором 6 и/или коробкой 7 приводов вспомогательных агрегатов. Эти коробки также установлены на приводных валах 25 и 31 основного двигателя 1. Энергия, поставляемая группой АРУ 8, позволяет привести в действие, в частности, насос или присоединенный двигатель.

Предпочтительно, устройства преобразования электрической 83, пневматической 84, гидравлической и/или пневматической 11 мощности могут быть объединены в одной и той же коробке передач. Переключатель, управляемый системой FADEC группы APU (смотри описание ниже в связи с фигурой 4) и встроенный в эту коробку передач, 5 позволяет соединиться с устройством преобразования, который доставляет желаемый тип энергии. FADEC 13 группы APU 8 управляет также, в сочетании с блоком 14 управления полетом (смотри также описание ниже в связи с фигурой 4), соединениями в режиме "и/или" систем переключения 91, 92 и 93 (фигуры 1-3) с коробками 6 и 7, соединенными с валами 31 и 25 двигателя 1 через валы отбора 1a и 1b или соединенными 10 с таким оборудованием, как электродвигатели 61, 71 и турбины 62, 72.

Таким образом, группа APU способствует улучшению КПД основных двигателей и, тем самым, оптимизации удельной мощности бортовых силовых установок.

Действительно, можно или увеличить имеющиеся мощности, либо уменьшить размеры и массы основных двигателей при равных имеющихся мощностях.

15 Кроме того, основные двигатели вертолета могут работать в двух режимах: номинальная работа, при которой основные двигатели производят одинаковую мощность, и асимметричная работа, когда один из двигателей производит существенно большую мощность. Эта асимметричная работа может возникать, когда один из двигателей частично или полностью вышел из строя, или может вызываться намеренно, 20 на особом этапе полетного задания вертолета, например, в случае поиска цели в особой окружающей среде.

В случае ненамеренной асимметричной работы мощность, обеспечиваемая группой APU, может подаваться в приоритетном порядке к частично неисправному двигателю в целях восстановления равновесия тяги. В случае намеренной асимметрии работы 25 мощность, обеспечиваемая группой APU, передается на нагруженный двигатель в целях облегчения его нагрузки. Во всех случаях асимметричной работы, как иллюстрирует схема на фигуре 4, группа APU 8 и основные двигатели 1 и 1' имеют блоки 13 цифрового управления типа FADEC, которые передают информацию, относящуюся к крутящим моментам и скоростям приводных валов и валов силовой передачи 25, 25', 31, 31', 82. 30 Эта информация централизованно собирается на уровне блоков 14 управления полетом, чтобы регулировать передачу мощности от группы APU 8 на основные двигатели 1, 1' и на их оборудование через системы переключения 91, 92, 93, а также на валы отбора 1a и 1b, в зависимости от рабочего состояния каждого из основных двигателей относительно заданных значений крутящих моментов и скоростей.

35 В случае полного отказа одного из двигателей (особый режим OEI - акроним от английского термина "one engine inoperative", то есть один отказавший двигатель), мощность от группы APU в приоритетном порядке используется для попыток повторного запуска этого двигателя. В случае намеренной асимметрии работы мощность группы APU предназначена в первую очередь для облегчения работы наиболее 40 нагруженного двигателя.

Чтобы оптимизировать удельный расход системы силовых установок APU/основные двигатели или, более обобщенно, газовая турбина/основные двигатели, можно также предусмотреть рекуперацию тепловой энергии на выпуске в комбинации с подводом энергии от группы APU на основные двигатели через валы отбора 1a и 1b. Как показано 45 схемой на фигуре 5, каждое выпускное сопло 5 и 5' основных двигателей 1 и 1' содержит теплообменник 15, 15'. Эти теплообменники рекуперировать, по меньшей мере, довольно значительную часть тепловой энергии отработанного газа.

Текущая среда рекуперации энергии, которая циркулирует в теплообменниках 15 и

15', отбирается на выходе компрессора 8a группы АРУ 8 и снова вводится непосредственно выше по потоку от камеры сгорания 8b. Линии 80a и 80b обеспечивают циркуляцию текучей среды между теплообменниками 15, 15' и газогенератором 81 группы АРУ 8.

5 В этих условиях, при одинаковых характеристиках, подвод тепла, обеспечиваемый сжиганием топлива в группе АРУ, можно уменьшить, так как это уменьшение компенсируется подводом тепла, поступающим из теплообменников 15 и 15'. Таким образом, потребность системы силовых установок в топливе снижается. Это снижение потребности в топливе может быть выгодным в установившемся режиме полета, например, на этапах крейсерского полета, являющихся обычно самыми длительными этапами.

15 Когда рекуперация тепловой энергии особенно высокая, можно прекратить нагнетание топлива в камеру сгорания группы АРУ 8. В этом случае единственным источником тепла группы АРУ является тепло, отбираемое у отработанных газов основных двигателей 1 и 1' в теплообменниках 15 и 15'. В этом случае оптимизация энергии системы силовых установок максимальна.

Изобретение не ограничено описанными и проиллюстрированными примерами.

20 Можно, например, применять изобретение к основным двигателям со связанной турбиной, соединяя приводной вал группы АРУ или, более обобщенно, вспомогательного двигателя, с оборудованием и вспомогательными агрегатами, соединенными напрямую с приводными валами основных двигателей со связанными турбинами, или через редукторы и/или коробки приводов вспомогательных агрегатов. Применимость термина "вспомогательный двигатель" распространяется на двигатели с технологией, отличной от технологии газовой турбины (например, дизельный 25 двигатель, топливный элемент и т.д.). Таким образом, этот вспомогательный двигатель может быть двигателем трехтурбинного вертолета с меньшими размерами и более низкими характеристиками, чем у двух других основных двигателей.

(57) Формула изобретения

30 1. Способ оптимизированной передачи энергии между вспомогательным двигателем (8) и основными двигателями (1, 1') вертолета, содержащего основные двигатели, предназначенные обеспечивать тяговую энергию, и вспомогательный двигатель, предназначенный обеспечивать нетяговую энергию, отличающийся тем, что он состоит на некоторых этапах полета в добавлении мощности, создаваемой вспомогательным 35 двигателем (8), к мощности, создаваемой основными двигателями (1, 1'), посредством соединения приводного вала (82) вспомогательного двигателя (8) с по меньшей мере одним приводным валом (25, 25') и/или валом силовой передачи (31, 31'), по меньшей мере одного основного двигателя (1, 1') через по меньшей мере одно согласование мощности (83, 84, 11).

40 2. Способ передачи энергии по п. 1, в котором соединение приводного вала (82) вспомогательного двигателя (8) с по меньшей мере одним основным двигателем (1, 1') выполняют на одном из валов этого основного двигателя, выбранного из приводного вала конструкции двигателя со связанной турбиной, приводного вала (25, 25') газогенератора (81) и/или вала силовой передачи (31, 31') конструкции двигателя со 45 свободной турбиной.

3. Способ передачи энергии по п. 1, в котором подвод мощности от вспомогательного двигателя (8) регулируют между основными двигателями (1, 1') так, чтобы стремиться к равновесию мощности между этими двигателями (1, 1') путем компенсации

асимметричной работы указанных двигателей (1, 1') в случае, когда эта асимметрия вызвана ненамеренно из-за частичной неисправности одного из двигателей, и путем подвода на нагруженный двигатель в случае намеренной асимметрии, в зависимости от этапов полетного задания вертолета.

5 4. Способ передачи энергии по любому из пп. 1-3, в котором подводимую механическую мощность, созданную вспомогательным двигателем (8), преобразуют в энергию, выбранную между электрической, пневматической, механической и/или гидравлической энергией.

10 5. Способ передачи энергии по п. 4, в котором когда вспомогательный двигатель является газовой турбиной, теплообмен (15, 15') осуществляют между отработанным газом каждого основного двигателя (1, 1') и воздухом на выходе компрессора (8a) вспомогательного двигателя (8), чтобы рекуперировать по меньшей мере часть тепловой энергии отработанного газа и снова ввести повторно нагретый воздух выше по потоку от сжигания газов (8b) вспомогательного двигателя (8).

15 6. Способ передачи энергии по предыдущему пункту, в котором вспомогательный двигатель (8) работает с отключенной камерой, без подвода топлива, когда отработанные газы основных двигателей подводят достаточную тепловую энергию на вспомогательный двигатель (8) служа источником тепла.

20 7. Конструкция для оптимизированной передачи энергии между вспомогательным силовым двигателем и основными двигателями вертолета, выполненная с возможностью осуществления способа по одному из предыдущих пунктов, причем указанная конструкция включает в себя вспомогательный двигатель (8) и основные двигатели (1, 1'), отличающаяся тем, что основные двигатели (1, 1') содержат газогенератор (2) в соединении с редукторами (6) и коробками (7) привода вспомогательных агрегатов
25 для отбора механической, электрической и/или гидравлической мощности и в соединении для вспомогательного двигателя (8) с по меньшей мере одним устройством преобразования мощности (83, 84, 11), а также тем, что устройство преобразования мощности (83, 84, 11) вспомогательного двигателя (8) соединено с оборудованием и
30 вспомогательными агрегатами (61, 71; 62, 72) либо напрямую, либо через редуктор (6) и/или коробку (7) приводов вспомогательных агрегатов основных двигателей (1, 1') посредством переключательного блока (91, 92, 93).

35 8. Конструкция для передачи энергии по предыдущему пункту, в которой когда основные двигатели (1, 1') оснащены свободной турбиной (3), установленной на вал силовой передачи (31, 31'), редуктор (6) находится в зацеплении с валом силовой передачи (31, 31') свободной турбины (3).

9. Конструкция для передачи энергии по предыдущему пункту, в которой когда основные двигатели (1, 1') оснащены выпускным соплом (5, 5') и рекуперативным теплообменником (15, 15'), встроенным в это сопло (5, 5'), вспомогательный двигатель (8), являющийся газовой турбиной, оборудованной газогенератором (81), состоящим
40 из компрессора (8a), камеры сгорания (8b) и турбины (8c), установленных на приводном валу (82), соединен на выходе воздушного компрессора (8a) с теплообменником (15, 15') выпускного сопла (5, 5') основных двигателей (1, 1'), и этот теплообменник (15, 15') соединен на выходе со вспомогательным двигателем (8) выше по потоку от камеры сгорания (8b) газогенератора (81).

45 10. Конструкция для передачи энергии по одному из пп. 7-9, в которой вспомогательный двигатель (8) и основные двигатели (1, 1') имеют блоки цифрового управления типа FADEC (13, 13'), которые передают информацию, относящуюся к крутящим моментам и скоростям приводных валов (82) и валов силовой передачи (31,

31'), причем эта информация централизованно собирается на уровне блока (14) управления полетом, чтобы регулировать передачу мощности от вспомогательного двигателя (8) на основные двигатели (1, 1') в зависимости от рабочего состояния каждого из основных двигателей (1, 1') относительно заданных значений крутящих моментов и скоростей.

10

15

20

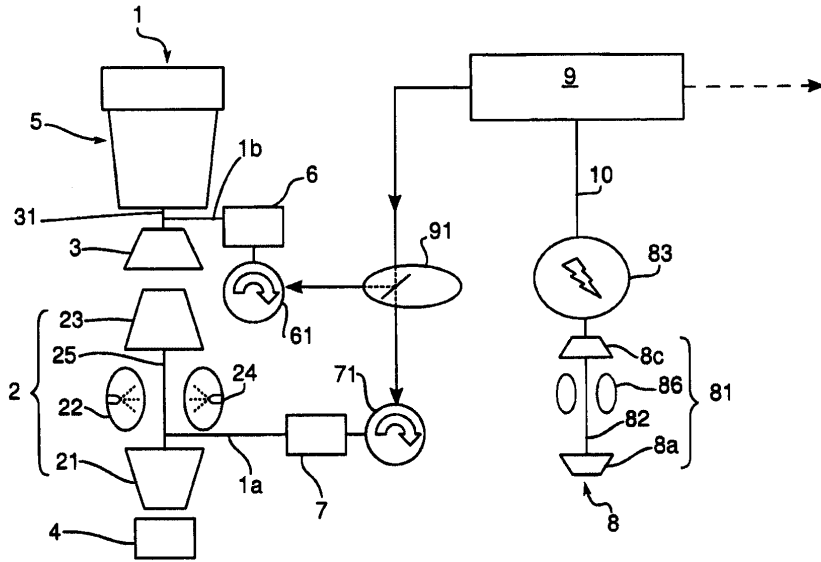
25

30

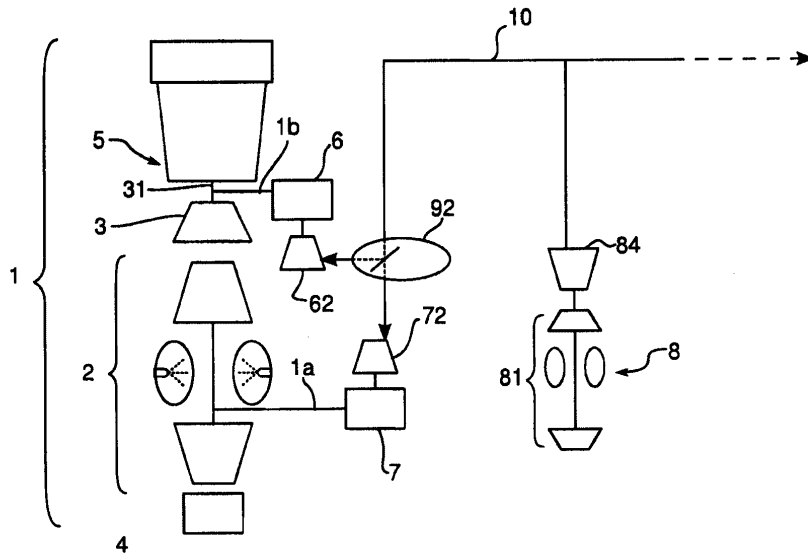
35

40

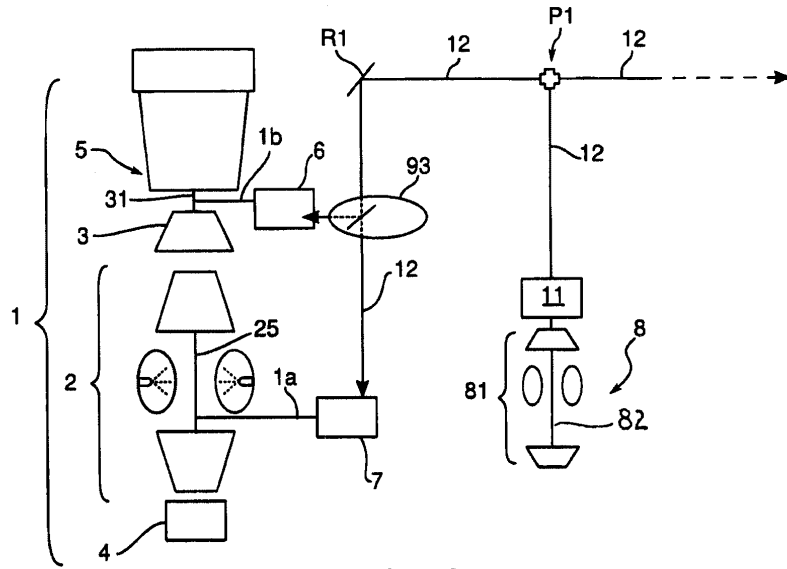
45



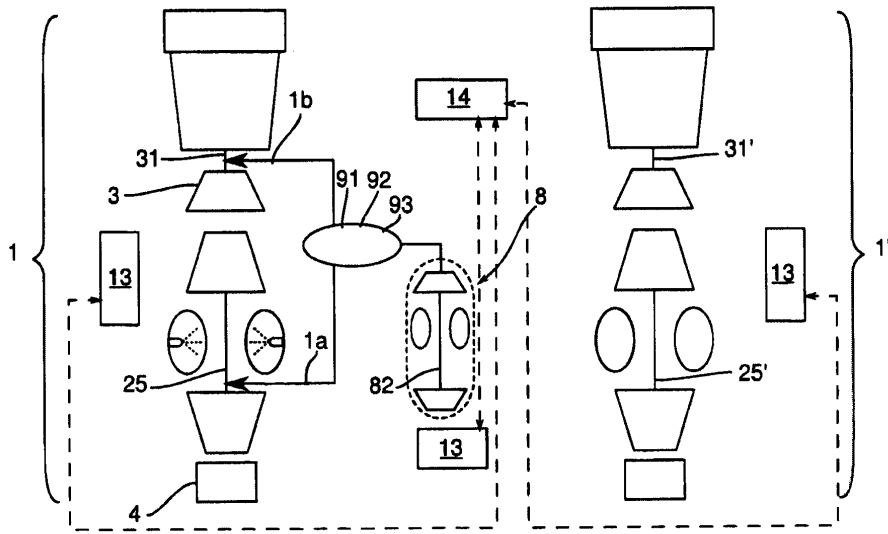
Фиг.1



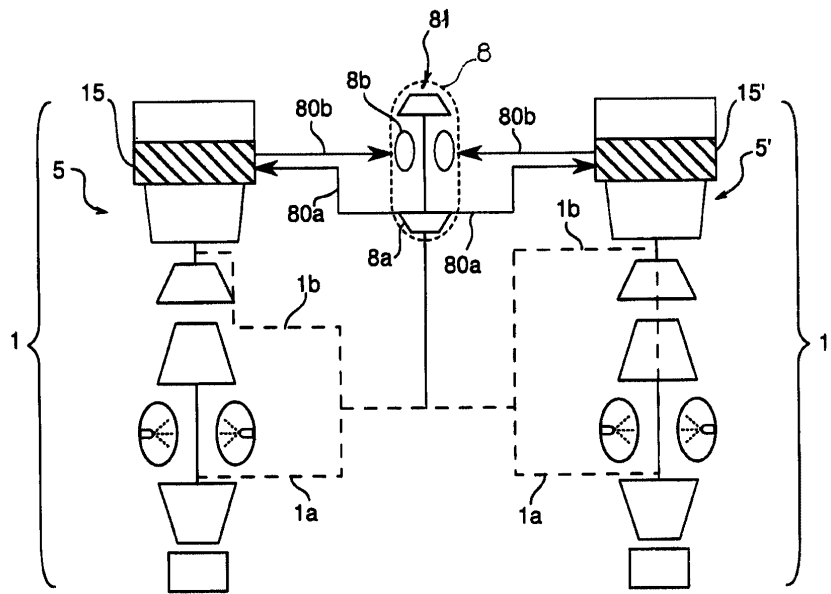
Фиг.2



Фиг.3



Фиг.4



Фиг.5