

RU 2691241 C1

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



(19)

RU

(11)

2 691 241

⁽¹³⁾ **C1**

(51) МПК

F01D 11/24 (2006.01)

F02C 7/24 (2006.01)

F02C 7/18 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

F01D 11/24 (2019.02); *F02C 7/24* (2019.02); *F02C 7/18* (2019.02)

(21)(22) Заявка: 2018113308, 12.09.2016

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
12.09.2016

Дата регистрации:
11.06.2019

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
15.09.2015 FR 1558619

(45) Опубликовано: 11.06.2019 Бюл. № 17

(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на
национальной фазе: 16.04.2018

(86) Заявка РСТ:
FR 2016/052292 (12.09.2016)

(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2017/046499 (23.03.2017)

Адрес для переписки:
109012, Москва, ул. Ильинка, 5/2, ООО
"Союзпатент"

(72) Автор(ы):

ПЕЛЛАТОН, Берtrand, Гийом, Робин (FR),
ЖОИ, Батист, Мари, Обен, Пьер (FR),
МУСЕТТ, Адриэн (FR),
ВИЙЯР, Лоик (FR)

(73) Патентообладатель(и):

САФРАН ЭРКРАФТ ЭНДЖИНЗ (FR)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: US 5100291 A, 31.03.1992. WO
2013186757 A2, 19.12.2013. US 4826397 A,
02.05.1989. RU 2210674 C2, 20.08.2003. SU
452593 A1, 05.12.1974.

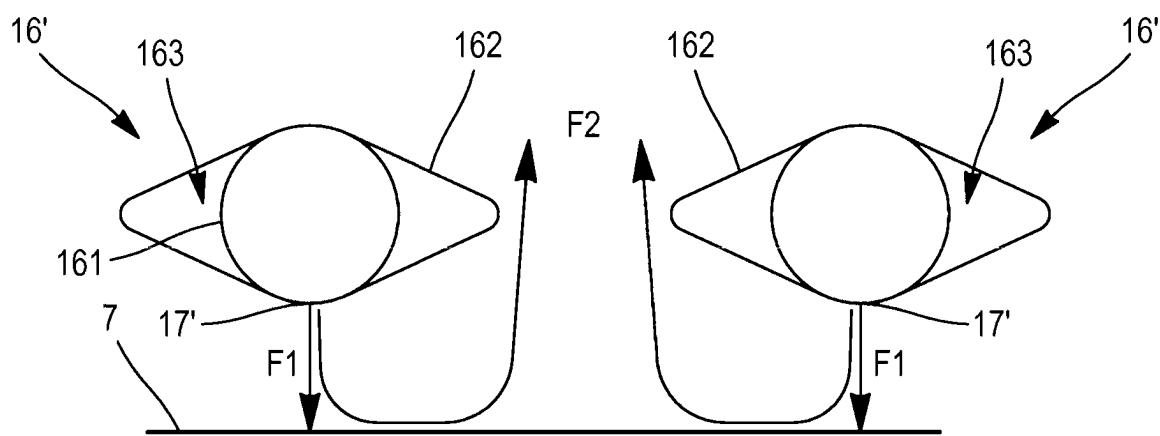
(54) УСТРОЙСТВО ОХЛАЖДЕНИЯ КОРПУСА ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

(57) Реферат:

Изобретение относится к устройству охлаждения корпуса турбины газотурбинного двигателя, содержащему множество коллекторов (16'), выполненных с возможностью нагнетания воздуха на корпус турбины. При этом коллекторы расположены рядом друг с другом, и каждый коллектор содержит основное кольцо (161), в котором циркулирует воздух, при этом основное кольцо (161) содержит отверстия (17'), выполненные с возможностью нагнетания воздушного потока в направлении корпуса турбины. Причем каждый коллектор содержит защитный экран (162), выполненный с возможностью изолировать основное кольцо

(161) от воздушного потока, поднимающегося от корпуса турбины к коллекторам после его нагнетания на корпус турбины. При этом указанный защитный экран (162) охватывает основное кольцо (161) и содержит отверстия, совмещенные с отверстиями основного кольца (161). Благодаря этому защитному экрану 162 вокруг основного кольца появляются мертвые зоны, не доступные для отработавшего потока F2. Эти мертвые зоны термически изолируют основное кольцо 161, понижая по сравнению с известным решением температуру холодного потока F1 и повышая эффективность устройства охлаждения. 2 н. и 5 з.п. ф-лы, 4 ил.

RU 2691241 C1



ФИГ. 3

РУ 2691241 С1

РУ 2691241 С1

R U 2 6 9 1 2 4 1 C 1

RUSSIAN FEDERATION



(19) RU (11) 2 691 241⁽¹³⁾ C1

(51) Int. Cl.
F01D 11/24 (2006.01)
F02C 7/24 (2006.01)
F02C 7/18 (2006.01)

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(52) CPC
F01D 11/24 (2019.02); F02C 7/24 (2019.02); F02C 7/18 (2019.02)

(21)(22) Application: 2018113308, 12.09.2016

(24) Effective date for property rights:
12.09.2016

Registration date:
11.06.2019

Priority:

(30) Convention priority:
15.09.2015 FR 1558619

(45) Date of publication: 11.06.2019 Bull. № 17

(85) Commencement of national phase: 16.04.2018

(86) PCT application:
FR 2016/052292 (12.09.2016)

(87) PCT publication:
WO 2017/046499 (23.03.2017)

Mail address:
109012, Moskva, ul. Ilinka, 5/2, OOO "Soyuzpatent"

(72) Inventor(s):

PELLATON, Bertrand Guillaume Robin (FR),
JOUY, Baptiste Marie Aubin Pierre (FR),
MOUSSETTE, Adrien (FR),
VILLARD, Loic (FR)

(73) Proprietor(s):

SAFRAN AIRCRAFT ENGINES (FR)

(54) GAS TURBINE ENGINE HOUSING COOLING DEVICE

(57) Abstract:

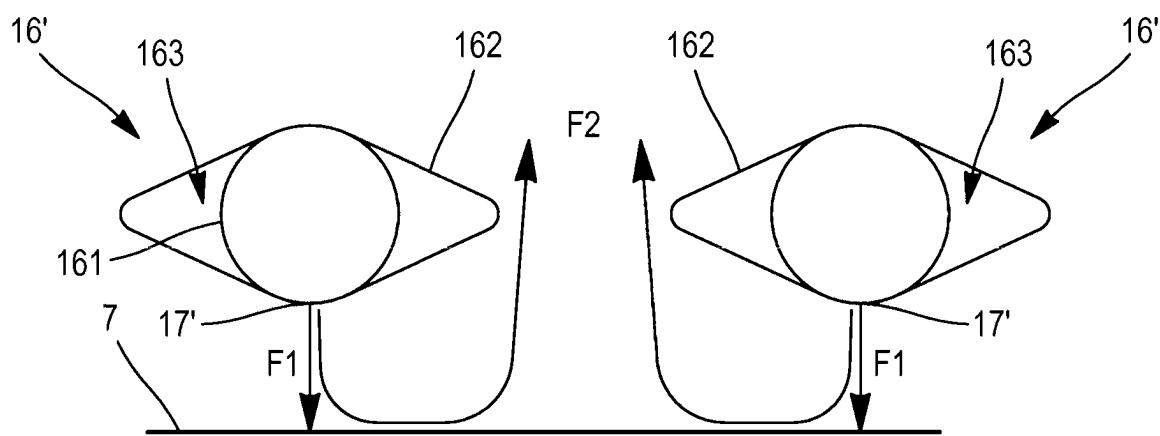
FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: invention relates to a gas turbine engine turbine housing cooling device comprising a plurality of manifolds (16') configured to force air into the turbine housing. At that, the headers are located next to each other, and each header contains main ring (161), in which air circulates, wherein main ring (161) comprises holes (17') configured to force air flow towards turbine housing. At that every header comprises protective screen (162) to isolate main ring (161) from air flow rising from turbine housing to manifolds after

it is pumped to turbine housing. Said protective screen (162) covers main ring (161) and has holes aligned with those of main ring (161). Owing to this protective screen (162) around the main ring there are dead zones not available for the spent flow F2.

EFFECT: these dead zones thermally isolate main ring (161), lowering the cold flow temperature F1 compared to the known solution and improving efficiency of the cooling device.

7 cl, 4 dwg



ФИГ. 3

РУ 2691241 С1

R U 2 6 9 1 2 4 1 C 1

Область техники, к которой относится изобретение

Изобретение относится к устройству охлаждения корпуса турбины газотурбинного двигателя, а также к газотурбинному двигателю, содержащему такое устройство.

Уровень техники

Как показано на фиг. 1 и как известно, газотурбинный двигатель летательного аппарата содержит ротор 1, вращающийся вокруг оси двигателя и окруженный статором 2.

Ротор 1 и статор 2 образуют между собой проточный тракт 12 для прохождения потока газов, который последовательно проходит через компрессор 3 низкого давления, компрессор 4 высокого давления, камеру 13 сгорания, турбину 5 высокого давления и турбину 6 низкого давления.

Турбина 6 низкого давления содержит ряды сопловых аппаратов 8 (неподвижных лопаток), закрепленных на корпусе 7 турбины, чередующиеся с рядами подвижных лопаток 9, закрепленных на роторе 1, в осевом направлении двигателя. Корпус 7 турбины, который ограничивает проточный тракт 12 прохождения потока горячих газов, оснащен кольцами 10 истираемого материала, расположенными напротив полки подвижных лопаток 9.

Чтобы предохранять корпус 7 турбины от чрезмерного перегрева и обеспечивать нормальную эффективную работу турбины, газотурбинный двигатель содержит устройство 15 охлаждения, содержащее несколько перфорированных коллекторов 16, расположенных вокруг наружной поверхности корпуса 7 турбины. В эти коллекторы 16 подается воздух под давлением, соответствующим смеси «холодного» воздушного потока, отбираемого из периферического проточного тракта 30 второго контура на выходе компрессоров при помощи точки 14 отбора, которая представляет собой воздухозаборник, находящийся в проточном тракте 30 второго контура, и «горячего» воздушного потока, отбираемого в проточном тракте 12 потока горячих газов на уровне компрессора 4 высокого давления.

Холодный воздушный поток, отбираемый из проточного тракта 30 второго контура, поступает в коллекторы через первый трубопровод 17, а горячий воздушный поток, отбираемый из проточного тракта 12 горячих газов, поступает в коллекторы через второй трубопровод 19. Вентиль 18 позволяет управлять открыванием двух трубопроводов, чтобы контролировать температуру смеси двух потоков, поступающих из двух трубопроводов. Воздух под давлением нагнетается через отверстия коллекторов на наружную поверхность корпуса турбины и, следовательно, охлаждает этот корпус.

Как правило, коллектор 16 выполнен в виде перфорированного кольца напротив корпуса 7 турбины, чтобы нагнетать воздух на корпус 7 турбины.

Устройство 15 охлаждения расположено вокруг турбины 6 низкого давления.

Кроме охлаждения корпуса статора, устройство охлаждения позволяет регулировать зазоры между подвижными лопатками 9 и истираемым материалом 10. Действительно, перепады температуры корпуса вызывают изменения зазора между подвижными лопатками и кольцами истираемого материала 10 по причине теплового расширения корпуса статора.

Однако зазоры между вершинами подвижных лопаток и кольцами истираемого материала 10 являются определяющими для рабочих характеристик газотурбинного двигателя.

Действительно, чем меньше зазоры, тем меньше поток, огибающий подвижные лопатки и сопловые аппараты 8, и тем выше КПД турбины низкого давления.

Следовательно, охлаждение корпуса 7 турбины оказывает большое влияние на

характеристики турбины низкого давления и, соответственно, на газотурбинный двигатель.

Известны также документы US5100291, WO2013186757 и US4826397, в которых описаны устройства охлаждения. Однако решения, предложенные в этих документах, не позволяют в достаточной степени улучшить рабочие характеристики.

Раскрытие сущности изобретения

Задачей изобретения является совершенствование известных устройств охлаждения с целью улучшения рабочих характеристик турбины низкого давления и, следовательно, газотурбинного двигателя.

В связи с этим изобретением предложено устройство охлаждения корпуса турбины газотурбинного двигателя, содержащее множество коллекторов, выполненных с возможностью нагнетания воздуха на корпус турбины, при этом коллекторы расположены рядом друг с другом, при этом каждый коллектор содержит основное кольцо, в котором циркулирует воздух, при этом основное кольцо содержит отверстия, выполненные с возможностью нагнетания воздушного потока в направлении корпуса турбины, при этом коллектор содержит защитный экран, выполненный с возможностью изоляции основного кольца от воздушного потока, поднимающегося от корпуса турбины к коллекторам после его нагнетания на корпус турбины.

Предпочтительно изобретение дополнено следующими отличительными признаками, рассматриваемыми отдельно или в любой технически возможной комбинации.

Защитный экран охватывает основное кольцо и содержит отверстия, совмещенные с отверстиями основного кольца.

Защитный экран проходит тангенциальную от отверстий коллектора, при этом защитный экран входит в тесный контакт с основным кольцом на уровне отверстий.

Защитный экран проходит тангенциальную от коллектора, начиная от зоны тесного контакта между коллектором и защитным экраном, диаметрально противоположной отверстиям.

Сечение защитного экрана имеет форму эллипса.

Эллипс имеет большую ось, в два раза превышающую диаметр сечения коллектора.

Полость, образованная между защитным экраном и коллектором, заполнена воздухом или аргоном.

Объектом изобретения является также газотурбинный двигатель, содержащий турбину и устройство охлаждения корпуса турбины в соответствии с изобретением.

Краткое описание чертежей

Другие отличительные признаки, задачи и преимущества изобретения будут более очевидны из нижеследующего описания, представленного в качестве иллюстративного и неограничивающего примера со ссылками на прилагаемые чертежи.

На фиг. 1 (уже описана) схематично показан известный газотурбинный двигатель; на фиг. 2 представлено расположение коллекторов в известном устройстве

охлаждения;

на фиг. 3 представлено расположение коллекторов в заявлении устройстве охлаждения согласно варианту осуществления изобретения;

на фиг. 4 показан коллектор устройства охлаждения согласно варианту осуществления изобретения.

Осуществление изобретения

На фиг. 1 показано устройство охлаждения известного типа, содержащее коллекторы 16, которые обычно выполнены в виде перфорированного кольца напротив корпуса 7 турбины для нагнетания воздуха на корпус 7 турбины.

Заявитель заметил, что, как показано на фиг. 2, воздушный поток, нагнетаемый в направлении корпуса 7 турбины, при контакте с ним нагревается.

По этой причине отработавший горячий воздушный поток F2 поднимается от корпуса 7 турбины к коллекторам и может нагревать их, а, следовательно, выходящий из них 5 холодный воздушный поток F1.

Таким образом, учитывая, что несколько коллекторов расположены рядом друг с другом, горячий воздух, появляющийся после охлаждения корпуса турбины холодным воздухом, нагревает соседний коллектор или соседние коллекторы, что ограничивает эффективность охлаждения корпуса.

10 Чтобы преодолеть эту проблему, заявитель изменил коллекторы, показанные на фиг. 2 и на фиг. 1 (расположенные в том же месте в газотурбинном двигателе, показанном на фиг. 1), как показано на фиг. 3, и предложил устройство охлаждения, содержащее множество коллекторов 16', каждый из которых содержит основное кольцо 161, в котором циркулирует воздушный поток, и защитный экран 162, выполненный с 15 возможностью изолировать основное кольцо от воздушного потока, поднимающегося от корпуса 7 турбины к коллекторам 16' после его нагнетания на корпус 7 турбины.

Основное кольцо 161 содержит отверстия 17', выполненные с возможностью нагнетания воздушного потока в направлении корпуса 7 турбины.

Как показано на фиг. 3, воздушный поток F2, проходящий от корпуса 7 турбины 20 после обдувания корпуса турбины, поднимается к коллекторам. Но по сравнению с таким же воздушным потоком в конфигурации известного решения (см. фиг. 2) он более удален от основного кольца.

Благодаря этому защитному экрану 162, вокруг основного кольца появляются 25 мертвые зоны, не доступные для отработавшего потока F2. Эти мертвые зоны термически изолируют основное кольцо 161, понижая по сравнению с известным решением температуру холодного потока F1 и повышая эффективность устройства охлаждения.

Защитный экран может полностью охватывать основное кольцо и содержит 30 отверстия, совмещенные с отверстиями основного кольца.

Предпочтительно защитный экран 162 проходит тангенциальную отверстий коллектора, при этом защитный экран входит в тесный контакт с основным кольцом на уровне отверстий. Такой контакт позволяет ограничить потерю напора во время 35 нагнетания воздуха из основного кольца в направлении корпуса 7 турбины.

Точно так же, предпочтительно защитный экран проходит тангенциальную от 35 коллектора, начиная от зоны тесного контакта между коллектором и защитным экраном, диаметрально противоположной отверстиям. Такой контакт позволяет ограничить наружный габарит и позволяет использовать, в частности, холодный воздух, который циркулирует в проточном тракте второго контура сверху, и радиационный теплообмен с гондолой, которая является холодной.

Чтобы ограничить радиальный габарит защитных экранов, защитный экран имеет 40 форму эллипса. Можно также предусмотреть прямоугольную форму или овальную форму.

В случае формы в виде эллипса, как показано на фиг. 4, эллипс имеет большую ось, в два раза превышающую диаметр D сечения коллектора.

45 Защитный экран 162 может быть выполнен из того же материала, что и коллектор, например, из сплава на основе хрома и никеля.

Защитный экран может быть полым, при этом полость 163, образованная между защитным экраном и коллектором, можно заполнить воздухом или аргоном. Более

предпочтительным является воздух, который является лучшим изолятором и стоит дешевле.

(57) Формула изобретения

- 5 1. Корпус турбины газотурбинного двигателя, имеющий устройство охлаждения, содержащее множество коллекторов (16'), выполненных с возможностью нагнетания воздуха на корпус турбины, при этом коллекторы расположены рядом друг с другом, и каждый коллектор содержит основное кольцо (161) с циркулирующим в нем воздухом, причем основное кольцо (161) содержит отверстия (17'), выполненные с возможностью нагнетания воздушного потока в направлении корпуса турбины, при этом каждый коллектор содержит защитный экран (162), выполненный с возможностью изолировать основное кольцо (161) от воздушного потока, поднимающегося от корпуса турбины к коллекторам после его нагнетания на корпус турбины, причем указанный защитный экран (162) охватывает основное кольцо (161) и содержит отверстия, совмещенные с отверстиями основного кольца (161).
- 10 2. Корпус по п. 1, в котором защитный экран (162) проходит тангенциально от отверстий трубы, при этом защитный экран (162) входит в тесный контакт с основным кольцом (161) на уровне отверстий.
- 15 3. Корпус по одному из пп. 1 или 2, в котором защитный экран (162) проходит тангенциально от коллектора, начиная от зоны тесного контакта между коллектором и защитным экраном, диаметрально противоположной отверстиям.
- 20 4. Корпус по одному из пп. 1–3, в котором сечение защитного экрана (162) имеет форму эллипса.
- 25 5. Корпус по п. 4, в котором эллипс имеет большую ось, в два раза превышающую диаметр сечения коллектора (16').
6. Корпус по одному из пп. 1–5, в котором полость (163), образованная между защитным экраном (162) и коллектором (16'), заполнена воздухом или аргоном.
7. Газотурбинный двигатель, содержащий турбину, которая содержит корпус турбины по одному из пп. 1–6.

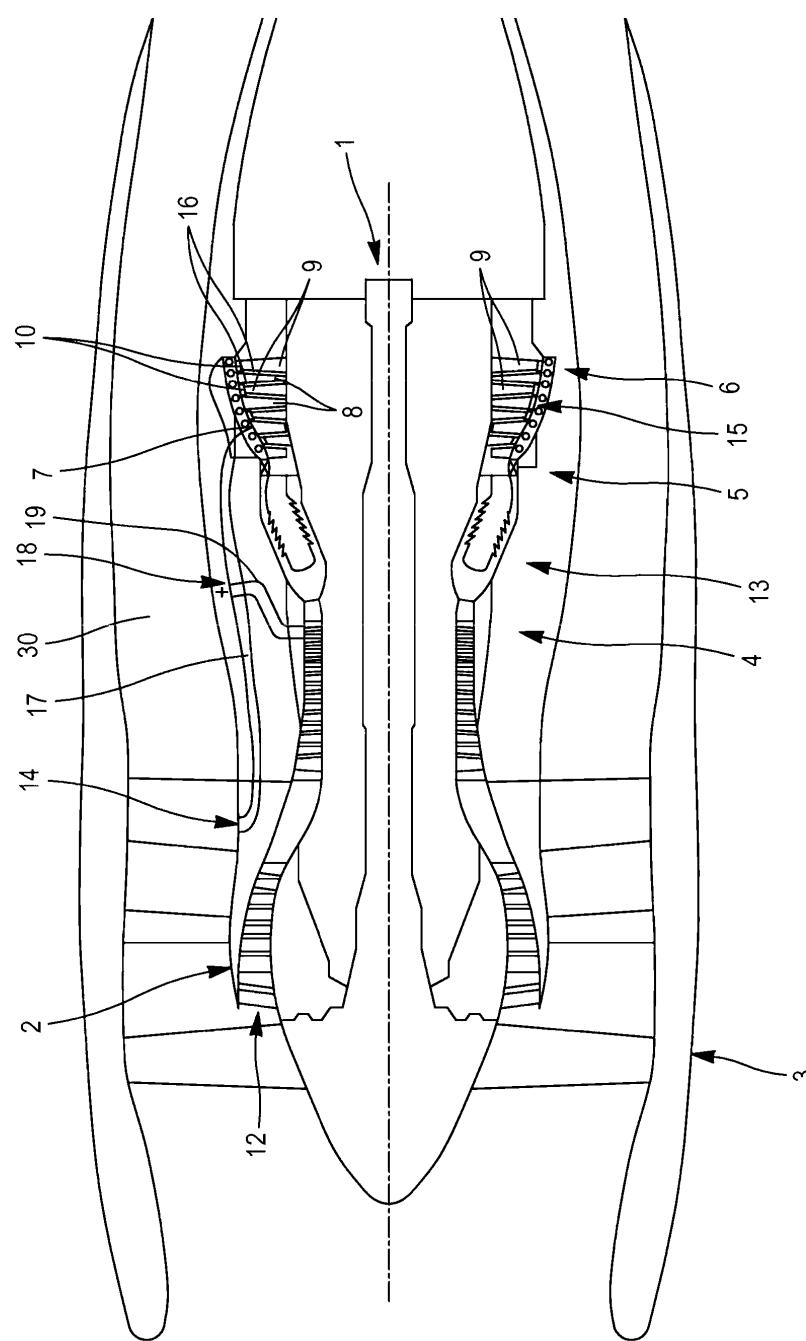
30

35

40

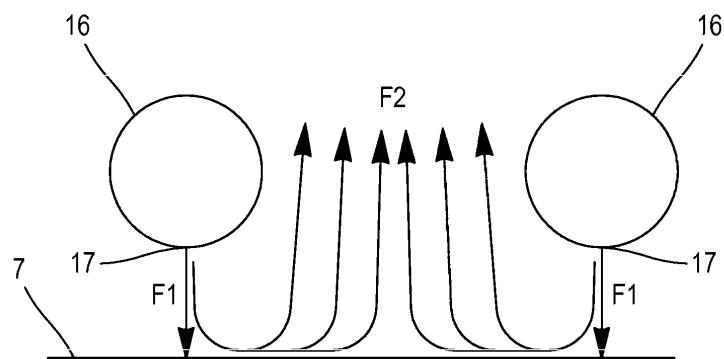
45

1 / 3

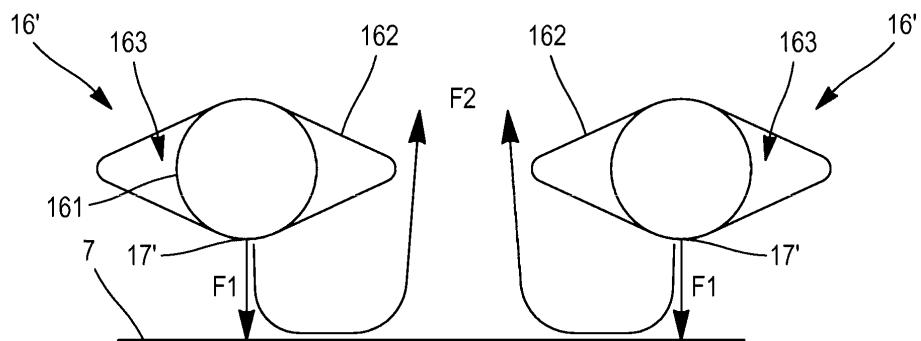


ФИГ. 1

2 / 3

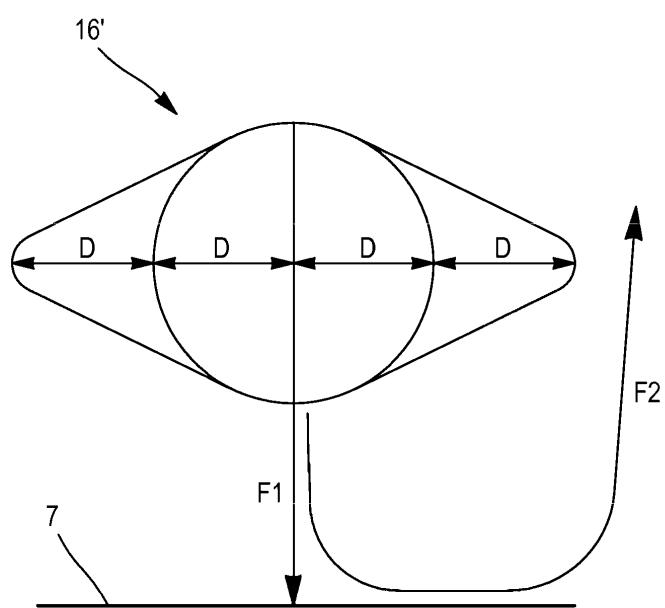


ФИГ. 2



ФИГ. 3

3 / 3



ФИГ. 4