



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2014116203/11, 22.04.2014

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
22.04.2014

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 22.04.2014

(45) Опубликовано: 27.10.2015 Бюл. № 30

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: RU 2268843 C1, 27.01.2006 (см. прод.)

Адрес для переписки:

394064, г.Воронеж, ул. Старых Большевиков,
54А, ВУНЦ ВВС "ВВА", Центр ОНР и ПНПК

(72) Автор(ы):

Зледенный Николай Павлович (RU),
Федяев Виктор Николаевич (RU),
Плиплин Андрей Александрович (RU),
Косарев Григорий Геннадьевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

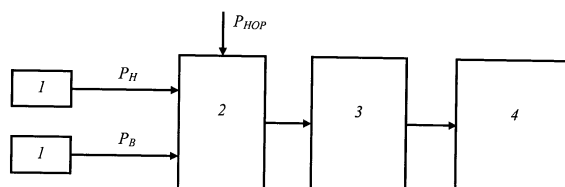
Российская Федерация, от имени которой
выступает Министерство обороны
Российской Федерации (RU),
Федеральное государственное казенное
военное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
"Военный учебно-научный центр Военно-
воздушных сил "Военно-воздушная академия
имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А.
Гагарина" (г. Воронеж) Министерства
обороны Российской Федерации (RU)

(54) СИСТЕМА ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации, в частности к энергосистемам летательных аппаратов. Система энергетического обеспечения воздушного судна содержит консоль несущей поверхности воздушного судна с устройством локализации перетекания воздушного потока в виде проточной гондолы. На нижней и верхней частях консоли несущей поверхности установлены датчики статического давления энергетического контура с генераторами электрической энергии и воздушно-реактивного

двигателя с выходным соплом. Входное окно проточной гондолы снабжено механизмом регулирования воздушного потока. Механизмом регулирования воздушного потока последовательно соединен с вычислительным устройством и блоком управления. Достигается повышение уровня безопасности эксплуатации и конструкционной прочности системы энергетического обеспечения воздушного судна.
1 ил.



(56) (продолжение):

RU 2046735 C1, 27.10.1995EP 2275346 A2, 19.01.2011



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**(21)(22) Application: **2014116203/11, 22.04.2014**(24) Effective date for property rights:
22.04.2014

Priority:

(22) Date of filing: **22.04.2014**(45) Date of publication: **27.10.2015** Bull. № 30

Mail address:

**394064, g. Voronezh, ul. Starykh Bol'shevikov, 54A,
VUNTs VVS "VVA", Tsentr ONR i PNPk**

(72) Inventor(s):

**Zledennyj Nikolaj Pavlovich (RU),
Fedjaev Viktor Nikolaevich (RU),
Pliplin Andrej Aleksandrovich (RU),
Kosarev Grigorij Gennad'evich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Rossijskaja Federatsija, ot imeni kotoroj
vystupaet Ministerstvo oborony Rossijskoj
Federatsii (RU),
Federal'noe gosudarstvennoe kazennoe voennoe
obrazovatel'noe uchrezhdenie vysshego
professional'nogo obrazovanija "Voennyj
uchebno-nauchnyj tsentr Voenno-vozdushnykh
sil "Voenno-vozdushnaja akademija imeni
professora N.E. Zhukovskogo i Ju.A. Gagarina"
(g. Voronezh) Ministerstva oborony Rossijskoj
Federatsii (RU)**(54) **AIRCRAFT POWER SUPPLY SYSTEM**

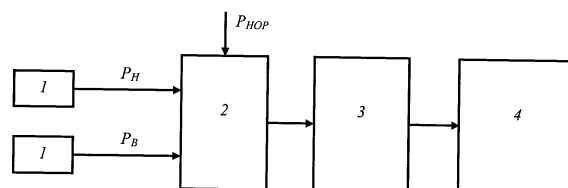
(57) Abstract:

FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: proposed system comprises aircraft airfoil outer wing composed of flow-through nacelle. Aircraft airfoil outer wing top and bottom parts support power stage static pressure transducers with electric power generators and air jet with outlet nozzle. Flow-through nacelle inlet opening is provided with airflow controller. Said airflow controller is connected in series with computer and control unit.

EFFECT: higher safety and structural strength of aircraft power system.

1 dwg



Система энергетического обеспечения воздушного судна относится к области авиационной техники, а именно к устройствам преобразования энергии набегающего воздушного потока в электрическую энергию и реактивную тягу воздушного судна.

Управление энергетическими характеристиками системы энергообеспечения воздушного судна как правило осуществляется посредством регулирования входных воздухозаборных устройств набегающего воздушного потока. Известно (см. кн. Ю.Н. Нечаев, «Входные устройства сверхзвуковых самолетов», Воениздат СССР, М.: 1963 г., с. 115-118, 132-133) использование для этой цели передвижных регуляторов в виде вставок или рампы внутри входного устройства, что позволяет изменять его проходное горло, а следовательно, количество пропускаемого через него воздушного потока. Недостатком таких устройств является то, что они работоспособны только при встречном набегающем воздушном потоке, т.е. по направлению полета воздушного судна.

Известно также техническое решение (по патенту РФ №2 268 843 от 27.01.2006 г., МПК 7 B64C 5/18, B64D 27/18, 41/00 - Система энергетического обеспечения летательного аппарата - авторы: Милосердов В.П., Гридасов А.Я., Зledenный Н.П.), состоящее из консольной части несущей поверхности воздушного судна с устройством локализации перетекания воздушного потока в виде проточной гондолы, энергетического контура с генераторами электрической энергии и воздушно-реактивного двигателя с выходным соплом. При этом входная часть воздухозаборника проточной гондолы выполнена в виде бокового входного окна, расположенного на нижней части консоли несущей поверхности.

В данной системе преобразование воздушного потока, набегающего перпендикулярно направлению полета воздушного судна, и вследствие этого управление напором воздушного потока не осуществляется, что существенно снижает ее эксплуатационную эффективность.

Технический результат предложенного технического решения заключается в повышении уровня безопасности эксплуатации и конструкционной прочности системы энергетического обеспечения воздушного судна за счет регулирования поступающего в систему воздушного потока.

Технический результат достигается тем, что в системе энергетического обеспечения воздушного судна, состоящей из консоли несущей поверхности воздушного судна с устройством локализации перетекания воздушного потока в виде проточной гондолы, причем на нижней и верхней частях консоли несущей поверхности установлены датчики статического давления, энергетического контура с генераторами электрической энергии и воздушно-реактивного двигателя с выходным соплом, входной части гондолы, выполненной в виде бокового входного окна, расположенного на нижней части консоли несущей поверхности, отличающейся тем, что входное окно проточной гондолы снабжено механизмом регулирования воздушного потока, дополнительно введены последовательно соединенные вычислительное устройство и блок управления механизмом регулирования воздушного потока, при этом первый и второй входы вычислительного устройства соединены с датчиками статического давления, расположенными на верхней и нижней частях консоли несущей поверхности соответственно, а блок управления соединен с механизмом регулирования воздушного потока.

Сущность изобретения заключается в следующем. В известном устройстве для получения электрической энергии используется воздушный поток, перетекающий по нижней части хорды вдоль консоли несущей поверхности в сторону входного окна

проточной гондолы. Напор проходящего через боковое окно воздушного потока не постоянен и зависит от градиента давления, возникающего в результате перепада статического давления на верхней и нижней частях консоли несущей поверхности, что в свою очередь определяется параметрами полета воздушного судна, такими как

5 скорость, высота полета и т.п. Непостоянство скоростного напора воздушного потока на входе проточной гондолы приводит к увеличению нагрузки на элементы конструкции, что ведет к снижению уровня безопасности эксплуатации и конструкционной прочности системы энергетического обеспечения, т.е. к ее низкой эффективности.

В предлагаемом устройстве осуществляется регулирование скоростного напора

10 воздушного потока на входе проточной гондолы, что достигается введением в систему вычислительного устройства, блока управления механизмом регулирования и механизма регулирования поступающего в систему воздушного потока.

В целом функциональная схема предлагаемой системы отличается только введением вычислительного устройства, блока управления механизмом регулирования и

15 непосредственно механизмом регулирования воздушного потока, представленными на фигуре, где обозначены: 1 - датчики давления, 2 - вычислительное устройство, 3 - блок управления, 4 - механизм регулирования, P_B , P_H - давления на верхней и нижней частях несущей поверхности, $P_{НОР}$ - нормированное давление. Датчики давления 1

20 измеряют величину статического давления на верхней P_B и нижней P_H частях несущей поверхности. Вычислительное устройство 2 предназначено для вычисления разницы между показаниями датчиков давления 1, сравнения полученного значения с некоторой нормированной величиной $P_{НОР}$ и выдачи на блок управления 3 сигнала

рассогласования. Блок управления 3 формирует управляющие сигналы и подает их на

25 механизм регулирования 4, который предназначен для изменения проходного сечения входного окна воздухозаборника проточной гондолы. Вычислительное устройство 2 и блок управления 3 могут быть выполнены на базе известных радиотехнических устройств, механизм регулирования 4 может быть выполнен, например, в виде ирисовой диафрагмы (см. кн. Советский энциклопедический словарь/ Научно-редакционный

30 совет: А.М. Прохоров и др. - М: «Советская энциклопедия», 1980, с.510).

Система энергетического обеспечения воздушного судна работает следующим образом.

В исходном состоянии, до момента включения системы энергетического обеспечения, входное окно проточной гондолы полностью перекрывается механизмом регулирования

35 4. При достижении необходимой для оптимальной работы системы величины давления $P_{НОР}$ система энергетического обеспечения запускается, и механизм регулирования 4 устанавливает необходимое, соответствующее значению $P_{НОР}$, проходное сечение входного окна проточной гондолы. При изменении параметров полета или окружающей

40 среды будет изменяться и значение разности давлений $P_H - P_B$. Вычислительное устройство 2 вычисляет значение разности статического давления на нижней P_H и верхней P_B частях несущей поверхности и сравнивает его с некоторым нормированным значением $P_{НОР}$. Если избыточный воздушный поток, т.е. $P_H - P_B > P_{НОР}$, то блок управления 3 выдает команду на механизм регулирования 4, который ограничивает воздушный поток,

45 поступающий в гондолу, уменьшая проходное сечение входного окна гондолы. В случае если воздушного потока недостаточно ($P_H - P_B < P_{НОР}$), механизм регулирования 4 по командам с блока управления 3 увеличивает проходное сечение входного окна гондолы, что обеспечивает постоянство скоростного напора воздушного потока, поступающего

в проточную гондолу.

Формула изобретения

Система энергетического обеспечения воздушного судна, состоящая из консоли несущей поверхности воздушного судна с устройством локализации перетекания воздушного потока в виде проточной гондолы, причем на нижней и верхней частях консоли несущей поверхности установлены датчики статического давления, энергетического контура с генераторами электрической энергии и воздушно-реактивного двигателя с выходным соплом, входной части гондолы, выполненной в виде бокового входного окна, расположенного на нижней части консоли несущей поверхности, отличающаяся тем, что входное окно проточной гондолы снабжено механизмом регулирования воздушного потока, дополнительно введены последовательно соединенные вычислительное устройство и блок управления механизмом регулирования воздушного потока, при этом первый и второй входы вычислительного устройства соединены с датчиками статического давления, расположенными на верхней и нижней частях консоли несущей поверхности соответственно, а блок управления соединен с механизмом регулирования воздушного потока.

20

25

30

35

40

45