



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ МОДЕЛИ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
B64C 11/48 (2024.01)

(21)(22) Заявка: 2024102430, 31.01.2024
(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
31.01.2024
Дата регистрации:
04.03.2025
Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: 31.01.2024
(45) Опубликовано: 04.03.2025 Бюл. № 7
Адрес для переписки:
624070, Свердловская обл., г. Среднеуральск,
ул. Парижской Коммуны, 13, кв. 68, Горбашову
Владимиру Николаевичу

(72) Автор(ы):
Горбашов Владимир Николаевич (RU)
(73) Патентообладатель(и):
Горбашов Владимир Николаевич (RU)
(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2729308 C1, 05.08.2020. RU
2016110733 A, 28.09.2017. CN 669428 A5,
15.03.1989. WO 2013084036 A1, 13.06.2013.

(54) УСИЛИТЕЛЬ КРУТЯЩЕГО МОМЕНТА НА ВАЛУ ЛОПАСТНОГО ДВИЖИТЕЛЯ
АВИАЦИОННОГО ТРАНСПОРТНОГО СРЕДСТВА, ПОЗВОЛЯЮЩИЙ ЭКОНОМИТЬ
ЭЛЕКТРОЭНЕРГИЮ

(57) Реферат:
Полезная модель относится к транспортному машиностроению, точнее к авиастроению, в частности к авиационным транспортным средствам с винтовыми движителями, использующими в качестве усиления крутящего момента на валу роторные, инерционные устройства, которые, в свою очередь, используют экологически чистую, возобновляемую энергию силы инерции в сочетании с реактивным моментом силы ускорения воздуха из окружающей среды, нагреваемого от постороннего источника энергии, что позволяет увеличивать момент сил вращательного движения вала лопастного движителя авиационного транспортного средства. Сущность полезной модели: устройство изготавливается из легкого, но прочного металла, предпочтительно дюралюминия, содержит корпус 14, внутри которого монтируются два ротора, закрепленных на подшипниках качения 12 с угловыми шестеренками 13 на концах осей 2, позволяющими

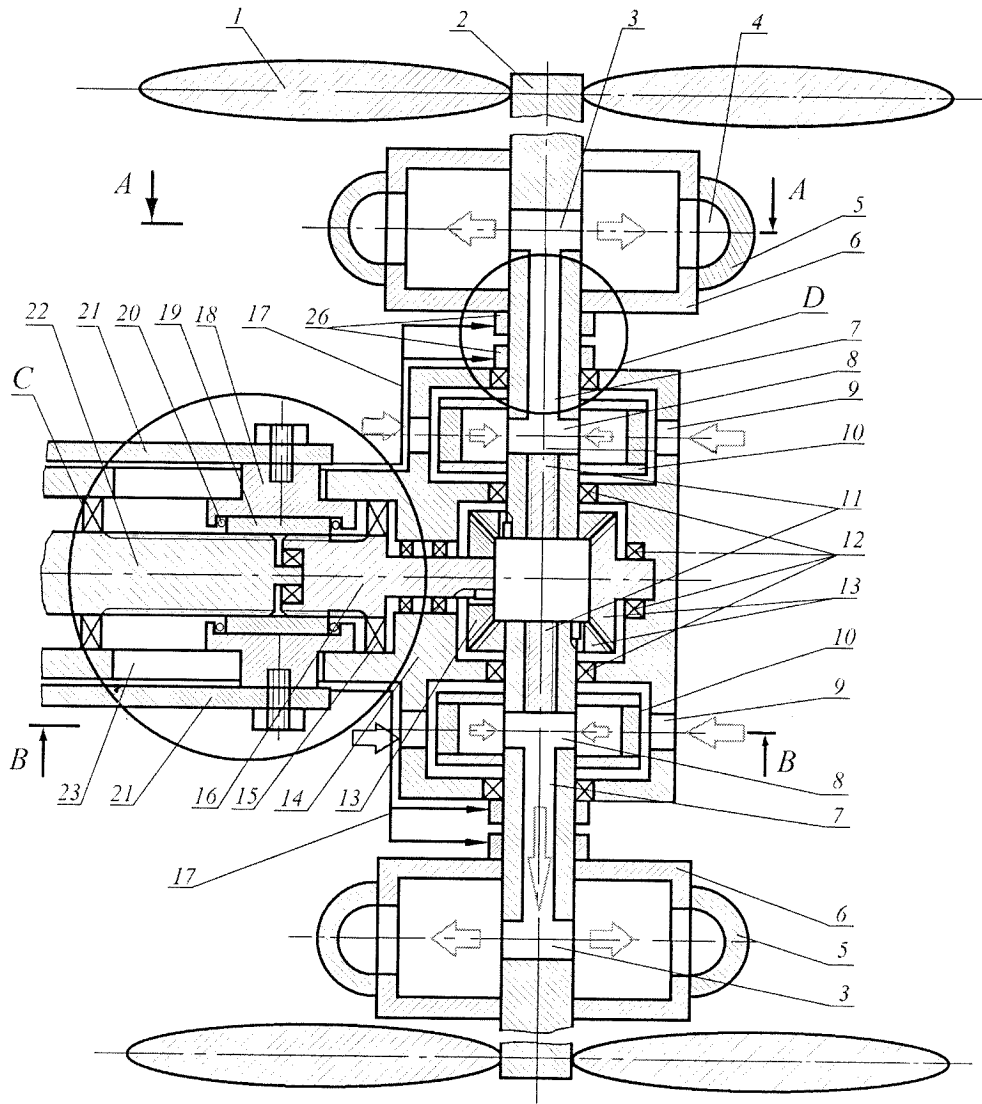
не только передавать вращение от ведомого вала 16 с помощью закрепленной на нем шестерни 13 и вращаться на подшипниках качения 15, но и распределять это вращение таким образом, чтобы пропеллеры 1 на противоположных концах, расположенных симметрично, но разных осей 2 вращались в разные стороны. Два одинаковых ротора, расположенных в корпусе 14 вдоль одной оси вращения, состоят из нескольких одинаковых, но выполненных симметрично, деталей: ось 2 с закрепленным на ней пропеллером 1 и выполненным внутри этой оси каналом 7 с входными 8 и выходными 3 окнами, закрытыми технологической заглушкой 11. Техническая задача решается тем, что в качестве рабочего тела в этом усилителе используется воздух из окружающей среды, который под давлением выбрасывается через как минимум две форсунки 5 заканчивающимися соплами Лавалю, имеющими тепловыделяющие элементы в сужающейся части каналов (диффузоров) сопел Лавалю, и поступает

RU 232240 U1

RU 232240 U1

он из окружающей среды посредством подпорного вентилятора 10 с крыльчаткой в форме ротора Дарье, поперечины которого имеют в разрезе форму крыла самолета, закрепленных между дюралевыми дисками неразъемными соединениями с углом атаки $\alpha=7-9$ град, расположенного вокруг входного окна 8 оси 2, вращающиеся в направлении стрелки 32, нагнетающие воздух из окружающей среды через вентиляционные окна 9, корпуса 14 во внутренний канал 7 оси 2 (как показано на фиг. 8). Этот воздух через выходные окна 3 той же оси попадает в цилиндр ротора 5, где, разгоняясь, приобретает повышенную потенциальную энергию благодаря воздействию на него перегородок 24 внутри цилиндра ротора 6 и проходит по внутреннему каналу форсунки 4, имеющей поворот на 90° , где на повороте передает часть собственной кинетической энергии на создание импульса вращательного движения как показано на схеме распределения сил в форсунке (фиг. 6) и далее, проходя по каналу форсунки 4, на сужении проходного сечения канала 4 (диффузора), нагреваясь от постороннего источника энергии, разгоняется до сверхзвуковых скоростей за счет адиабатического расширения, за счет чего потенциальная энергия воздуха переходит в кинетическую. Показателем этого служит значительное понижение температуры газа, при резком снижении его давления после расширения канала форсунки за диффузором 4, на выходе из сопла Лавалю,

которым заканчивается канал форсунки 4. Это видно из таблицы значения показателей, приведенной под фиг. 9. Полезная модель приводится в действие и разгоняется до заданных параметров электродвигателем 26 с помощью разгонной муфты 18 и приводной шестеренки 19, которые работают по принципу обычного автомобильного стартера, как показано на фиг. 7. Для начала разгона агрегата надо замкнуть выключатель 28. После чего напряжение с АКБ 25 подается на втягивающее реле 31, а затем на удерживающее реле 30 через приборы контроля 28, благодаря чему якорь 33, втягиваясь в реле, перемещает вперед рычаг привода 21 разгонной муфты 18, которая движется по специально подготовленному для нее отверстию 23 овальной формы в корпусе 14. Внутри разгонной муфты 18 на подшипниках 20 закреплена приводная шестеренка 19, которая своими шлицами входит в зацепление со шлицами ведомого вала 16 и фиксирует шлицевые соединения ведущего 22 и ведомого 16 валов. После достижения заданного числа оборотов втягивающее реле отключается, шестеренка 19 возвращается в исходное положение и роторный инерционный усилитель крутящего момента авиадвигателя переходит на самовращение. В случае снижения числа оборотов ниже заданных, втягивающее реле срабатывает вновь, разгоняя ротор инерционного усилителя в автоматическом режиме до заданных параметров.



Фиг. 1

Полезная модель относится к транспортному машиностроению, точнее к авиастроению, в частности к авиационным транспортным средствам с винтовыми движителями, использующими в качестве привода для своей работы роторные, инерционные устройства, которые, в свою очередь, используют экологически чистую, возобновляемую энергию силы инерции в сочетании с моментом силы центробежного ускорения воздуха из окружающей среды, что позволяет увеличивать момент силы вращательного движения вала лопастного движителя авиационного транспортного средства с минимальными затратами электроэнергии.

Известен винтовой движитель с центробежным усилителем. Патент на изобретение RU 2500570 С1, МПК В63Н 9/00, В64С 11/48, В64С 27/00, Опубликовано: 2013.12.10, Автор Юркин Владимир Ильич, стр. 9, в котором применено центробежное устройство, совмещенное с винтовым движителем в центре вращения этого движителя.

Напирающий поток воздуха, возникающий при движении самолета, за счет перепада давления отводится в приемные окна этого центробежного устройства, вращающегося в противоположную сторону относительно вращения винта, где ускоряется из-за сужения проходного сечения каналов внутри этого центробежного устройства за счет чего происходит снижение лобового сопротивления при движении летательного аппарата и усиление крутящего момента на валу лопастного движителя за счет изгиба этих каналов на 90° к оси вращения. Цель достигается объединением впускных и выпускных зон движителя и центробежного устройства, разграниченных плоскостью вращения винта.

Недостатком данной конструкции является низкая эффективность работы из-за того, что сами каналы центробежного устройства имеют аэродинамическое сопротивление и понять, соответствует ли эффект от снижения лобового сопротивления движению летательного аппарата затраченным силам и средствам на изготовление и установку этого центробежного устройства можно узнать только опытным путем. Кроме того, сложность объединения и настраивания сочетания впускных и выпускных зон движителя и центробежного устройства, с высокой степенью вероятности ведет к разбалансировке крепления центробежного устройства, что ведет к нарушению объединения впускных и выпускных зон движителя и центробежного устройства, а это приводит к снижению эффективности работы данного устройства.

Известен циклический движитель летательного аппарата вертикального взлета и посадки. Российский патент на изобретение 2022 года по МПК F03D 3/06, В63Н 1/10, В64С 29/00, RU 2778181 С1, коллектив авторов во главе Вавиловым Денисом Владимировичем, опубл. 2022.08.15., стр. 6.

Изобретение относится к воздушному, а именно к циклическому движителю (циклоидальному пропеллеру, циклоидальному движителю) с ротором, который предназначен для формирования движущей силы и организации управления воздушным транспортным аппаратом.

Недостатком данного изобретения является низкая эффективность, измеряемая в кг·с/кВт, т.е. небольшая тяга по сравнению с вырабатываемой мощностью двигателя.

Наиболее близким по технической сущности является роторный инерционный двигатель - патент на изобретение RU 2729308 С1, МПК F03В 3/08, F03В 13/00, F03В 17/00, опубликован 2020.08.05, автор Щербатюк Анатолий Дмитриевич. Компактный, портативный и работоспособный в любом положении в пространстве, включает в себя цилиндрический, расположенный вертикально статор и ротор, размещенный в нем, при этом, внутренние свободные объемы статора и ротора заполнены рабочей жидкостью. Жидкость, заполняющая ротор, вращается вместе с ротором, с одинаковой

угловой скоростью посредством передачи жидкости потенциальной энергии внутренними элементами конструкции ротора. На его боковой цилиндрической поверхности размещены сквозные реактивные окна, выполненные по направлению и по площади своих проходных сечений обеспечивающих возможность создавать дополнительный реактивный импульс тяги под действием импульса силы инерции центробежного ускорения вращающейся с ротором жидкости и передавать его ротору, увеличивая крутящий момент и выходную мощность на валу двигателя с увеличением скорости вращения. Набор угловой скорости осуществлен посредством привода, выполненного в виде разгонного устройства, содержащим обгонную муфту.

Недостатком данного изобретения является невозможность использования окружающего воздуха в качестве рабочего тела.

Технической задачей полезной модели является создание малогабаритного устройства с низким энергопотреблением, использующего экологически чистую, возобновляемую энергию силы инерции в сочетании с ускорением воздуха из окружающей среды путем нагрева его тепловыделяющими элементами, расположенными в диффузорах сопел Лавала, позволяющих использовать эти сопла в качестве усилителя крутящего момента на валу лопастного авиационного движителя.

В предложенной мною полезной модели техническая задача решается тем, что в самом узком месте сопел Лавала установлены тепловыделяющие элементы, нагреваемые электроэнергией, поступающей от постороннего источника (генератора, или аккумулятора), а в качестве рабочего тела используется воздух из окружающей среды, который ускоряется под действием нагрева тепловыделяющими элементами и выбрасывается через как минимум две форсунки специальной формы - сопел Лавала.

Для описания работы и взаимодействия элементов агрегата использовалась литература:

1. Башта М. и др. Гидравлика, гидромашины, гидроприводы, - М.: Машиностроение, 1982 г. - 423 с.

2. Стесин С.П. и др. Гидравлика, гидромашины и гидропневмопривод, - М.: Академия, 2005 г. - 336 с.

3. Лепешкин А.В. Гидравлические и пневматические системы, - М.: Академия, 2005 г. - 336 с.

4. Некрасов Б.Б. и др. Задачник по гидравлике, гидромашинам и гидроприводу, - М.: Высшая школа, 1989 г. - 192 с.

Мы знаем, что движение газов и жидкостей подчиняется одним и тем же законам, поэтому проведем серию опытов с вращением жидкости в цилиндре. В которых видим, что жидкость получает потенциальную энергию от вращающихся деталей цилиндра. Точно так же и газ при вращении в герметичном объеме получает потенциальную энергию от внутренних перегородок вращающегося цилиндра и величина этой потенциальной энергии характеризуется ее давлением.

Рассмотрим вращение жидкости в незаполненном цилиндре, а в полученную формулу подставим значения плотности воздуха. На фиг. 3 хорошо видно распределение нагрузок и инерционных сил в цилиндре высотой $Z_п$, заполненном жидкостью на высоту Z_0 , вращающемся вокруг своей оси с угловой скоростью ω . На жидкость будут действовать силы атмосферного давления, момент сил инерции кругового движения, а на дно цилиндра еще и вес этой жидкости.

При вращении сосуда вокруг вертикальной оси с угловой скоростью ω на каждую частицу жидкости массой m , кроме силы тяжести g , действует инерционная сила

$$(f = m \omega^2 r, \text{ Н/м;}) \quad (1)$$

где f - центробежная сила, Н/м;

m - масса элементарного объема, выбранного для проведения расчетов, кг;

ω - угловая скорость, с^{-1} ;

r - расстояние до центра вращения, м.

Под действием центробежной силы свободная поверхность искривляется - в центре жидкость опускается, у стенок поднимается. Свободная поверхность принимает форму параболоида вращения, описываемую уравнением (2)

$$z = z_0 + \frac{\omega^2 r^2}{2g}, \text{ м;} \quad (2)$$

где Z - высота динамического подъема жидкости, в зависимости от радиуса вращения и максимальной она будет непосредственно у стенки вращающегося сосуда, м;

Z_0 - первоначальная высота налива жидкости в цилиндре, м;

r - расстояние до центра вращения, м.

ω - угловая скорость, с^{-1} .

Из данной формулы видно, что от плотности рабочей жидкости не зависит на какую высоту поднимется у стенок цилиндра параболоид верхнего зеркала жидкости, а зависит только от величины угловой скорости и радиуса вращения.

Подставляя значения, определенные по уравнению (1), в дифференциальное уравнение неразрывности потока жидкости Бернулли и интегрируя его с учетом того, что при больших угловых скоростях атмосферное давление - $P_{\text{атм}}$ в цилиндре ротора не

существенно влияет на величину получаемого давления, мы можем пренебречь его значением и для практического применения получим уравнение, с помощью которого можно определить давление рабочей среды в любой точке вращающегося сосуда

$$P_M = \rho \cdot g \cdot \left(\frac{\omega^2 \cdot r_i^2}{2} - z \right), \quad (3)$$

где P_M - давление жидкости, Па;

ρ - плотность жидкости, кг/м^3 ;

g - ускорение свободного падения, м/с^2 ;

ω - угловая скорость единицы объема, с^{-1} ;

r_i - радиус вращения рассматриваемой единицы объема, м;

z - высота столба жидкости в роторе, м.

В центре цилиндра уровень жидкости понижается на величину:

$$P_0 = V^2/2g, \text{ м;} \quad (4)$$

Давление на днище цилиндра $P_{\text{ст}}$ на оси вращения не зависит от скорости вращения цилиндра, соответствует гидростатическому и зависит только от высоты столба жидкости. (Гидравлика, гидромашины и гидроприводы / А.И. Башта, С.С. Руднев, Б.Б. Некрасов и др. - М.: Машиностроение, 1982. - 423 с.).

Величина z является постоянной в данном цилиндре, при больших угловых скоростях мала и существенно не влияет на величину давления. Поэтому, ею также можно пренебречь.

Проведя анализ формулы (3), мы видим, что давление среды, используемой в качестве рабочей в цилиндре ротора, при его вращении возрастает по мере удаления от центра вращения. Причем - если радиус вращения единицы объема увеличится в 10 раз, потенциальная энергия ее возрастает примерно в 50 раз при той же скорости вращения.

Это видно на фиг. 4 - эпюры давлений на крышку, стенку и дно герметичного, вращающегося, полностью заполненного жидкостью цилиндра ротора. В центре вращающегося цилиндра ротора возникает разрежение, которое поможет циркуляции рабочей жидкости внутри полезной модели, если жидкость из цилиндра будет выходить через специальные форсунки. Поэтому входные окна с крыльчаткой подпорного вентилятора располагаются в максимальном приближении к центру вращения цилиндра.

Однако из анализа формулы (3) мы видим, что именно плотность используемого в качестве рабочего тела продукта имеет существенное значение для получения эффективного момента силы. Учитывая то, что плотность окружающего воздуха составляет примерно $1,2 \text{ кг/м}^3$, чтобы получить существенную величину давления воздуха на выходе из цилиндра ротора - на входе в форсунки, необходима большая угловая скорость вращения цилиндра ротора.

При вращении цилиндра ротора с угловой скоростью $\omega_{\text{угловая}}$ в указанном на схеме (фиг. 5) направлении, единица рабочей среды (воздуха) на входе в форсунку имеет давление P , согласно формуле (3).

Зная давление рабочей среды (воздуха) на входе в форсунку, можно рассчитать реактивную силу R , действующую на внутреннюю стенку, при повороте канала на 90° в форсунке, в объеме, обозначенном на фиг. 5 между двумя штриховыми линиями, по формуле (5)

$$R = P \cdot \frac{\pi d^2}{2} \cdot \sin \frac{\alpha}{2}, \quad \text{Н/м;} \quad (5)$$

где R - реакция стенки канала на изгибе, Н/м;

P - давление рабочей среды (воздуха), мПа;

π - постоянная, равная 3,14;

d - диаметр канала форсунки, м;

α - угол поворота канала форсунки;

(см. Учеб. пособие для вузов. Примеры расчетов по гидравлике: под редакцией А.Д. Альтшуль. - М.: Стройиздат, 1976. - 255 с., стр. 32.).

Реактивный момент импульса силы, возникающий при движении воздуха на повороте канала внутри форсунки, усиливается за счет воздуха, истекающего из этой форсунки, с соплами Лаваля, которыми заканчивается канал внутри каждой форсунки, предложенной полезной модели.

На основании материалов, изложенных в трудах: Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. - М.: Дрофа, 2003. - 840 с.;

Касилов В.Ф. Справочное пособие по гидрогазодинамике для теплоэнергетиков. - М.: МЭИ, 2000. - 272 с..

Мы знаем, что по мере движения воздуха по соплу, его температура и давление снижаются за счет адиабатического расширения в канале форсунки после диффузора, а скорость истечения воздуха (особенно в самом узком сечении канала сопла) значительно возрастает, за счет чего внутренняя энергия воздуха преобразуется в кинетическую энергию движущегося воздуха (см. таблицу фиг. 9).

И если мы подведем дополнительное тепло с помощью тепловыделяющего элемента

(см. фиг.9) к сужающейся части сопла Лавалья, то расширяющийся газ даст дополнительную энергию форсунке, а значит и всему ротору. И тогда в наименьшем по размеру сечении внутреннего канала форсунки, между сужающейся и расширяющейся частью сопла Лавалья происходит переход от дозвукового течения воздуха к
 5 сверхзвуковому. При этом параметры потока, также как и само сечение называют «критическим».

Массовый расход воздуха m , в канале, определяется по формуле (6)

$$m = \rho VS, \text{ кг/с}; \quad (6)$$

10 где ρ - плотность воздуха, кг/м^3 ;

V - скорость потока воздуха в канале сопла, м/с ;

S - площадь сечения канала, м^2 .

Исходя из того, что массовый расход воздуха m постоянен во всех сечениях сопла Лавалья, определяем геометрические размеры самого узкого сечения канала, называемого
 15 «критическим», по формуле (7)

$$S_* = \frac{\dot{m} \sqrt{T_0}}{B p_0} ; \text{ м}^2 \quad (7)$$

20 где S^* - площадь «критического» сечения канала, м^2 ;

m - массовый расход воздуха в канале, кг/с ;

T_0 - температура торможения газа в сопле из-за аэродинамического сопротивления сужающейся сечения канала (определяется опытным путем и при нормальных условиях равен 1120 К), К ;

25 B - коэффициент сжимаемости воздуха. Показывает величину изменения давления воздуха при изменении температуры и скорости истечения. При нормальных условиях равен $0,04041 \text{ с} \cdot \text{К}^{0,5} / \text{м}$;

p_0 - полное давление в самом узком сечении канала сопла Лавалья, Па . Теперь диаметр самого узкого сечения канала сопла Лавалья, которое называют «критическим», найдем
 30 по формуле (8)

$$d_* = 2 \sqrt{\frac{S_*}{\pi}} ; \text{ м} \quad (8)$$

35 где S^* - площадь «критического» сечения канала, м^2 ;

π - математическая постоянная.

Проанализировав результаты расчета сопла Лавалья, указанных в методических указаниях к выполнению расчетного задания по «газогидродинамике» (составители: Н.Д. Черепенин, Н.Д. Якимов. - Казань: Казан. гос. энерг. ун-т, 2015. - 24 с., УДК 532.5, ББК 22.253.3.), можно прийти к выводам, что если на входное сечение сопла Лавалья, с
 40 геометрическими размерами указанными на фиг. 6, подать давление воздуха в $2,5 \text{ МПа}$, с расходом $10 \text{ м}^3/\text{сек}$, то согласно расчетам, приведенным в этой методичке, скорость на выходе из этого сопла достигнет сверхзвуковых величин. Следовательно, определив скорость истечения потока из выходного сечения канала и зная массовый расход воздуха
 45 в этом канале сопла Лавалья, можно определить момент силы тяги в нем. Для этого воспользуемся формулой Циолковского (9)

$$F = -V_g \cdot \frac{\Delta m_g}{\Delta t}, \quad \text{Н}; \quad (9)$$

где F - момент силы тяги сопла Лавалья, Н;

V_B - скорость течения воздуха по каналу сопла, м/с;

m_B - масса воздуха, протекающая по каналу сопла в единицу времени, кг/с;

t - время, с.

Зная силу тяги, можно определить величину момента силы M_R вращательного движения на валу ротора по формуле (10)

$$M_R = Fl, \quad \text{Н/м}; \quad (10)$$

где F - момент силы тяги сопла Лавалья, Н;

l - плечо. В нашем случае радиус цилиндра ротора, м.

На противоположном от пропеллера конце оси ротора, расположены входные окна и крыльчатка подпорного вентилятора вокруг них (см. фиг. 8), необходимого для подачи рабочего тела (воздуха) в цилиндр ротора и создания в нем необходимого напора воздуха для обеспечения выхода на оптимальный режим работы сопла Лавалья.

На сегодняшний день считается, что оптимальной формой крыльчатки подпорного вентилятора будет ротор Дарье с зафиксированными лопастями в позиции оптимального угла атаки d .

Учитывая то, что одним из близких аналогов предлагаемой полезной модели выбран Российский патент на изобретение RU 2778181 C1 - циклический движитель, в форме ротора Дарье, летательного аппарата вертикального взлета и посадки, дальнейший расчет параметров этого вентилятора проведем на основе материалов указанных в реферате Д.Н. Горелова: Полуэмпирический метод расчета оптимальных геометрических параметров ротора Дарье. ПРИКЛАДНАЯ МЕХАНИКА И ТЕХНИЧЕСКАЯ ФИЗИКА. 2015. Т. 56, №3, УДК 621.548, стр. 96-104. Под редакцией Омского филиала института математики им. С.Л. Соболева СО РАН, 644043 Омск, Россия.

Однако расчет в данном реферате приведен для ротора Дарье, работающего в качестве ветряного двигателя, поэтому геометрические размеры ротора, используемого в данной полезной модели можно найти только приблизительно. Оптимальные размеры и угол атаки d определяется эмпирическим путем методом испытания рабочей модели.

Зная, какой нужно получить массовый расход и давление воздуха на входе в каналы сопла Лавалья, можно приблизительно рассчитать геометрические размеры ротора Дарье, расположенного вокруг заборных окон оси ротора.

Зная динамическое давление P , которое должен создавать указанный вентилятор, можем рассчитать площадь входного отверстия вентилятора на оси ротора, используя для решения формулу (11) и решив ее как дифференциальное уравнение

$$P = \frac{1}{2} \rho \left(\frac{Q}{S} \right)^2, \quad \text{Па}; \quad (11)$$

где Q - объемный расход воздуха, м³/с;

ρ - плотность воздуха, кг/м³;

S - площадь входного отверстия вентилятора на оси ротора с крыльчаткой ротора Дарье с наружи, м².

Также можно найти скорость воздушного потока V на выходе, по формуле (12)

$$V = \frac{Q}{S}, \text{ м/сек;} \quad (12)$$

где Q - объемный расход воздуха, м³/с;

S - площадь поперечного сечения ротора Дарье по наружному диаметру, м².

Мощность N, потребляемую ротором Дарье, находим по формуле (13)

$$N = PQ, \text{ Вт;} \quad (13)$$

используя формулу 1, указанную в реферате Д.Н. Горелова; полуэмпирический метод расчета, (стр. 98), формула (14);

$$N_f = \frac{1}{2} \rho V^3 S, \text{ Вт;} \quad (14)$$

где N - мощность на валу ротора Дарье, Вт;

ρ - плотность воздуха, кг/м³;

S - площадь поперечного сечения ротора Дарье по наружному диаметру, м²;

V - скорость воздуха на входе в заборные окна оси ротора, м/с.

Основываясь на расчетах указанных в реферате Д.Н. Горелова, (на стр. 102), находим

геометрические размеры остальных элементов ротора Дарье. Формула (15)

$$S = n_r D l, \text{ м}^2; \quad (15)$$

где S - площадь поперечного сечения ротора Дарье по наружному диаметру, м²;

n_r - число лопастей, шт.;

D - длина хорды этой лопасти, м;

l - длина лопасти, м.

Зная l - длину лопасти, можем определить коэффициент удлинения лопасти по формуле (16)

$$\lambda = \frac{l}{b}, \text{ безразмерная величина;} \quad (16)$$

где λ - коэффициент удлинения лопасти;

l - длина лопасти, м;

b - длина хорды этой лопасти, м.

Эту формулу можем преобразовать в формулу (17) для определения длины хорды лопасти

$$b = k \sqrt{S}, \text{ м;} \quad (17)$$

где k - безразмерный коэффициент эффективной поверхности крыльчатки ротора Дарье, определяемый по формуле (18),

$$k = \sqrt{\frac{\sigma}{(\lambda n_r)}}; \quad (18)$$

где: σ - безразмерный коэффициент заполнения лопастей, найденный эмпирическим путем и равен 0,3-0,4.

Набор угловой скорости вращения ротора осуществляется с помощью разгонной муфты, имеющей приводную шестерню. После набора частоты вращения роторов до

заданных параметров, роторный, инерционный усилитель крутящего момента переходит на самовращение. После снижения частоты вращения ниже заданной по датчикам вращения, срабатывает разгонная муфта с приводной шестерней в автоматическом режиме и ротор вновь разгоняется до необходимого числа оборотов.

5 Сущность полезной модели поясняется чертежами, где:

на фиг. 1 представлен разрез по оси вращения роторного, инерционного усилителя крутящего момента авиадвигателя со схемой движения потоков рабочего тела (окружающего воздуха);

на фиг. 2 - местный разрез токоведущих проводов и токосъемников (Вид D);

10 на фиг. 3 и 4 показаны эпюры распределения нагрузок при вращении жидкости в открытом (фиг. 3) и закрытом (фиг. 4) цилиндрах ротора;

на фиг. 5 - разрез по оси А-А;

на фиг. 6 - местный разрез форсунки (Вид Е);

на фиг. 7 представлена принципиальная схема разгонной муфты, работающей по
15 принципу стартера с детализацией узла С;

на фиг. 8 - разрез по оси Б-Б

на фиг. 9 - схема сопла Лавала с таблицей расчетных данных.

Устройство изготавливается из легкого, но прочного металла, предпочтительно дюралюминия, содержит корпус 14, внутри которого монтируются два цилиндра ротора, 20 закреплённых неразъёмными соединениями на осях 2. Два одинаковых ротора, расположенных в корпусе 14 вдоль одной оси вращения, состоят из нескольких, одинаковых, но выполненных симметрично деталей: ось 2 с закрепленным на ней пропеллером 1 и выполненным внутри этой оси каналом 7 с входными 8 и выходными 3 окнами, и с технологической заглушкой 11 в каждой оси 2. Каждая из осей 2
25 установлена на подшипниках качения 12 с угловыми шестеренками 13 на концах осей 2, позволяющими не только передавать вращение от ведомого вала 16, с помощью закреплённых на оси 2 шестерен 13 и вращаться на подшипниках качения 15, но и распределять это вращение таким образом, чтобы пропеллеры 1 на противоположных концах разных осей 2 вращались в противоположные стороны.

30 Ось 2, на противоположной от пропеллера 1 стороне, как показано на фиг. 8, имеет подпорный вентилятор 10 с крыльчаткой в форме ротора Дарье, поперечины которого имеют в разрезе форму крыла самолета, закреплённые между дюралюминиевыми дисками неразъёмными соединениями с углом атаки $\alpha=7-9$ град, вокруг входного окна 8 оси 2, вращающиеся в направлении стрелки 33, нагнетающие воздух из окружающей
35 среды через вентиляционные окна 9, корпуса 14 во внутренний канал 7 оси 2. Этот воздух через выходные окна 3 той же оси попадает в цилиндр ротора 6, где, разгоняясь, приобретает повышенную потенциальную энергию благодаря воздействию на него перегородок 24 внутри цилиндра ротора 6 и проходит по внутреннему каналу 4 форсунки 5, имеющей поворот на 90° , где на повороте передает часть собственной кинетической
40 энергии стенкам канала 4 и далее на увеличение импульса вращательного движения, как показано на схеме распределения сил в форсунке 5 (фиг. 6) и далее, проходя по каналу 4 форсунки 5, на сужении проходного сечения канала 4 (диффузора), разгоняется до сверхзвуковых скоростей за счет адиабатического расширения воздуха из окружающей среды, нагреваемого тепловыделяющими элементами 25. За счет этого
45 потенциальная энергия воздуха переходит в кинетическую. Показателем чего служит значительное снижение температуры воздуха, при резком снижении его давления на расширении канала форсунки за диффузором канала 4 и на выходе из сопла Лавала, которым заканчивается канал форсунки 5. Это видно из таблицы значения показателей,

приведенной под фиг. 9.

Полезная модель приводится в действие и разгоняется до заданных параметров электродвигателем 26 с помощью разгонной муфты 18 с приводной шестеренкой 19, которые работают по принципу обычного автомобильного стартера, как показано на

Для начала разгона агрегата надо замкнуть выключатель 28. После чего напряжение с АКБ 27 подается на втягивающее реле 31, а затем на удерживающее реле 30 через приборы контроля 29, благодаря чему якорь 32, втягиваясь в реле, перемещает вперед рычаг привода 21 разгонной муфты 18, которая движется по специально подготовленному для нее отверстию 23 овальной формы, в корпусе 14.

Внутри разгонной муфты 18 на подшипниках 20 закреплена приводная шестеренка 19, которая своими шлицами входит в зацепление со шлицами ведомого вала 16 и фиксирует шлицевые соединения ведущего 22 и ведомого 16 валов. После достижения заданного числа оборотов втягивающее реле отключается, шестеренка 19 возвращается в исходное положение и роторный, инерционный усилитель крутящего момента авиадвигателя переходит на самовращение. В этом случае не прекращается подача электроэнергии от постороннего источника (АКБ или генератор) по двум проводам 17, + и - через токосъемники на токоприемные кольца 26 на валу 2 и далее до тепловыделяющих элементов 25, представляющие собой два или три витка нихромовой проволоки в керамической оболочке. В случае снижения числа оборотов ниже заданных, втягивающее реле 31 срабатывает вновь, разгоняя ротор инерционного усилителя в автоматическом режиме до заданных параметров.

Таблица результатов

Параметры	Сечения				
	1 - 1	3 - 3	критическое	4 - 4	2 - 2
x , м	0	0,07570	0,1514	0,3290	0,506
d , м	0,1456	0,1107	0,07570	0,1099	0,1441
S , м ²	0,01665	0,009617	0,004501	0,009486	0,01630
λ ,	0,1735	0,3088	1,0	1,740	1,924
p , 10 ⁵ Па	22,60	21,75	12,15	1,968	0,8
V , м/с	106,3	189,1	612,4	1066	1178
a , м/с	669,2	665,6	612,4	472,3	415,3
T , К	1114	1102	933,3	554,8	429,0
ρ , кг/м ³	7,066	6,875	4,534	1,236	0,6495
M ,	0,1588	0,2841	1,0	2,257	2,837
q ,	0,2703	0,4680	1,0	0,4745	0,2754

Где:

x – продольная осевая координата

d – диаметр;

S – площадь;

λ – приведенная скорость;

p – статическое давление;

V – скорость потока;

a – скорость звука;

T – абсолютная температура;

ρ – плотность;

M – число Маха;

q – приведенный удельный расход.

(57) Формула полезной модели

Усилитель крутящего момента на валу лопастного движителя авиационного транспортного средства, предназначенного для усиления крутящего момента на валу авиационных лопастных движителей, содержащий корпус, внутри которого монтируются два ротора, закрепленные неразъемными соединениями на осях, установленных в подшипниках качения, причем оси на концах снабжены угловыми шестеренками,

которые выполнены с возможностью передачи вращения от ведомого вала таким образом, чтобы пропеллеры, установленные на противоположных концах двух осей роторов, вращались вдоль одной оси, но в разные стороны, причем каждый ротор имеет внутренний канал, имеющий входное и выходное окна, на оси каждого ротора, на противоположной от пропеллера стороне вокруг входного окна установлен подпорный вентилятор с крыльчаткой в форме ротора Дарье, поперечины которого имеют в разрезе форму крыла самолета, закрепленные между дюралюминиевыми дисками неразъемными соединениями с углом атаки $\alpha=7-9^\circ$, предназначенного для нагнетания воздуха из окружающей среды через вентиляционные окна корпуса во внутренний канал каждого ротора, выходные окна каждого ротора снабжены полыми цилиндрами, каждый из которых снабжен внутренними перегородками и форсунками, причем каналы форсунок на входе имеют поворот на 90° , где выходящий воздух передает часть собственной кинетической энергии стенкам канала, переходящий в сужения, имеющие тепловыделяющие элементы, и образующие сопла Лаваля, где воздух разгоняется до сверхзвуковых скоростей из-за его адиабатического расширения.

20

25

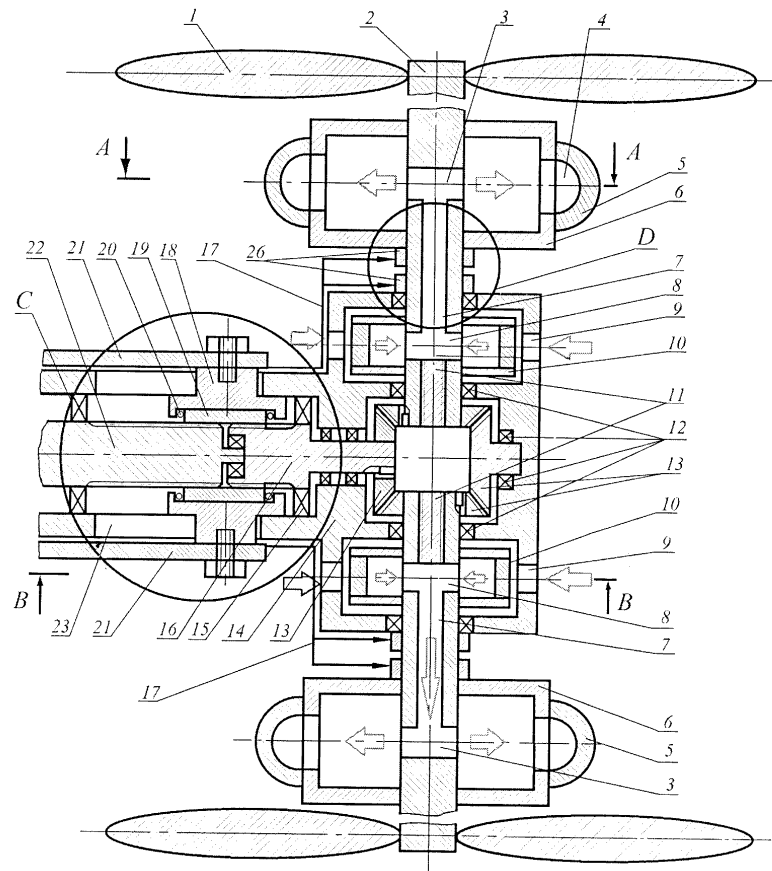
30

35

40

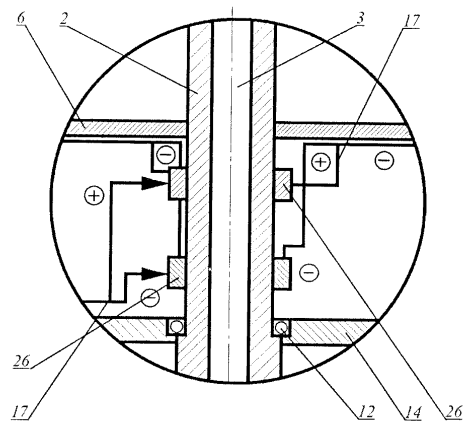
45

1



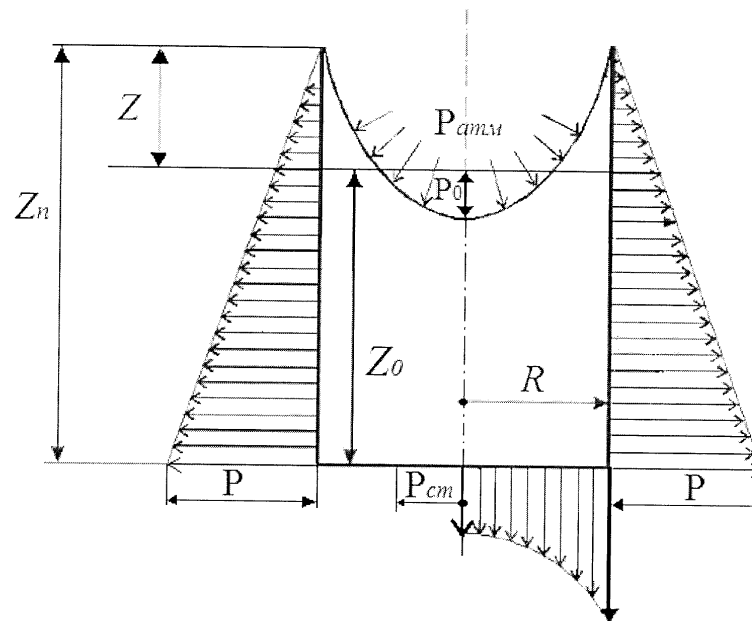
Фиг. 1

Вид D 2-1

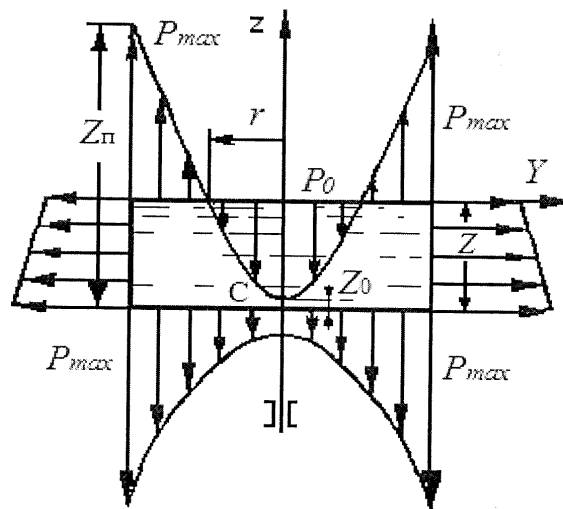


Фиг. 2

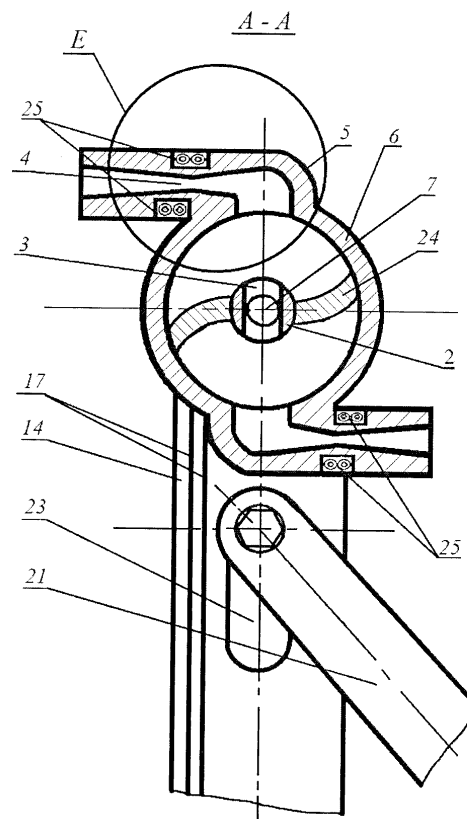
2



Фиг.3

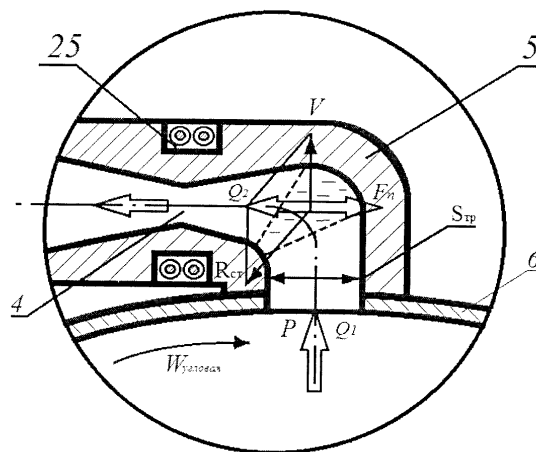


Фиг.4

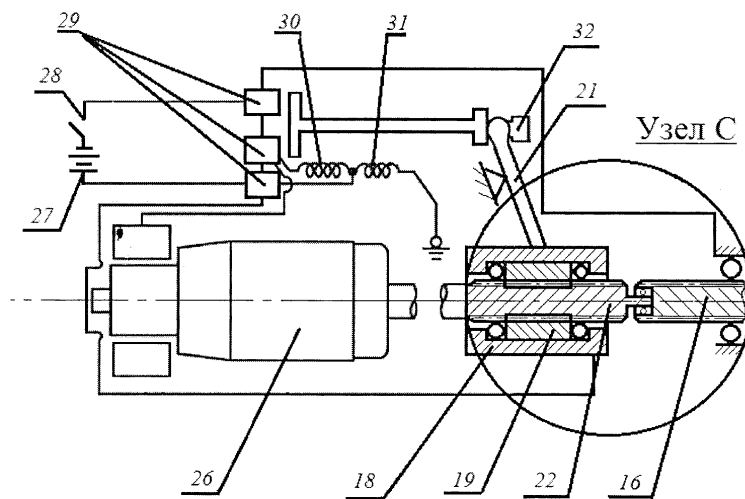


Фиг. 5

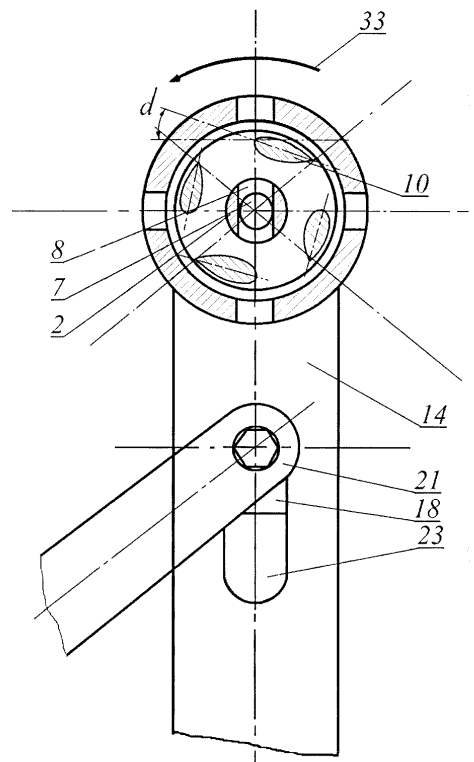
Вид E



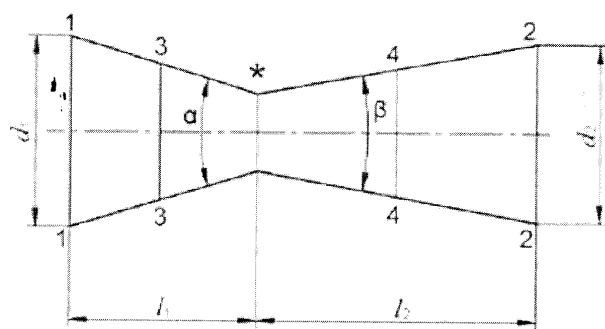
Фиг. 6



Фиг. 7
Б - Б



Фиг. 8



Фиг. 9