РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(19) **RU** (11) **2 532 479** (13) **C2**

(51) МПК
F01D 5/08 (2006.01)
F02C 7/12 (2006.01)

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2011154549/06, 08.06.2010**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
08.06.2010

Приоритет(ы):
(30) Конвенционный приоритет:
10.06.2009 FR 0953829

(43) Дата публикации заявки: **20.07.2013** Бюл. № **20**

(45) Опубликовано: **10.11.2014** Бюл. № **31**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **EP 0188910 A1, 30.07.1986. EP 1260673 A2, 27.11.2002. EP 1445421 A1, 11.08.2004. EP 2055895 A2, 06.06.2009. RU 2263219 C1, 27.10.2005. RU 2064060 C1, 20.07.1996**

(85) Дата начала рассмотрения заявки PCT на национальной фазе: **10.01.2012**

(86) Заявка PCT:
EP 2010/058014 (08.06.2010)

(87) Публикация заявки PCT:
WO 2010/142682 (16.12.2010)

Адрес для переписки:
129090, Москва, ул. Б. Спасская, 25, строение 3, ООО "Юридическая фирма Городисский и Партнеры", А.В. Миц

(72) Автор(ы):
ГАРЭН Фабрис Марсель Ноэль (FR),
ЖЮДЕ Морис Ги (FR),
ПАСКИ Патрик Клод (FR),
ШВЕБЛЕН Вильфрид Лионель (FR)

(73) Патентообладатель(и):
СНЕКМА (FR)

RU 2532479 C2

RU 2532479 C2

(54) ТУРБОРЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, СОДЕРЖАЩИЙ УЛУЧШЕННЫЕ СРЕДСТВА РЕГУЛИРОВАНИЯ РАСХОДА ПОТОКА ВОЗДУХА ОХЛАЖДЕНИЯ, ОТБИРАЕМОГО С ВЫХОДА КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

(57) Реферат:

Турбореактивный двигатель содержит впускной канал потока воздуха охлаждения диска турбины высокого давления, открывающийся в полость. Полость является по существу изолированной с входной стороны от полости, в которой циркулирует поток воздуха, отбираемый с выхода компрессора высокого давления, первым лабиринтным уплотнением и с выходной стороны от полости, сообщающейся с первичным каналом турбореактивного двигателя, вторым лабиринтным уплотнением. Турбореактивный двигатель содержит каналы, сообщающиеся с впускным каналом и открывающиеся через неподвижную часть первого лабиринтного уплотнения между двумя ребрами этого уплотнения для обеспечения пропускания между этими ребрами потока воздуха, поступающего из впускного канала. Изобретение направлено на повышение экономичности охлаждения, уменьшение номинальной величины расхода воздушного потока охлаждения входного колеса компрессора высокого давления в

турбореактивном двигателе. 5 з.п. ф-лы, 4 ил.

RU 2532479 C2

RU 2532479 C2

RUSSIAN FEDERATION

(19) **RU** (11) **2 532 479** (13) **C2**

(51) Int. Cl.
F01D 5/08 (2006.01)
F02C 7/12 (2006.01)

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2011154549/06, 08.06.2010**

(24) Effective date for property rights:
08.06.2010

Priority:
(30) Convention priority:
10.06.2009 FR 0953829

(43) Application published: **20.07.2013** Bull. № **20**

(45) Date of publication: **10.11.2014** Bull. № **31**

(85) Commencement of national phase: **10.01.2012**

(86) PCT application:
EP 2010/058014 (08.06.2010)

(87) PCT publication:
WO 2010/142682 (16.12.2010)

Mail address:
129090, Moskva, ul. B. Spasskaja, 25, stroenie 3, OOO "Juridicheskaja firma Gorodisskij i Partnery", A.V. Mits

(72) Inventor(s):
GAREhN Fabris Marsel' Noehl' (FR),
ZhJuDE Moris Gi (FR),
PASKI Patrik Klod (FR),
ShVEBLEN Vil'frid Lionel' (FR)

(73) Proprietor(s):
SNEKMA (FR)

RU 2532479 C2

(54) TURBOJET ENGINE COMPRISING IMPROVED FACILITIES OF REGULATION OF FLOW RATE OF COOLING AIR FLOW TAKEN AT OUTLET OF HIGH PRESSURE COMPRESSOR

(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: turbojet engine comprises an inlet channel of a cooling air flow of a disc of a high pressure turbine opening into a cavity. The cavity is substantially isolated at the inlet side from the cavity, in which air flow circulates, being taken from the outlet of the high pressure compressor, the first labyrinth seal and at the outlet side of the cavity communicating with the primary channel of the turbojet engine, the second labyrinth seal. The turbojet engine comprises channels communicating with the inlet channel and opening via a fixed part of the first labyrinth seal between two ribs of this seal for provision of passage of air flow arriving from the inlet channel between these ribs.

EFFECT: invention is aimed at increased cost-effectiveness of cooling, reduced rated value of air flow rate of cooling of an inlet wheel of a high pressure compressor in a turbojet engine.

6 cl, 4 dwg

RU 2532479 C2

ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ

Настоящее изобретение относится к области двухкаскадных турбореактивных двигателей и касается, в частности, вентиляции и охлаждения деталей компрессора высокого давления и турбины высокого давления этих турбореактивных двигателей.

В особенности изобретение касается регулирования расхода воздушного потока охлаждения, отбираемого с выхода компрессора высокого давления в турбореактивных двигателях.

УРОВЕНЬ ТЕХНИКИ

Двухкаскадные турбореактивные двигатели содержат турбину высокого давления, расположенную на выходе камеры сгорания для извлечения энергии первичного потока газов, выбрасываемых камерой сгорания и приводящих во вращение компрессор высокого давления, расположенный на входе камеры сгорания и питающий эту камеру воздухом высокого давления. Такие турбореактивные двигатели содержат также турбину низкого давления, размещенную на выходе турбины высокого давления для извлечения избытка энергии первичного газового потока и привода во вращение компрессора низкого давления, размещенного на входе компрессора высокого давления.

Компрессор высокого давления этих турбореактивных двигателей может включать в себя выходную центробежную ступень, содержащую колесо.

Их турбина высокого давления содержит обычно распределитель, образованный множеством неподвижных лопаток, расположенных на выходе камеры сгорания, и лопаточный диск, установленный на выходе распределителя и приводимый во вращение газовым потоком, выходящим из камеры сгорания.

Лопаточный диск турбины высокого давления и колесо компрессора высокого давления связаны между собой и являются частью ротора высокого давления турбореактивного двигателя, так что диск турбины может известным образом приводить во вращение колесо компрессора.

Выходная сторона колеса компрессора высокого давления является обычно охлаждаемой потоком воздуха, отбираемого с выхода этого компрессора и расход которого регулируется зазором между вращающейся частью и неподвижной частью лабиринтного уплотнения, которое отделяет первую кольцевую полость, ограниченную, в частности, выходной стороной колеса, от второй кольцевой полости, в которой циркулирует воздушный поток охлаждения лопаток диска турбины высокого давления, а также воздушный поток, предназначенный для питания полости продувки для ограничения рисков утечки на уровне первичного потока между распределителем и лопаточным диском турбины высокого давления.

Во всяком случае, в некоторых из этих турбореактивных двигателей расход воздушного потока охлаждения колеса может быть более высоким, чем поток, необходимый для обеспечения этого охлаждения.

Это может явиться следствием весьма большого зазора между вращающейся частью и неподвижной частью упомянутого лабиринтного уплотнения, который может, в частности, возникать в процессе изменения режима работы турбореактивного двигателя.

Часть потока, выдаваемого компрессором высокого давления, таким образом, бесполезно отбирается из первичного потока, что значительно уменьшает производительность этих турбореактивных двигателей.

Кроме того, воздушный поток охлаждения колеса является более горячим, когда он поступает во вторую кольцевую полость, чем поток воздуха, охлаждающий лопатки диска турбины высокого давления. Смешивание двух упомянутых потоков вызывает, таким образом, нежелательное повышение температуры воздуха охлаждения лопаток

и это при том, что расход охлаждающего воздушного потока колеса является повышенным.

СУЩНОСТЬ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Целью изобретения является, в частности, простое экономичное и эффективное решение этих проблем.

Оно в особенности имеет целью уменьшение номинальной величины расхода воздушного потока охлаждения выходного фланца колеса компрессора высокого давления в турбореактивном двигателе.

Изобретение для этого предлагает двухкаскадный турбореактивный двигатель, содержащий

- ротор высокого давления, содержащий колесо компрессора высокого давления турбореактивного двигателя и лопаточный диск турбины высокого давления турбореактивного двигателя,

- камеру сгорания, аксиально размещенную между компрессором высокого давления и турбиной высокого давления,

- две кольцевые стенки, образующие между собой кольцевой канал для подачи воздуха, который соединен с кольцевым пространством, охватывающим камеру сгорания, и который предназначен для ускорения воздушного потока охлаждения лопаток лопаточного диска турбины высокого давления, выходящего из пространства, охватывающего камеру сгорания,

- первое лабиринтное уплотнение, содержащее неподвижную часть, жестко связанную с первой из упомянутых стенок, образующих подающий канал, и вращающуюся часть, которую несет диск ротора высокого давления и которая содержит по меньшей мере два кольцевых ребра, выступающих в сторону упомянутой неподвижной части,

- второе лабиринтное уплотнение, содержащее неподвижную часть, жестко связанную со второй из упомянутых стенок, образующих подающий канал, и вращающуюся часть, жестко связанную с вращающейся частью первого лабиринтного уплотнения,

- кольцевой фланец, размещенный напротив входного фланца лопаточного диска турбины высокого давления и образующий с упомянутым входным фланцем входную часть системы охлаждения лопаток этого лопаточного диска,

- первую кольцевую полость, ограниченную выходным фланцем колеса, внутренним кожухом камеры сгорания, упомянутой первой стенкой, образующей подающий канал, первым лабиринтным уплотнением и кольцевой стенкой, аксиально размещенной таким образом, чтобы связать колесо с упомянутым диском, несущим вращающуюся часть первого лабиринтного уплотнения,

- вторую кольцевую полость, в которую открывается подающий канал и которая ограничена первым лабиринтным уплотнением, вторым лабиринтным уплотнением и кольцевой стенкой, связывающей вращающиеся части этих лабиринтных уплотнений, и в которой выполнены отверстия для сообщения упомянутой второй полости с упомянутой системой охлаждения лопаток лопаточного диска турбины высокого давления,

- третью кольцевую полость, которая сообщается с каналом истечения первичного потока из турбореактивного двигателя и которая ограничена по меньшей мере вторым лабиринтным уплотнением и кольцевым фланцем,

упомянутый турбореактивный двигатель отличается тем, что содержит множество каналов, выполненных в упомянутой неподвижной части первого лабиринтного уплотнения и открывающихся в кольцевую полость, ограниченную двумя ребрами вращающейся части первого лабиринтного уплотнения для нагнетания в него воздуха

из подающего канала.

Подача воздуха между вращающейся частью и неподвижной частью первого лабиринтного уплотнения в кольцевую полость, ограниченную двумя упомянутыми ребрами, позволяет уменьшить и даже, при необходимости, исключить расход воздуха, который может циркулировать между первой и второй кольцевыми полостями и проходить между вращающейся частью и неподвижной частью первого уплотнения.

В особом случае, когда поток воздуха охлаждения выходного фланца колеса компрессора высокого давления отбирается, например, с выхода этого компрессора, циркулирует в первой полости в обычном направлении, ориентированном с входа на выход, и выходит из этой полости через первое лабиринтное уплотнение, изобретение позволяет также уменьшить расход этого потока воздуха, охлаждающего колесо, и уменьшить, таким образом, количество воздуха, отбираемого с выхода компрессора высокого давления.

Это позволяет, в частности, улучшить производительность турбореактивных двигателей и снизить температуру воздушного потока, циркулирующего в охлаждающей системе лопаток и являющегося во второй полости смесью потока воздуха, охлаждающего лопатки, который является относительно холодным и выходит из подающего канала, и потока воздуха, охлаждающего колесо, который является относительно горячим и который выходит из первой полости.

Известным образом кольцевой подающий канал предпочтительно содержит наклонные лопасти для того, чтобы уменьшить относительную касательную скорость потока воздуха, охлаждающего лопатки, по отношению к ротору высокого давления.

Каждый из упомянутых каналов предпочтительно соединен с внутренней частью подающего канала, которая размещена по отношению к потоку воздуха, охлаждающего лопатки, на входе соответствующих выходных краев упомянутых лопаток.

Таким образом, давление воздуха, поступающего в каналы, выше, чем давление воздуха из подающего канала.

Давление воздуха на выходе из каналов может быть по существу равным или в известных случаях превышающим давление возможного потока охлаждения упомянутого колеса вблизи входного края первого лабиринтного уплотнения. Обычно это давление действительно превышает давление воздуха охлаждения лопаток на выходе из подающего канала.

Обычно давление воздуха на выходе каналов зависит в основном от положения соединения между этими каналами и подающим каналом более или менее относительно потока воздуха охлаждения лопаток в этом подающем канале.

Известным образом каждая из кольцевых коаксиальных стенок, ограничивающих кольцевой подающий канал, содержит относительно потока упомянутого потока воздуха охлаждения лопаток одну по существу в форме усеченного конуса выходную часть и одну по существу радиальную выходную часть.

Это позволяет, в частности, уменьшить габаритные осевые размеры турбореактивного двигателя.

В варианте осуществления изобретения машина содержит, кроме того, средства сообщения первой кольцевой полости с четвертой кольцевой полостью турбореактивного двигателя, в которой размещена ступица лопаточного диска турбины высокого давления.

Это позволяет обеспечить циркуляцию воздуха между первой и четвертой кольцевыми полостями и, таким образом, еще более уменьшить и даже вовсе исключить циркуляцию воздуха между первой и второй полостями через первое лабиринтное уплотнение.

В четвертой кольцевой полости воздух, выходящий из первой полости, может циркулировать к выходу, обеспечивая вентиляцию ступицы диска турбины высокого давления, которая размещена в этой четвертой полости.

Этот воздух смешивается, таким образом, в известных случаях с потоком воздуха, отбираемым из первой входной ступени компрессора высокого давления и предназначенным для вентиляции ступицы этого диска.

В случае, когда поток воздуха, циркулирующий из первой в четвертую полость, поступает из потока охлаждения колеса компрессора высокого давления, как это описано выше, этот поток воздуха создает преимущество, так как его температура изменяется быстрее в процессе изменения режима работы турбореактивного двигателя, чем температура вероятного потока воздуха, отбираемого на входе компрессора высокого давления. В частности, по этой причине вентиляция ступицы упомянутого диска потоком воздуха, который поступает из второй кольцевой полости и который в известных случаях смешивается с потоком воздуха, отбираемым на входе компрессора, позволяет уменьшить уровень дифференциальных расширений между ротором и статором турбины высокого давления.

Упомянутые средства обеспечения сообщения предпочтительно содержат каналы, образованные между входной стороной диска ротора высокого давления, который несет вращающуюся часть первого лабиринтного уплотнения, и выходной стороной кольцевого фланца, выполненного на выходном крае упомянутой стенки, связывающем колесо компрессора высокого давления с упомянутым диском.

Эти каналы могут быть, например, образованы в виде канавок, выполненных в выходной поверхности упомянутого фланца или на входной поверхности упомянутого диска.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ

В дальнейшем изобретение поясняется нижеследующим описанием, не являющимся ограничительным, со ссылками на сопровождающие чертежи, на которых:

фиг.1 изображает частичный вид в осевом разрезе турбореактивного двигателя в соответствии с первым вариантом воплощения изобретения;

фиг.2 изображает вид в более крупном масштабе части турбореактивного двигателя по фиг.1;

фиг.3 изображает частичный вид в перспективе части турбореактивного двигателя по фиг.1 по осевой плоскости разреза;

фиг.4 изображает вид, подобный фиг.2, по второму варианту воплощения изобретения.

ПОДРОБНОЕ ОПИСАНИЕ ВАРИАНТОВ ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНОГО ВОПЛОЩЕНИЯ

Фиг.1-3 изображают часть турбореактивного двигателя 10, в том числе такого, как авиационный турбореактивный или турбовинтовой двигатель в соответствии с первым вариантом воплощения изобретения.

Как изображено на фиг.1, турбореактивный двигатель 10 содержит с входа на выход в направлении потока газов внутри турбореактивного двигателя компрессор высокого давления 12 кольцевую камеру сгорания 14 и турбину высокого давления 16, которые частично видны на фиг.1.

Компрессор высокого давления с выходной стороны содержит центробежное колесо 18, предназначенное для питания газом под давлением камеры сгорания 14. Этот компрессор может содержать, кроме того, другие вращающиеся элементы, такие как лопаточные диски (не изображенные на фиг.1), размещенные на входе колеса 18.

Турбина высокого давления содержит ступень распределителя 20 на входе и роторную ступень 22 на выходе. Последняя содержит диск 24, установленный с возможностью вращения и несущий лопатки 26, которые размещаются в канале 27 потока горючих газов, выбрасываемых камерой сгорания 14, который часто называют первичным каналом. Лопатки 26 предназначены для выделения механической энергии из потока упомянутых газов для привода во вращение колеса 18 и, при необходимости, других вращающихся элементов компрессора высокого давления 12. Для этого колесо 18 этого компрессора и лопаточный диск 24 турбины соединены между собой кольцевыми звеньями 28 и 30, которые соответственно аксиально выступают из колеса 18 и из диска 24 так, чтобы образовать систему вращения, часто называемую ротором высокого давления турбореактивного двигателя 10.

Камера сгорания 14 ограничена внутренней, по существу кольцевой стенкой 32, наружной, по существу кольцевой стенкой (не видно на фиг.1) и дном 34 камеры (частично показанным на этом чертеже).

Внутренний кожух камеры сгорания 14, образованный искривленным кольцевым звеном 36, которое, например, соединено с кольцевой системой диффузор - выпрямитель (не изображена на фиг.1), установленный на выходе компрессора высокого давления 12, вытянут радиально внутрь относительно внутренней стенки 32 камеры сгорания 14 и образует с последней кольцевое пространство 38, окружающее эту камеру. Это кольцевое пространство 38 предназначено для циркуляции потока воздуха 40, выходящего из компрессора высокого давления 12 и предназначенного, с одной стороны, для питания внутренней части камеры сгорания, проходя через отверстия 42, выполненные во внутренней стенке 32 последней, и, с другой стороны, для питания системы охлаждения роторной ступени 22 турбины высокого давления 16, как это будет ясно показано ниже.

Искривленное звено 36 обеспечивает разделение между упомянутым охватывающим пространством 38 и первой кольцевой полостью 44, ограниченной выходным фланцем 46 и звеном 28 колеса 18. Эта первая полость 44 предназначена для приема при работе воздушного потока 48 охлаждения выходного фланца 46 этого колеса 18, отбираемого с выхода компрессора высокого давления 12.

Внутренняя стенка 32 камеры сгорания 14 связана с искривленным звеном 36 посредством звена 50 в форме усеченного конуса. Для этого искривленное звено 36 содержит на своем выходном конце кольцевой фланец 52, который закреплен с помощью средств 54 типа винт-гайка или аналогичного с кольцевым фланцем 56, образованным на входном конце звена 50 в форме усеченного конуса, а также со средствами 58 подачи потока воздуха 59 в упомянутую систему охлаждения роторной ступени 22 турбины высокого давления 16, причем упомянутые средства 58 сообщаются с пространством 38, окружающим камеру сгорания.

Средства 58 подачи содержат две коаксиальные кольцевые стенки, соответственно внутреннюю 60 и наружную 62, ограничивающие кольцевой подающий канал 64. Каждая из этих стенок 60 и 62 содержит входную часть в форме усеченного конуса, сечение которой уменьшается от входа к выходу, и выходную часть, которая размещается радиально. Подающий канал 64 имеет также входную часть в форме усеченного конуса и выходную часть, расположенную по существу радиально, которые разделены изгибом.

В своей выходной части подающий канал 64 содержит лопасти 65 (фиг.3), которые проходят в аксиальном направлении от внутренней стенки 60 до внешней стенки 62, ограничивающих подающий канал 64, и наклонены по касательной радиально снаружи внутрь в направлении вращения ротора высокого давления. Эти лопасти 65

предназначены для уменьшения при работе относительной скорости воздушного потока, выходящего из канала 64 относительно элементов ротора, как это будет ниже ясно показано.

В варианте воплощения, показанном на фиг.1-3, стенки 60 и 62 сходятся на уровне их входных краев для формирования радиального фланца 66, который закреплен на фланце 52 искривленного звена 36 и на фланце 56 звена 50 в форме усеченного конуса с помощью фиксирующих средств 54.

Входная часть подающего канала 64 сообщается с пространством 38, охватывающим камеры сгорания 14, например, с помощью отверстий 67, образованных в перегородке 50 в форме усеченного конуса, и радиальных проходов 68, выполненных во фланцах 66 (фиг.1) по окружности между средствами крепления 54.

Фланец 66 средств 58 подачи продолжается радиально наружу и к выходу стенкой 70 в форме усеченного корпуса, содержащей на выходном конце фланец 72 для крепления на внутренней кольцевой структуре 74 ступени 20 распределителя.

Выходная часть подающего канала 64 открывается во вторую кольцевую полость 76, которая на выходе ограничена первым лабиринтным уплотнением 78, а на выходе - вторым лабиринтным уплотнением 80, а радиально внутрь - кольцевой стенкой 82, связывающей соответствующие вращающиеся части 84 и 86 лабиринтных уплотнений 78 и 80.

Известным образом, вращающаяся часть 84 первого лабиринтного уплотнения 78 содержит расположенные по окружности ребра 88 (фиг.2), часто называемые «язычками», например в количестве четырех, которые радиально выступают наружу из цилиндрической стенки 90 кольцевого сечения, которую несет диск 92 ротора высокого давления.

Этот диск 92 содержит среднюю часть 93, которая размещена между радиальным фланцем 94, образованным на выходном конце звена 28 колеса 18, и радиальным фланцем 96, образованным на входном конце звена 30 диска 24, эти фланцы 94 и 96 прикреплены к диску 92 с помощью средств 98 типа болт-гайка или т.п.

Окружная вершина каждого из ребер 88 направлена в сторону изнашиваемой цилиндрической детали 100 кольцевого поперечного сечения и осевого прямоугольного сечения, которая выполнена из истираемого материала, то есть устанавливается для трения вершин ребер 88 перед началом работы турбореактивного двигателя.

Изнашиваемая цилиндрическая деталь 100 закреплена на цилиндрической стенке 101, которая расположена на радиально внутреннем конце перегородки 60 подающих средств 58, с которыми эта изнашиваемая деталь 100 образует неподвижную часть первого лабиринтного уплотнения 78.

Аналогичным образом вращающаяся часть 86 второго лабиринтного уплотнения 80 содержит ребра или окружные язычки 102 (фиг.2), например в количестве трех, которые радиально выступают наружу из стенки 104 в форме усеченного конуса, связанной со стороны входа с вращающейся частью 84 первого лабиринтного уплотнения 78 посредством кольцевой стенки 82 и со стороны выхода с кольцевым фланцем 106 (фиг.1), который размещен по существу радиально напротив входного фланца диска 24 турбины высокого давления 16. Окружная вершина каждого из ребер 102 расположена напротив ступенчатой поверхности кольцевой изнашиваемой детали 108 (фиг.2), выполненной из истираемого материала. Эта изнашиваемая деталь 108 закреплена на радиально внутреннем крае внешней стенки 62 подающих средств 58.

В варианте воплощения, изображенном на фиг.1-3, диск 92 несет вращающуюся часть 84 первого лабиринтного уплотнения 78, кольцевую часть 82, связывающую

соответствующие вращающиеся части 84 и 86 лабиринтных уплотнений 78 и 80, вращающуюся часть 86 второго лабиринтного уплотнения и фланец 106, которые выполнены в виде единой детали.

Охлаждающая система диска 24 турбины высокого давления 16 содержит кольцевой канал 110, выполненный между входным фланцем диска 24 и фланцем 106.

Этот канал 110 соединен, с одной стороны, с упомянутой второй полостью 76 и, таким образом, с впускным каналом 64 посредством ряда кольцевых отверстий 112 (фиг.2 и 3), выполненных в стенке 82, которые связывают вращающиеся части 84 и 86 лабиринтных уплотнений 78 и 80. Канал 110 соединен, с другой стороны, с внутренними каналами (не видимыми на чертежах) охлаждения лопаток 26, которые несет диск 24, при этом канал 110 образует, таким образом, входную часть системы охлаждения этих лопаток 26.

Стенка 114 (фиг.1) вытянута напротив и в сторону входа фланца 106 и неподвижно связывает изнашиваемую деталь 108 второго лабиринтного уплотнения 80 с выходным фланцем 116 стенки 70 в форме усеченного конуса таким образом, что стенка 114 позволяет ограничить вместе с фланцем 106 и вторым лабиринтным уплотнением 80 третью полость 118, сообщающуюся с первичным каналом 27, иногда называемую полостью продувки. Эта третья полость 118 предназначена для прохода потока воздуха 120 с малым расходом до первичного канала 27 для ограничения риска того, чтобы часть газов, поступающих в первичный канал 27, входила в третью полость 118, проходя между ступенью 20 распределителя и роторной ступенью 22 турбины высокого давления 16.

Кроме того, кольцевые звенья 28 и 30 ограничивают снаружи четвертую кольцевую полость 122, предназначенную для циркуляции потока воздуха 124, который отбирается, например, на уровне входной ступени компрессора высокого давления 12 и который предназначен для вентиляции ступицы 126 диска 24 турбины высокого давления.

В соответствии с изобретением в изнашиваемой детали 100 первого лабиринтного уплотнения 78 и в кольцевой стенке 101, которая несет эту изнашиваемую деталь 100, выполнено множество сквозных радиальных каналов 128, распределенных по окружности оси 130 турбореактивного двигателя. Эти каналы 128 открываются своим радиально внутренним концом между двумя ребрами 88a и 88b первого лабиринтного уплотнения 78 и продолжаются на своем радиально внешнем конце соответствующими радиальными трубопроводами 132, которые соединяют кольцевую стенку 101 с внутренней стенкой 60 впускающих средств 58 и которые открываются в часть впускного канала 64 в форме усеченного конуса.

Как ясно будет видно ниже, каналы 128 предназначены для уменьшения расхода воздушного потока, циркулирующего между первой кольцевой полостью 44 и второй кольцевой полостью 76 через первое лабиринтное уплотнение 78.

При работе воздушный поток 40, выходящий из компрессора высокого давления 12 и поступающий в кольцевой проход 38, разделяется на часть, питающую отверстия 42 внутренней стенки камеры сгорания 14, и часть, которая образует воздушный поток 59, питающий впускной канал 64 и циркулирующий до второй полости 76, ускоряемый лопастями 65. Вследствие этого ускорения воздух во вторую полость 76 поступает под значительно меньшим статическим давлением. В варианте воплощения, представленном на фиг.1-3, статическое давление воздуха во второй полости 76 является, например, примерно равным половине статического давления P_0 на выходе компрессора высокого давления 12. Статическое давление потока воздуха 59 является, таким образом, почти разделенным на два между входом и выходом впускного канала 64.

Поток воздуха 48, отбираемый с выхода колеса 18 компрессора высокого давления 12, циркулирует радиально внутрь вдоль выходного фланца 46 этого колеса 18, охлаждая его.

Затем этот поток 48 циркулирует к выходу и проходит между вращающейся частью 84 и изнашиваемой деталью 100 первого лабиринтного уплотнения 78. Это первое уплотнение 78 регулирует, таким образом, расход потока 48. В варианте воплощения, представленном на фиг.1-3, поток воздуха 48 поступает с входной стороны на уровень входа первого лабиринтного уплотнения 78 под статическим давлением, примерно равным 0,6 P_0, вследствие потерь нагрузки, возникающих в первой полости 44.

Малая часть 134 потока воздуха 59, циркулирующего во впускном канале 64, проникает в радиальный канал 128 и поступает между двумя ребрами 88a и 88b первого лабиринтного уплотнения 78.

Положение соединения трубопроводов 132 с впускным каналом 64 выбрано таким образом, что поток воздуха 134, выходя из каналов 128, поступает между ребрами 88a, 88b под статическим давлением, по существу равным или слегка превышающим статическое давление потока воздуха 48 на уровне входа первого лабиринтного уплотнения 78. Это позволяет уменьшить в первом лабиринтном уплотнении 78 расход потока воздуха 48 до желаемой величины, равной, например, 0,3% от расхода потока воздуха, выдаваемого компрессором высокого давления 12.

Два ребра 88a и 88b образуют, таким образом, между вращающейся частью 84 и неподвижной частью 100 первого лабиринтного уплотнения 78 кольцевую полость, в которой давление воздуха может быть определено положением соединения трубопроводов 132 с впускным каналом 64.

Во второй полости 76 поток воздуха 48 смешивается с потоком воздуха 59, выходящим из впускного канала 64.

Большая часть результирующего потока проникает в кольцевой канал 110 через отверстие 112 кольцевой стенки 82 и циркулирует радиально наружу вдоль входного фланца диска 24 турбины высокого давления, как показано стрелкой 136, для питания системы внутреннего охлаждения лопаток 26, которые несет диск 24.

Малая часть результирующего потока воздуха смеси потоков воздуха 48 и 59 во второй полости 76 проходит через второе лабиринтное уплотнение 80 и проникает, таким образом, в третью полость 118 для образования потока 120, позволяющего ограничить риск утечки на уровне первичного канала 27, как объяснено выше.

Обычно каналы 128 по изобретению позволяют уменьшить расход потока воздуха 48 охлаждения выходного фланца 18 компрессора высокого давления 12. Эти каналы 128 позволяют также разделить поток воздуха 48 на коэффициент, составляющий примерно от двух до трех. Это позволяет избежать того, чтобы расход этого потока 48 не превышал величины, необходимой для охлаждения колеса 18, что ухудшает производительность турбореактивного двигателя 10, как это было объяснено выше.

Кроме того, поток воздуха 48 нагревается в процессе его прохода вдоль выходного фланца колеса 18 так, что, когда он входит во вторую кольцевую полость 78, этот поток 48 является значительно более нагретым, чем поток воздуха 59, поступающий из впускного канала 64. Уменьшение расхода потока воздуха 48 позволяет, таким образом, уменьшить температуру воздуха, питающего вторую полость 78, и, таким образом, улучшить охлаждение лопаток 26, которые несет диск 24 турбины высокого давления 16.

В варианте воплощения, изображенном на фиг.1-3, соединение трубопроводов 132 с впускным каналом 64 локализовано во входной части в форме усеченного конуса

этого впускного канала для получения желаемого статического давления на выходе канала 128. Во всяком случае, это соединение может быть в общем локализовано либо ближе к входу, либо ближе к выходу впускного канала 64 с учетом того, что статическое давление потока воздуха 134 на выходе канала 128 должно быть достаточным для обеспечения уменьшения воздушного потока 48 в первом лабиринтном уплотнении 78. На практике, для этого обычно необходимо, чтобы это соединение было локализовано на входе выходного конца лопастей 65, которые размещены во впускном канале 64.

Площадь поперечного сечения каналов 128 предпочтительно выбрана в зависимости от желаемого расхода воздушного потока 134 на выходе из этих каналов.

Эти каналы 128 могут быть, кроме того, наклонены по касательной таким образом, чтобы уменьшить относительную скорость потока воздуха 134 на выходе из каналов 128 по отношению к вращающейся части первого лабиринтного уплотнения 78 аналогично эффекту, производимому лопастями 65 впускного канала 64.

Кроме того, два ребра 88a и 88b, которые образуют полость, в которую открывается канал 128, могут не являться двумя последовательными ребрами вращающейся части 84 первого лабиринтного уплотнения 78 и могут быть разделены промежуточными ребрами 88, в частности, в случае, когда сечение каналов 128 является большим, нежели осевой шаг между двумя последовательными ребрами 88 вращающейся части 84.

Фиг.4 изображает второй вариант воплощения изобретения, который отличается от первого варианта воплощения, описанного выше, наличием канавок 138, образованных на выходной поверхности радиального фланца 94 напротив входного фланца диска 92 первого лабиринтного уплотнения 78 для образования соответствующих каналов для сообщения первой кольцевой полости 44 с четвертой кольцевой полостью 122.

В варианте воплощения, представленном на фиг.4, эти канавки 138 расположены радиально от одного края фланца 94 до другого.

При работе, если давление и расход потока воздуха 134 на выходе каналов 128 являются достаточными, поток воздуха 48 охлаждения колеса 18 создает напор циркуляции в каналах, образованных канавками 138, между фланцем 94 и диском 92. Канавки 138 позволяют, таким образом, сделать лабиринтное уплотнение 78 по существу герметичным по отношению к воздушному потоку 48.

Поток воздуха 48, таким образом, соединяется в четвертой полости с потоком воздуха 124 вентиляции ступицы 126 диска 24 турбины высокого давления 16.

Как вариант, вентиляция ступицы 126 диска 24 может быть полностью обеспечена потоком воздуха 48, при этом не требуется никакого отбора воздуха 124 с входа компрессора высокого давления 12.

Смесь потоков 48 и 124 или использование только потока 48 для вентиляции ступицы 126 диска 24 могут создавать преимущества, касающиеся скорости термических изменений этих потоков в процессе изменений режима работы турбореактивного двигателя 10. Действительно, в этих условиях может явиться предпочтительным охлаждать или быстро нагревать ступицу диска 24 для уменьшения дифференциальных расширений между этим диском и элементами статора, которые его окружают.

Формула изобретения

1. Двухкаскадный турбореактивный двигатель (10), содержащий

- ротор высокого давления, включающий колесо (18) компрессора высокого давления (12) турбореактивного двигателя и лопаточный диск (24) турбины высокого давления (16) турбореактивного двигателя,

- камеру сгорания (14), расположенную аксиально между компрессором высокого давления (12) и турбиной высокого давления (16),

- две коаксиальные стенки (60, 62), образующие между собой кольцевой канал (64) подачи воздуха, который соединен с кольцевым пространством (38), охватывающим камеру сгорания (14), и который предназначен для ускорения потока воздуха (59) охлаждения лопаток (26) лопаточного диска (24) турбины высокого давления (16), выходящего из упомянутого пространства (38), охватывающего камеру сгорания,

- первое лабиринтное уплотнение (78), содержащее неподвижную часть (100, 101), жестко связанную с первой (60) из упомянутых стенок, образующих между собой впускной канал (64), и вращающуюся часть (84), которую несет диск (92) ротора высокого давления и которая содержит по меньшей мере два кольцевых ребра (88), выступающих в сторону упомянутой неподвижной части (100, 101),

- второе лабиринтное уплотнение (80), содержащее неподвижную часть (108), жестко связанную со второй из упомянутых стенок, ограничивающих впускной канал (64), и вращающуюся часть (86), жестко связанную с вращающейся частью (84) первого лабиринтного уплотнения (78),

- кольцевой фланец (106), установленный напротив входного фланца лопаточного диска (24) турбины высокого давления (16) и образующий с этим входным фланцем входную часть (110) системы охлаждения лопаток (26) этого лопаточного диска (24),

- первую кольцевую полость (44), ограниченную выходным фланцем (46) колеса (18), внутренним кожухом (36) камеры сгорания (14), упомянутой первой стенкой (60), ограничивающей впускной канал (64), упомянутым первым лабиринтным уплотнением (78), и кольцевой перегородкой (28), расположенной в осевом направлении так, чтобы соединить упомянутое колесо (18) с упомянутым диском (92) ротора высокого давления, который несет вращающуюся часть (84) первого лабиринтного уплотнения (78),

- вторую кольцевую полость (76), в которую открывается упомянутый кольцевой впускной канал (64) и которая ограничена первым лабиринтным уплотнением (78), вторым лабиринтным уплотнением (80) и кольцевой стенкой (82), связывающей соответствующие вращающиеся части (84, 86) этих лабиринтных уплотнений и в которой выполнены отверстия (112) для сообщения упомянутой второй полости (76) с упомянутой системой охлаждения (110) лопаток (26) лопаточного диска (24) турбины высокого давления,

- третью кольцевую полость (118), которая сообщается с каналом (27) истечения первичного потока из турбореактивного двигателя и которая ограничена по меньшей мере вторым лабиринтным уплотнением (80) и кольцевым фланцем (106),

отличающийся тем, что содержит множество каналов (128), выполненных в упомянутой неподвижной части (100, 101) первого лабиринтного уплотнения (78) и открывающихся в кольцевую полость, ограниченную двумя (88a, 88b) из ребер (88) вращающейся части (84) этого первого лабиринтного уплотнения таким образом, чтобы подавать в нее воздух (134), выходящий из впускного канала (64).

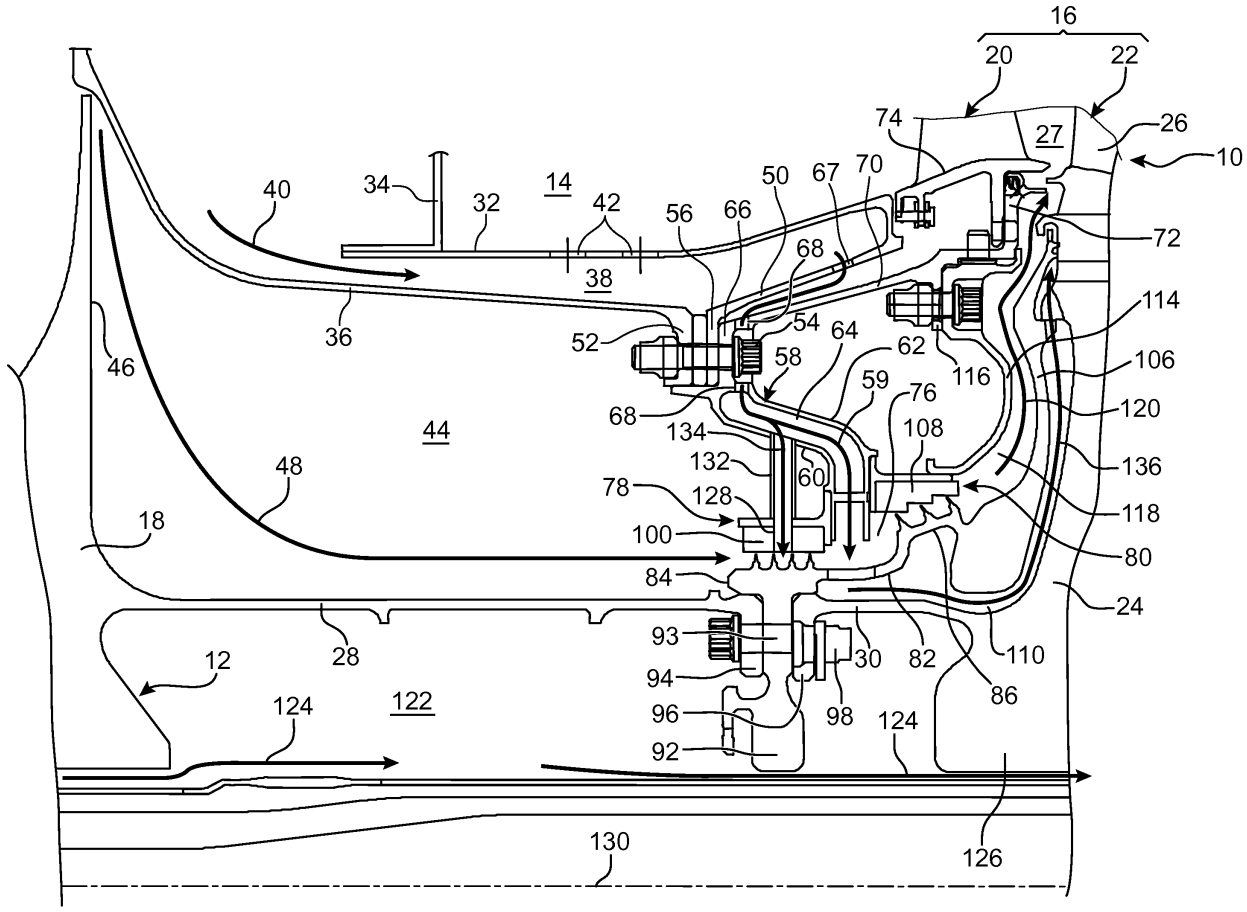
2. Турбореактивный двигатель по п.1, отличающийся тем, что упомянутый кольцевой впускной канал (64) содержит лопасти (65) с наклоном, обеспечивающим уменьшение относительной касательной скорости воздушного потока (59) охлаждения лопаток (26) относительно ротора высокого давления (24, 26, 30).

3. Турбореактивный двигатель по п.2, отличающийся тем, что каждый из упомянутых каналов (128) соединен с внутренней частью впускного канала (64), который расположен по отношению к течению упомянутого воздушного потока (59) охлаждения лопаток (26) на входе соответствующих выходных концов упомянутых лопастей (65).

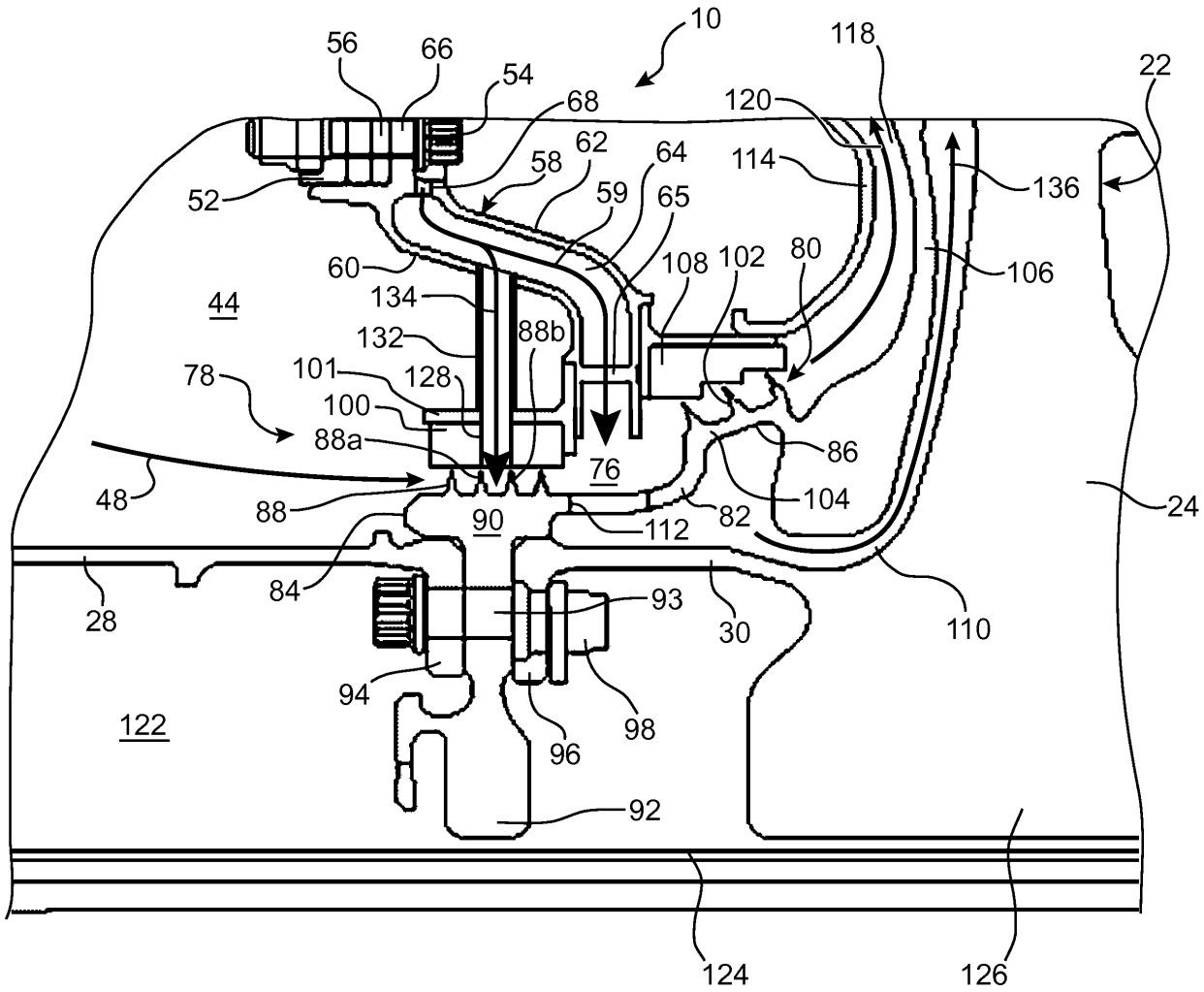
4. Турбореактивный двигатель по п.3, отличающийся тем, что каждая из упомянутых коаксиальных стенок вращения (60, 62), ограничивающих кольцевой впускной канал (64), содержит по отношению к течению упомянутого воздушного потока (59) охлаждения лопаток (26) входную часть по существу в форме усеченного конуса и выходную, по существу радиальную часть.

5. Турбореактивный двигатель по одному из пп.1-4, отличающийся тем, что, кроме того, он содержит средства (138) обеспечения сообщения первой кольцевой полости (44) с четвертой кольцевой полостью (122) турбореактивного двигателя (10), в которой расположена ступица (126) лопаточного диска (24) турбины высокого давления (16).

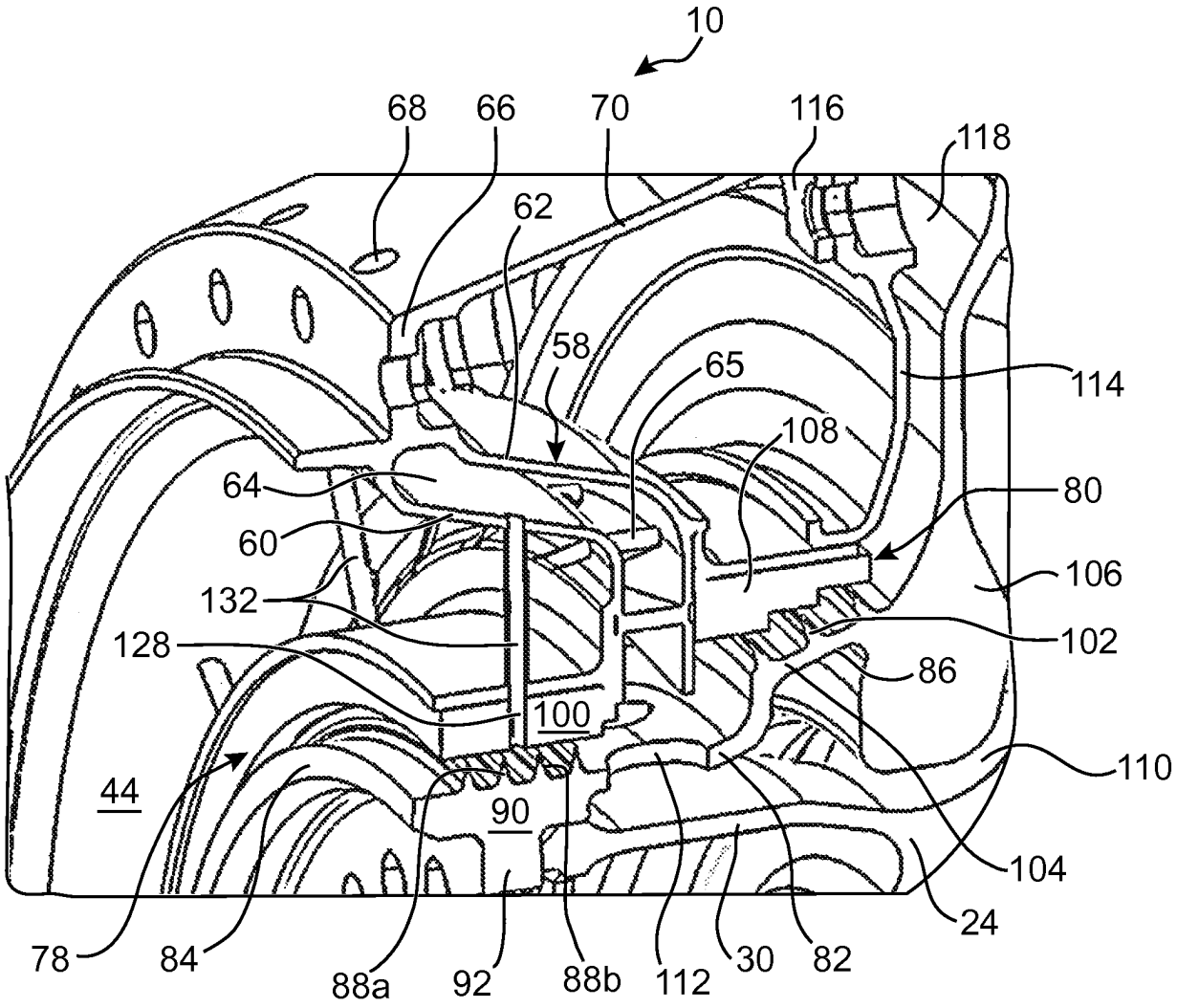
6. Турбореактивный двигатель по п.5, отличающийся тем, что упомянутые средства обеспечения сообщения содержат каналы (138), образованные между входной поверхностью упомянутого диска (92) ротора высокого давления, который несет вращающуюся часть (84) первого лабиринтного уплотнения (78), и выходной поверхностью кольцевого фланца (94), размещенного на выходном конце упомянутой стенки (28), связывающей колесо (18) компрессора высокого давления (12) с упомянутым диском (92).


16
20
22
74
27
26
10
40
34
32
14
42
56
66
50
67
70
72
68
38
36
52
54
64
62
116
114
106
46
58
59
76
120
44
68
134
108
132
60
136
48
78
128
118
18
100
80
84
24
93
30
82
110
12
28
94
86
124
122
96
98
124
92
130
126

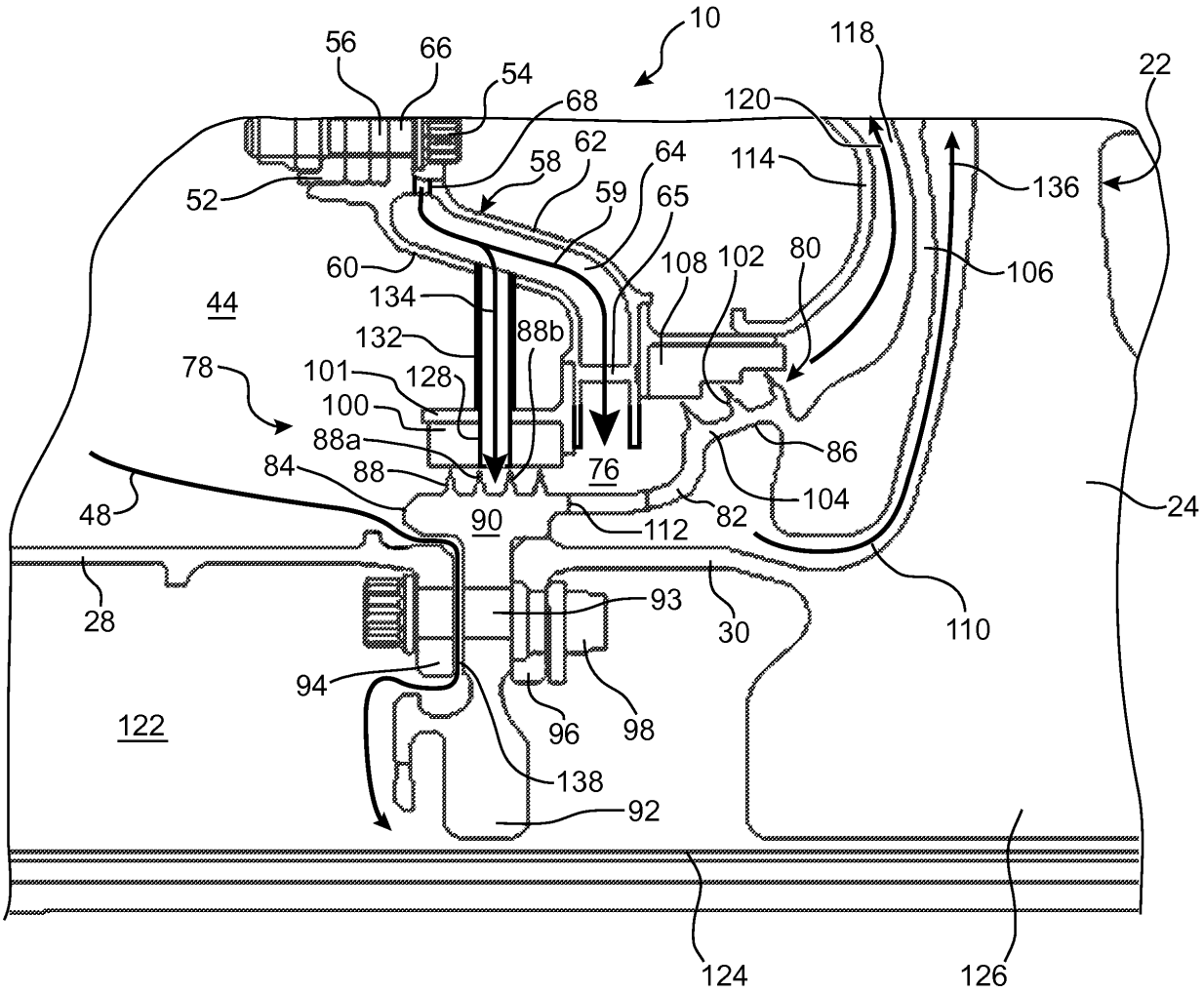
ФИГ. 1


10
56
66
54
68
118
22
120
62
64
58
59
65
114
136
52
60
108
102
80
106
44
134
132
88b
78
101
128
100
88a
86
76
48
88
90
112
82
104
24
84
93
30
110
28
94
98
122
96
92
124
126

ФИГ. 2


10
68
66
70
116
118
62
58
65
114
108
64
80
60
106
132
102
128
86
100
110
44
90
104
24
78
84
88a
92
88b
112
30
82

ФИГ. 3


10
56
66
54
68
118
22
120
62
64
58
114
136
52
59
65
60
108
102
80
106
44
134
132
88b
78
101
128
100
88a
86
84
88
76
104
48
90
82
112
24
28
93
30
110
94
96
98
122
138
92
124
126

ФИГ. 4