

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



(19) RU (11) **239 569** (13) U1

(51) МПК

B64C 27/32 (2006.01)

B64C 27/18 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ МОДЕЛИ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

B64C 27/32 (2025.08); B64C 27/18 (2025.08)

(21)(22) Заявка: 2024132127, 24.10.2024

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
24.10.2024

Дата регистрации:
09.12.2025

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 24.10.2024

(45) Опубликовано: 09.12.2025 Бюл. № 34

(72) Автор(ы):

Горбашов Владимир Николаевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Горбашов Владимир Николаевич (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: RU 2629635 C2, 30.08.2017. RU
2500570 C1, 10.12.2013. RU 2011112178 A,
10.10.2012. WO 2020252273 A1, 17.12.2020.
WO 2017042651 A1, 16.03.2017. US
20040240998 A1, 02.12.2004.

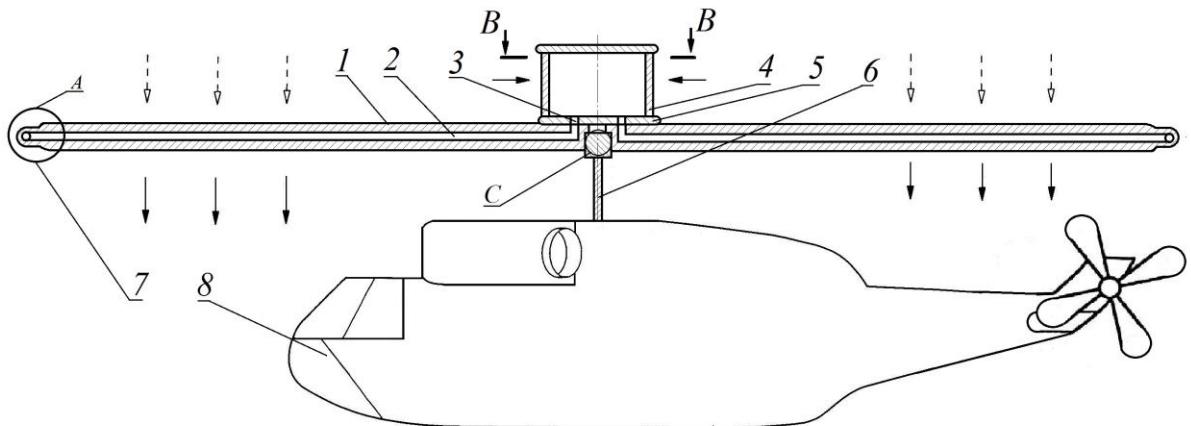
Адрес для переписки:

624070, Свердловская обл., г.
Среднеуральск, ул. Парижской Коммуны,
13, кв. 68, Горбашову Владимиру
Николаевичу

(54) УСИЛИТЕЛЬ КРУТИЩЕГО МОМЕНТА НА ВАЛУ ВЕРТОЛЕТНОГО ДВИЖИТЕЛЯ

(57) Реферат:

Полезная модель относится к авиастроению, в частности к авиационным транспортным средствам вертолетного типа. Усилиатель крутящего момента на валу вертолетного движителя включает ротор Дарье, установленный сверху на оси вращения лопастей вертолетного движителя и закрепленный с ним неразъемным соединением. Каналы воздуховодов расположены в лопастях вертолетного движителя, с соплами Лаваля на концах лопастей. Внутри ротора Дарье на нижнем диске, соединяющем две продольные планки ротора Дарье, имеющие форму крыла самолета, выполнены воздухозаборники, соединенные с воздуховодами. В диффузорах каждого сопла Лаваля расположены тепловыделяющие элементы, питающиеся электроэнергией, поступающей по изолированным проводам через токосъемники, закрепленные на оси. Обеспечивается получение дополнительного крутящего момента сил на валу вертолетного движителя.



Фиг. 1

Полезная модель относится к транспортному машиностроению, точнее к авиастроению, в частности к авиационным транспортным средствам вертолетного типа, использующим для усиления крутящего момента на валу лопастного движителя, силу ускорения воздуха из окружающей среды, отведенного с помощью ротора Дарье, закрепленного на оси вращения этого лопастного движителя, через воздухозаборники в воздуховоды, расположенные внутри лопастей вертолетного движителя этого транспортного средства и ускоренного до скорости звука в соплах Лаваля, расположенных на концах лопастей этого лопастного движителя за счет нагрева тепловыделяющими элементами, путем подвода электроэнергии к диффузорам, расположенным внутри этих сопел Лаваля от генератора или АКБ этого транспортного средства.

Пропеллер относится к лопастным движителям, создающим силу тяги воздействием на воздух окружающей среды поперечным перемещением лопастей, и характеризуется неравномерным созданием силы тяги, зависящей от линейной скорости движения в каждой точке этих лопастей, возрастающей от нуля в центре вращения до максимальной на концах. Поэтому любая корректировка угла атаки лопастей в центральной осевой зоне не только не дает прирост тяги, но и может являться препятствием между областями пониженного и повышенного давления, разделенными плоскостью вращения винта, создающее сопротивление движению летательного аппарата.

Последовательное увеличение числа лопастей не дает прямо пропорционального прироста тяги из-за взаимного влияния лопастей друг на друга в общей плоскости вращения или создают турбулентность друг другу при вращении в параллельных плоскостях в разные стороны. При этом зона повышенного давления, возникающая напротив оси вращения таких движителей при движении авиационного транспортного средства остается постоянным препятствием эффективной работы таких движителей.

Существует изобретение RU 2011112178 A, F02K 3/00, F03G 7/10, от 2011.03.30. Авторы: Гришанин М. Н. и Гришанин В. М. «Бестопливный, турбовоздушный, реактивный двигатель», в котором вся работа этого двигателя основана на адиабатическом расширении воздуха из окружающей среды за счет его нагрева в соплах предлагаемого двигателя.

Наиболее близким по технической сущности предлагаемой полезной модели является «Винтовой движитель с центробежным усилителем». Патент на изобретение RU 2500570 С1, МПК B63H 9/00, B64C 11/48, B64C 27/00, Опубликовано: 2013.12.10, Автор Юркин Владимир Ильич, стр. 9, в котором предлагается центробежное устройство, совмещенное с винтовым движителем в центре вращения этого движителя.

Повышенное давление воздуха, возникающее при движении вертолета напротив оси вращения лопастных движителей, 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.

Недостатком данной конструкции является низкая эффективность работы из-за того, что сами каналы этого центробежного устройства имеют аэродинамическое сопротивление, поэтому количество воздуха, попадающего в эти каналы, вряд ли существенно скажется на усиление крутящего момента вертолетного движителя, хотя бы потому, что установлено оно под лопастями вертолетного движителя. Таким образом, входные окна этого центробежного устройства расположены там, где давление окружающего воздуха невелико из-за отсутствия лопастей напротив оси вращения этого движителя и создается только при движении летательного аппарата. Выход для потока воздуха из каналов описываемого центробежного усилителя находится под лопастями вертолетного движителя, где давление окружающего воздуха существенно выше, чем на входе в описываемый центробежный усилитель. Таким образом, обратный перепад давления будет препятствовать заходу воздуха в описываемое центробежное устройство. Кроме того, для нейтрализации реактивного момента несущего винта вертолета, центробежное устройство должно иметь собственную массу, сопоставимую с массой авиационного лопастного движителя, а для того, чтобы обеспечить вращение этого центробежного устройства в противоположную сторону, необходим редуктор. Таким образом, эти усовершенствования вместе, сильно усложняют эксплуатацию авиационного транспортного средства с предложенным усовершенствованием и снижают экономическую эффективность производства такого движителя.

Технической задачей полезной модели является получение дополнительного крутящего момента сил на валу вертолетного движителя.

В предложенной мною полезной модели техническая задача решается тем, что ротор Дарье имеет конструктивную особенность ускорять поток воздуха, проходящий через него до пяти раз. Поэтому он с воздухозаборниками установлен выше плоскости вращения лопастного, авиационного движителя - там, где возникает повышенное давление, препятствующее движению авиационному транспортному средству, а в самом узком месте сопел Лаваля – диффузорах, установлены тепловыделяющие элементы, нагреваемые электроэнергией, поступающей от постороннего источника (генератора, или аккумулятора авиационного транспортного судна).

В качестве рабочего тела используется воздух из окружающей среды. Отведенный ротором Дарье поток воздуха, через воздухозаборники попадает в воздуховоды, расположенные внутри лопастей предлагаемого авиационного движителя и далее в сопла Лаваля, расположенные на концах лопастей этого авиационного движителя, где в диффузорах сопел Лаваля нагревается за счет подвода электроэнергии от генератора

авиационного транспортного средства или его АКБ, поэтому получает дополнительную потенциальную энергию, за счет чего этот поток воздуха разгоняется до сверхзвуковых скоростей, что и позволяет использовать сопла Лаваля в качестве усилителя крутящего момента на валу лопастного авиационного двигателя.

Для описания работы элементов агрегата использовалась литература:

1. Стесин С. П. и др. Гидравлика, гидромашины и гидропневмопривод, - М.: Академия, 2005 г. – 336 с.
2. Лепешкин А. В. Гидравлические и пневматические системы, - М.: Академия, 2005 г. – 336 с.
3. Некрасов Б. Б. и др. Задачник по гидравлике, гидромашинам и гидропневмоприводу, - М.: Высшая школа, 1989 г. – 192 с.

Установленный на оси вращения лопастного авиационного двигателя ротор Дарье с зафиксированными лопастями в позиции оптимального угла атаки α увеличивает скорость воздушного потока, направляемого в воздухозаборники в 5 раз, что подтверждает приведенный расчет параметров этого вентилятора, который проведен 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. По 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 α определяются эмпирическим путем методом испытания рабочей модели.

Зная, какой нужно получить массовый расход и давление воздуха на входе в каналы сопла Лаваля, можно приблизительно рассчитать геометрические размеры ротора Дарье, расположенного на оси вращения лопастного авиационного двигателя вертолетного типа (см фиг.1).

Зная динамическое давление P , которое должен создавать указанный ротор, можем рассчитать площадь входного отверстия воздухозаборников используя для решения формулу (1) и решив её как дифференциальное уравнение:

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

Где: Q – объёмный расход воздуха, $\text{м}^3/\text{сек}$;

ρ – плотность воздуха, $\text{кг}/\text{м}^3$;

S - площадь входного отверстия вентилятора на оси ротора с крыльчаткой ротора Дарье снаружи, м^2 .

Также можно найти скорость воздушного потока V на выходе, по формуле (2):

$$V = \frac{Q}{S}, \text{ м/сек}; \quad (2)$$

Где: Q – объёмный расход воздуха, $\text{м}^3/\text{сек}$;

S - площадь поперечного сечения ротора Дарье по наружному диаметру, м^2 .

Мощность N , потребляемую ротором Дарье, находим по формуле (3):

$$N = PQ \quad , \text{Вт}; \quad (3)$$

Используя формулу 1, указанную в реферате Д. Н. Горелова; полуэмпирический метод расчета, (стр. 98), формула (4);

$$N_f = \frac{1}{2} \rho V^3 S \quad , \quad \text{Вт}; \quad (4)$$

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 (5);

$$S = n_r Dl, \quad \text{м}^2; \quad (5)$$

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 (6);

$$\lambda = \frac{l}{b}, \quad \text{безразмерная величина}; \quad (6)$$

Где: λ – коэффициент удлинения лопасти;

l – длина лопасти, м;

b – длина хорды этой лопасти, м.

Эту формулу можем преобразовать в формулу (7), для определения длины хорды лопасти;

$$b = k \sqrt{S}, \quad \text{м}; \quad (7)$$

Где: k – безразмерный коэффициент эффективной поверхности крыльчатки ротора Дарье, определяемый по формуле (8);

$$k = \sqrt{\frac{\sigma}{(\lambda n_r)}} ; \quad (8)$$

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

При вращении лопастного авиационного движителя вертолетного типа с угловой скоростью $\dot{\omega}_{\text{угловая}}$ в указанном на схеме (Фиг.3) направлении, единица рабочей среды (воздуха) на входе в форсунку имеет давление P , немного меньшее, чем найденное по формуле (1) из – за аэродинамического сопротивления стенок воздуховода. Однако оно снижается не существенно и с допустимой погрешностью может соответствовать значению, найденному по формуле (1).

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. 2 между двумя штриховыми линиями, по формуле (5):

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

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 и пневматике: 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. 5).

И если мы подведем дополнительное тепло с помощью тепловыделяющего элемента (см. фиг. 5) к сужающейся части сопла Лаваля, то расширяющийся газ даст дополнительную энергию потоку воздуха, а значит и всему ротору. И тогда в наименьшем по размеру сечении внутреннего канала форсунки, между сужающейся и расширяющейся частью сопла Лаваля происходит переход от дозвукового течения воздуха к сверхзвуковому. При этом параметры потока, также как и само сечение называют «критическим». Массовый расход воздуха m , в этом сечении, определяется по формуле (6):

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

Где: ρ – плотность воздуха, кг/м³;

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

S – площадь сечения канала, м²;

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

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

Где; S_* - площадь «критического» сечения канала, м²;

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;

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

ρ_0 - полное давление в самом узком сечении канала сопла Лаваля, Па.

Теперь диаметр самого узкого сечения канала сопла Лаваля, которое называют «критическим», найдем по формуле (8):

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

Где; S_* - площадь «критического» сечения канала, м^2 ;

π - математическая постоянная;

Проанализировав результаты расчета сопла Лаваля, 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 Лаваля, с геометрическими размерами указанными на Фиг. 5, подать давление воздуха в 2,5 мПа, с расходом $10 \text{ м}^3/\text{сек}$, а диффузор этого сопла лаваля нагреть до температуры 840°C , 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 в этом канале сопла Лаваля, можно определить момент силы тяги в нем. Для этого воспользуемся формулой Циолковского (9):

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

Где: F - момент силы тяги сопла Лаваля, Н;

V_e – скорость течения воздуха по каналу сопла, м/с;

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

t - время, сек.

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

$$M_R = Fl, \text{ н/м}; \quad (10)$$

Где: F - момент силы тяги сопла Лаваля, Н;

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

Сущность полезной модели поясняется чертежами, где:

- На фиг.1 показан разрез лопастей авиационного движителя вертолетного типа со стрелками, показывающими направление движения воздуха;
- На фиг. 2 изображены эпюры нагрузок на лопасти ротора Дарье;
- На фиг. 3 показан местный разрез сопла Лаваля со схемой распределения сил, возникающих при движении воздушного потока в указанном стрелками направлении;
- На фиг. 4 изображена схема токосъёмников узла С на оси вращения вертолетного движителя;

- На фиг. 5 изображена схема сопла Лаваля с указанием расчетных сечений и таблицей результатов расчетов типового сопла Лаваля.

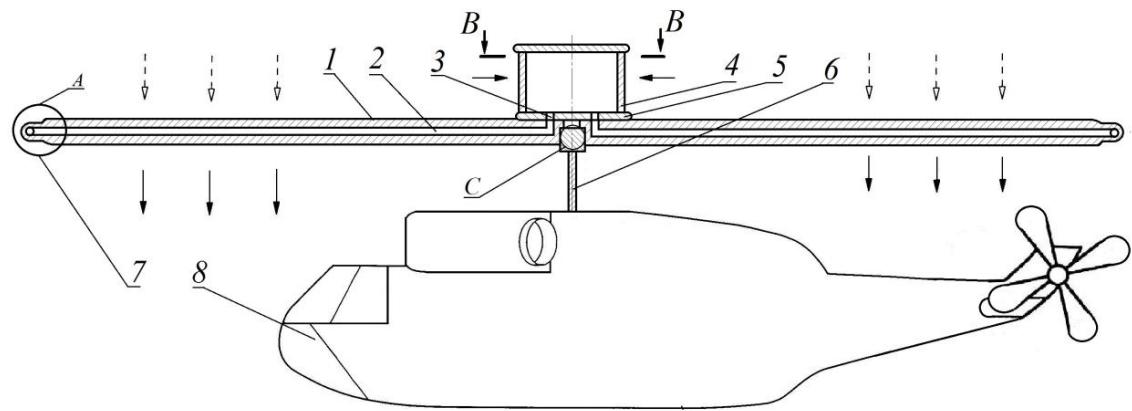
Предлагаемая полезная модель изготавливается из легкого, но прочного металла, предпочтительно дюралюминия и конструктивно выглядит как лопасти вертолетного 8 движителя 1 с каналами воздуховода 2 внутри и соплами Лаваля 7 на концах этих лопастей 1. Ротор Дарье, выполнен сверху на оси вращения 6 лопастей вертолетного движителя и закреплен с ними неразъемным соединением. Воздухозаборники 3 выполнены внутри ротора Дарье, на нижнем диске 5, соединенными с воздуховодами 2, выполненными внутри каждой лопасти 1 вертолетного 8 движителя. Диск 5 соединяет снизу две продольные планки 4 ротора Дарье, имеющие форму крыла самолета.

Ротор Дарье, при вращении, создает вокруг себя зону пониженного давления из-за ускорения потока воздуха, набегающего при движении авиационного транспортного средства, за счет обтекания поперечных планок ротора, имеющих форму крыла самолета. Как показано на эпюре нагрузок, создаваемых, обтекающим ротор Дарье, потоком окружающего воздух (Фиг.2). Эта зона пониженного давления снаружи ротора Дарье снижает лобовое сопротивление, препятствующее движению транспортного средства и при этом, создает повышенное давление внутри этого ротора Дарье, благодаря чему «лишний» воздух отводится из зоны над осью вращения лопастного авиационного движителя в воздухоприёмники 3, выполненные в нижнем диске ротора Дарье, которые соединены с воздуховодами 2, благодаря чему отведенный и ускоренный поток окружающего воздуха попадает в сопла Лаваля 7 на концах лопастей авиационного движителя, где еще больше ускоряется за счет тепловыделяющихся элементов 9, расположенных в диффузорах 8 каждого сопла Лаваля 6 (см. фиг. 3) - местный разрез (Вид А), где стрелками показаны направления сил, действующих на стенки сопла Лаваля, возникающие при движении потока воздуха внутри этих сопел, в связи с нагревом тепловыделяющими элементами 9 диффузоров 10, электроэнергией, поступающей по изолированным проводам 12 через токосъемники 10, закрепленные на оси 6 (фиг. 4). В соплах Лаваля потенциальная энергия нагретого потока воздуха превращается в кинетическую с последовательным снижением температуры этого потока, как это видно из значений температура в различных сечениях сопел Лаваля (таблицы под фиг. 5). Схема поступления электроэнергии показана на фиг. 4.

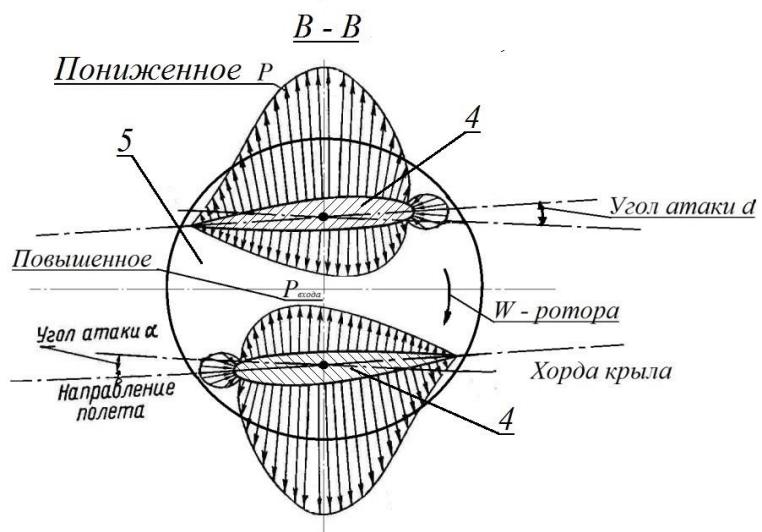
В связи с истечением из сопел Лаваля воздуха со значительным ускорением, на основании приведенной выше формулы Циалковского (9) возникает дополнительный крутящий момент сил, который находится в прямо пропорциональной зависимости от плеча приложения. Т.е. расстояния от оси вращения до сопла Лаваля.

Формула полезной модели

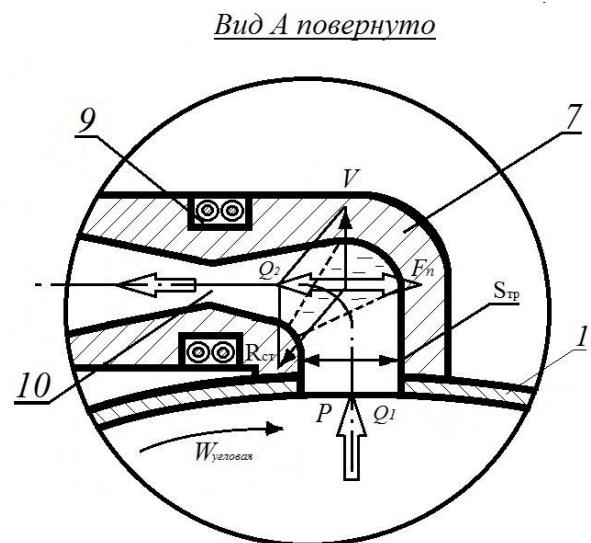
Усилитель крутящего момента на валу вертолетного движителя, включающий ротор Дарье, выполненный на лопастях вертолетного движителя, отличающийся тем, что содержит ротор Дарье, установленный сверху на оси вращения лопастей вертолетного движителя и закрепленный с ним неразъемным соединением, каналы воздуховодов, расположенные в лопастях вертолетного движителя, с соплами Лаваля на концах лопастей, внутри ротора Дарье на нижнем диске, соединяющем две продольные планки ротора Дарье, имеющие форму крыла самолета, выполнены воздухозаборники, соединенные с воздуховодами, в диффузорах каждого сопла Лаваля расположены тепловыделяющие элементы, питающиеся электроэнергией, поступающей по изолированным проводам через токосъемники, закрепленные на оси.



Фиг. 1

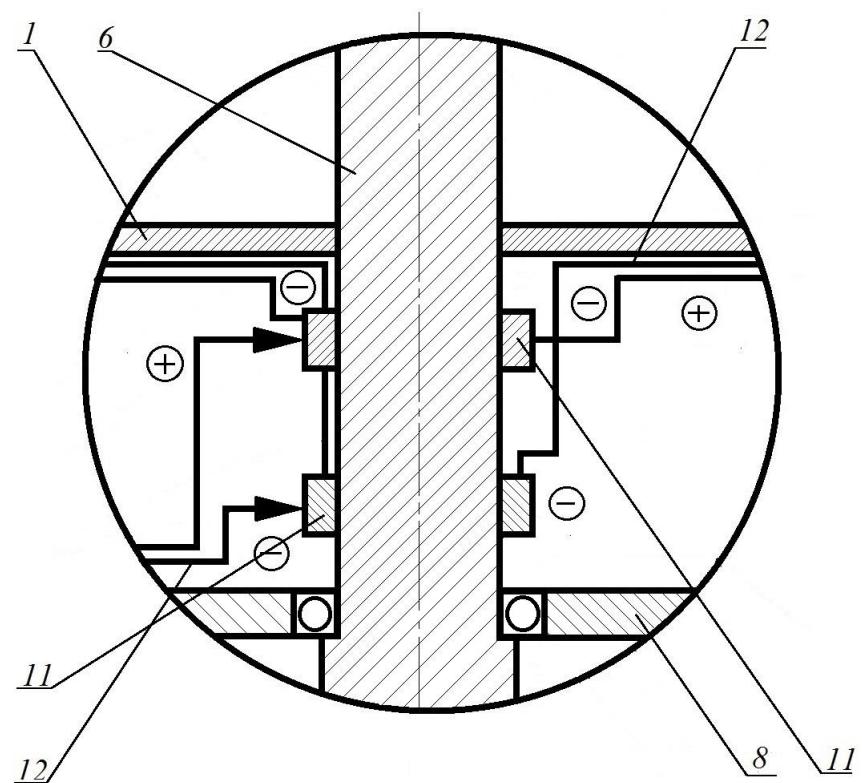


Фиг. 2



Фиг. 3

BuðC



Фиг. 4