



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ(21)(22) Заявка: **2009149458/11, 30.05.2008**(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
30.05.2008

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
01.06.2007 FR 0755409(43) Дата публикации заявки: **20.07.2011** Бюл. № 20(45) Опубликовано: **20.01.2013** Бюл. № 2(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **US 4228651 A, 21.10.1980. US 4373328 A, 15.02.1983. FR 1579651 A, 29.08.1969. FR 2349738 A, 25.11.1977. EP 0540193 A, 05.05.1993. SU 1320997 A1, 20.12.2004.**(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на национальной фазе: **11.01.2010**(86) Заявка РСТ:
EP 2008/056680 (30.05.2008)(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2008/145725 (04.12.2008)

Адрес для переписки:

109012, Москва, ул. Ильинка, 5/2, ООО "Союзпатент"

(72) Автор(ы):

**ЖУРНАД Фредерик (FR),
ЛЯФОН Лоран (FR)**

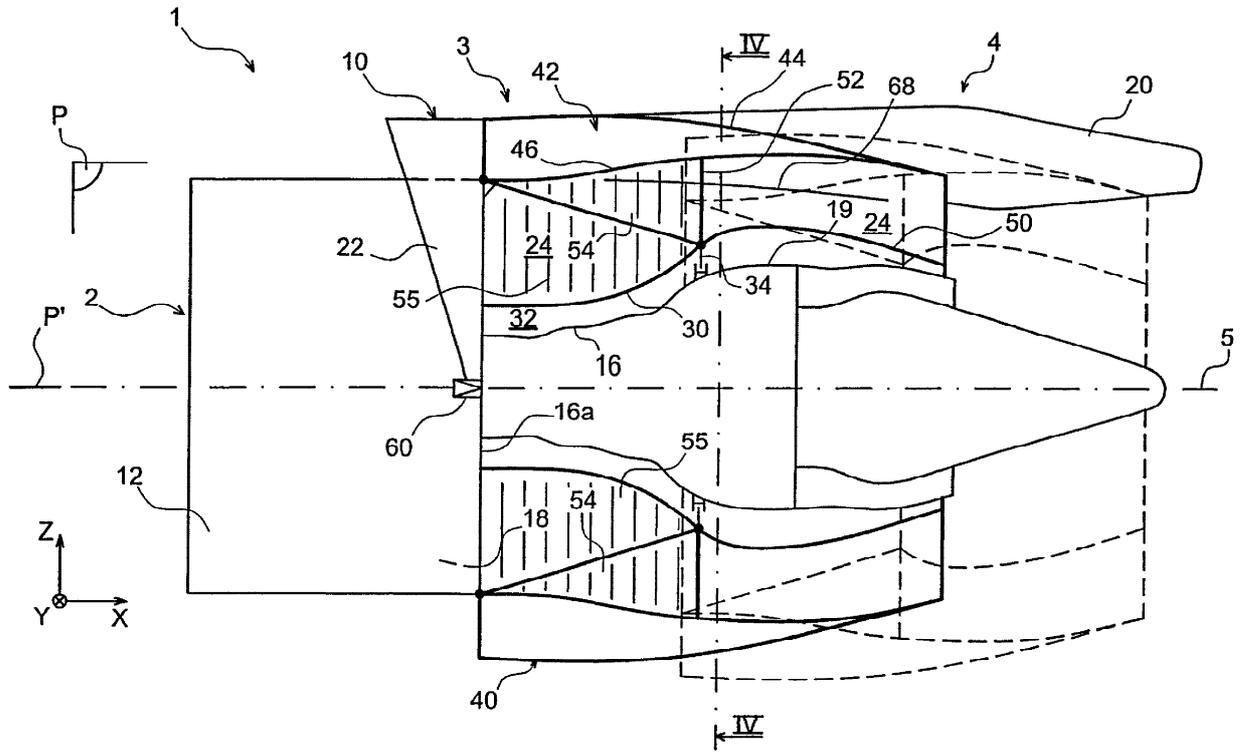
(73) Патентообладатель(и):

ЭРБЮС ОПЕРАСЬОН (FR)**(54) УЗЕЛ ДВИГАТЕЛЯ САМОЛЕТА С ПОДВИЖНОЙ ГОНДОЛОЙ ДВИГАТЕЛЯ**

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации, более конкретно к узлу двигателя самолета с подвижной гондолой двигателя. Узел (1) двигателя самолета содержит турбореактивный двигатель (2), пилон крепления (4) и гондолу (3), установленную на пилоне крепления. Гондола содержит подвижный участок (40), образующий единый цельный кожух вокруг секции турбореактивного двигателя, при этом данный участок (40) гондолы имеет кольцевую стенку (50), обеспечивающую внутреннее разграничение канала (24) кольцевого вторичного потока, и

кольцевую стенку (46), обеспечивающую внешнее разграничение канала кольцевого вторичного потока. Стенки (50) и (46) оборудованы обшивкой (80) акустической защиты. Подвижный участок (40) гондолы установлен свободно с возможностью скольжения на пилоне, а задний конец (18) корпуса (12) вентилятора турбореактивного двигателя, на котором каждое из креплений (6а, 6б, 8) зафиксировано для обеспечения крепления двигателя к пилону, образует внутреннюю радиальную поддержку для подвижного участка (40) гондолы. Технический результат заключается в



Фиг.3

RU 2 4 7 2 6 7 8 C 2

RU 2 4 7 2 6 7 8 C 2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
B64D 29/08 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2009149458/11, 30.05.2008**

(24) Effective date for property rights:
30.05.2008

Priority:

(30) Convention priority:
01.06.2007 FR 0755409

(43) Application published: **20.07.2011 Bull. 20**

(45) Date of publication: **20.01.2013 Bull. 2**

(85) Commencement of national phase: **11.01.2010**

(86) PCT application:
EP 2008/056680 (30.05.2008)

(87) PCT publication:
WO 2008/145725 (04.12.2008)

Mail address:

**109012, Moskva, ul. Il'inka, 5/2, OOO
"Sojuzpatent"**

(72) Inventor(s):

**ZhURNAD Frederik (FR),
LJaFON Loran (FR)**

(73) Proprietor(s):

EhRBJuS OPERAS'ON (FR)

(54) AIRCRAFT ASSEMBLY WITH ENGINE MOVING NACELLE

(57) Abstract:

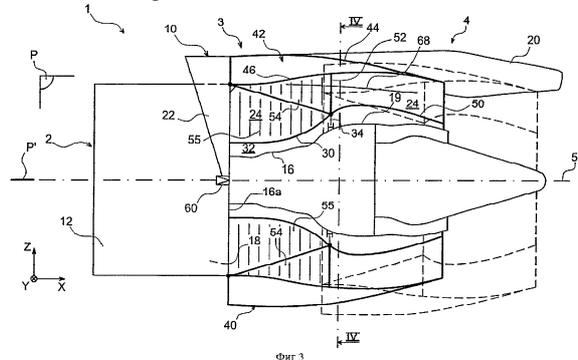
FIELD: transport.

SUBSTANCE: invention relates to aircraft engineering, particularly, to aircraft assembly with engine moving nacelle. Said aircraft assembly 1 comprises turbojet 2, nacelle 4 with nacelle 3. Nacelle comprises moving section 40 that doubles as integral jacket around turbojet section. Note here that said section 40 has circular wall 50 making internal boundary of annular secondary flow channel 24 and circular wall 46 making external boundary of annular secondary flow channel 24. Walls 50 and 46 are furnished with soundproof lining 80. Nacelle moving section slides unobstructed on pylon. Note that rear end 18 of turbojet blower housing 12 with

attachments 6a, 6b, 8 locked to attach engine to pylon makes inner radial support for nacelle moving section 40.

EFFECT: decreased wear of turbojet.

8 cl, 6 dwg



RU 2 472 678 C2

RU 2 472 678 C2

Область техники, к которой относится изобретение

Это изобретение относится, в общем, к узлу двигателя самолета такого типа, который включает в себя турбореактивный тип двигателя, пилон крепления и гондолу, установленную на пилоне крепления и окружающую турбореактивный

Этот тип пилона крепления, также называемый "EMS" (Engine Mounting Structure - Конструкция для установки двигателя), может, например, использоваться для подвески турбореактивного двигателя ниже крыла самолета, или для установки этого турбореактивного двигателя выше этого крыла, или для установки этого турбореактивного двигателя на хвостовой части фюзеляжа.

Уровень техники

Пилон крепления для такого узла двигателя проектируется известным способом, для образования согласованного соединения между турбореактивным типом двигателя и крылом самолета, оборудованного этим узлом. Он передает усилия, производимые этим присоединенным двигателем, на конструкцию этого самолета, а также дает возможность для проводки топливных, электрических, гидравлических и воздушных систем между двигателем и самолетом.

Для того чтобы передавать усилия, пилон содержит жесткую конструкцию, например конструкцию коробчатого типа. Другими словами, эта конструкция образована узлом балок и боковых панелей, соединенных друг с другом через поперечные ребра.

Между двигателем и жесткой конструкцией пилона установлена монтажная система, которая, в целом, содержит множество креплений двигателя, обычно распределенных таким образом, чтобы иметь передние крепления, которые крепятся к корпусу вентилятора двигателя, и задние крепления, которые прикрепляются к центральному корпусу этого же самого двигателя.

Монтажная система также содержит систему сопротивления силам тяги, производимым двигателем. В технике существующего сейчас уровня, например, это устройство выполнено в форме двух боковых стержней, соединенных, во-первых, с задней частью корпуса вентилятора двигателя, и, во-вторых, с креплением, установленным на жесткой конструкции пилона, например задним креплением.

Обычно пилон крепления объединен со второй монтажной системой, расположенной между этим пилоном и крылом самолета, и эта вторая система обычно составлена из двух или трех креплений.

В конечном счете, пилон обеспечен вторичной структурой, чтобы разделять и поддерживать системы, в то же время поддерживая аэродинамические обтекатели.

Эти аэродинамические обтекатели образуют почти непрерывную конструкцию с гондолой узла двигателя, и эта гондола, прикрепленная к пилоному, предусмотрена для того, чтобы располагаться вокруг турбореактивного двигателя.

Гондола обычно содержит сочлененные крышки С-образной формы, прикрепляемые к первичной/жесткой конструкции пилона. Эти крышки обычно поддерживают системы инверсии тяги двигателя. Эти крышки могут открываться, чтобы предоставить доступ к корпусу двигателя для выполнения операций технического обслуживания, а также для того, чтобы двигатель мог быть удален в вертикальном направлении.

Две крышки С-образной формы усилены за счет дополнения системы с шарнирным замком стержнями, работающими на сжатие, или амортизаторами. Эти амортизаторы повсеместно и попарно расположены на шарнирах и фиксаторах между концами

наружного покрытия крышек. Следует заметить, что жесткость может быть иногда немного увеличена за счет замены всех или некоторых стержней, работающих на сжатие, компенсирующими механизмами или фиксаторами, чтобы передавать усилия натяжения, прикладываемые вдоль поперечного направления узла двигателя.

5 Хотя эта компоновка используется в большинстве случаев, она имеет некоторые недостатки, в том числе включающие в себя недостаток жесткости гондолы, и тот факт, что гондола не имеет оптимальной обработки с точки зрения акустики.

10 Конструктивная способность гондолы ослаблять деформации турбореактивного двигателя, по существу, ограничена из-за концентрации силы на закрывающих элементах, таких как шарниры, фиксаторы, стержни, работающие на сжатие, и других компенсирующих механизмах или фиксаторах. Таким образом, гондола не может удовлетворительно сопротивляться деформациям турбореактивного двигателя, и особенно переменной величине продольного изгиба, а именно изгиба, возникающего из-за крутящего момента, приложенного вокруг поперечного направления относительно оси самолета, если ее жесткость ограничена.

15 Когда такой продольный изгиб появляется, особенно во время фазы взлета и посадки самолета, то между вращающимися лопатками компрессора и турбины с одной стороны и центральным корпусом двигателя с другой стороны, может появиться высокое трение. Чтобы предотвратить это трение, между лопатками и корпусом должны быть обеспечены большие номинальные зазоры или клиренс, но это наносит ущерб общим техническим характеристикам самолета.

25 Следует также отметить, что вышеупомянутое явление продольного изгиба, и, следовательно, вытекающее из него явление трения вращающихся лопаток очень сильно усугубляется тем фактом, что поиск постоянно увеличивающегося коэффициента двухконтурности на существующих турбореактивных двигателях неизбежно приводит конструкторов к тому, чтобы делать диаметр вентилятора больше, чем диаметр центральной части турбореактивного двигателя.

30 Главным результатом столкновения с этим явлением трения является уменьшение общих эксплуатационных характеристик самолета и преждевременный износ двигателя, т.е. это явление действительно наносит вред и уменьшает срок службы двигателя.

35 Следует также отметить, что другое явление изгиба двигателя может произойти из-за порывов ветра, что может вызвать трение между вращающимися лопатками компрессора и турбины с одной стороны и центральным корпусом двигателя с другой стороны, и, например, эти силы могут быть приложены вертикально или горизонтально.

40 Две крышки С-образной формы только образуют конверт, не являющийся непрерывным, вокруг турбореактивного двигателя, который не дает высоких эксплуатационных качеств акустической изоляции из-за отсутствия непрерывности вышеупомянутой обработки, в то же время необходимость уменьшения шума на стороне, находящейся сзади по ходу потока вентилятора двигателя, является делом все более увеличивающейся важности.

Раскрытие изобретения

50 По этой причине целью изобретения является предложение узла двигателя самолета, который, по меньшей мере частично, устраняет вышеупомянутые недостатки, относящиеся к вариантам осуществления данного узла в соответствии с существующим уровнем техники, а также представление самолета с, по меньшей мере, одним таким узлом.

Чтобы достичь этого, целью изобретения является узел двигателя самолета, содержащий турбореактивный двигатель, пилон крепления двигателя и гондолу, установленную на пилоне крепления и окружающую вышеуказанный турбореактивный двигатель, при этом вышеуказанная гондола содержит, по меньшей мере, один подвижный участок, образующий цельный кожух, целиком окружающий секцию турбореактивного двигателя, при этом вышеуказанный подвижный участок гондолы установлен свободно, чтобы перемещаться на вышеуказанном пилоне крепления таким образом, чтобы он мог быть смещен по направлению к задней части двигателя или к передней. Кроме того, вышеуказанный подвижный участок гондолы имеет кольцевую стенку, ограничивающую внутреннюю часть кольцевого канала для вторичного потока, и кольцевую стенку, ограничивающую внешнюю часть кольцевого канала для вторичного потока.

Другими словами, изобретение раскрывает подвижный участок гондолы, образующий непрерывный кожух, покрывающий зону в 360° вокруг секции турбореактивного двигателя, причем этот подвижный участок гондолы имеет возможность смещения с помощью скольжения относительно пилона крепления, например, чтобы давать возможность доступа к оборудованию турбореактивного двигателя во время выполнения операций по техническому обслуживанию.

Особая форма этого подвижного участка гондолы имеет несколько преимуществ, включающих в себя способность сопротивления более высоким усилиям, по сравнению со способностью сопротивления, которая может быть достигнута с помощью узла двух сочлененных крышек С-образной формы, которые встречаются при существующем уровне техники. Поэтому изобретение обеспечивает реальное решение проблемы деформации турбореактивного двигателя, предоставляя решение, при котором высокая жесткость подвижного участка гондолы способствует ограничению этих деформаций.

Следовательно, это уменьшает изгиб турбореактивного двигателя, и поэтому вызывает значительное уменьшение потенциальной возможности трения между вращающимися лопатками компрессора и турбины с одной стороны и центральным корпусом двигателя с другой стороны. В частности, уменьшение изгиба делает возможным применять меньшие номинальные зазоры между лопатками и корпусом, что в результате обеспечивает преимущество и приводит к улучшению общих эксплуатационных характеристик самолета и значительному ограничению потерь эффективности.

Кроме того, свойство непрерывности этого подвижного участка гондолы, покрывающего область в 360° вокруг поперечного сечения турбореактивного двигателя, в результате обеспечивает преимущество, заключающееся в лучшей акустической изоляции, чем было возможно в прошлом, с узлом двух крышек С-образной формы, поскольку больше не существует какого-либо отсутствия непрерывности материала вокруг кольцевого направления гондолы. В частности, стенка (стенки) подвижного участка гондолы могут быть снабжены акустической обшивкой, которая проходит непрерывно или почти непрерывно на 360° по окружности, дополнительно улучшая функцию уменьшения шума, исходящего от гондолы.

Выполненная таким образом гондола может также облегчить техническое обслуживание благодаря упрощению ее динамических свойств и меньшей массы, чем масса гондол, известных при существующем уровне техники, особенно благодаря устранению некоторых элементов крепления, например стержней, работающих на

сжатие, и шарниров. В этом отношении следует отметить, что принятый механизм скольжения обеспечивает полное решение проблемы ограничений при открывании крышек, сочлененных с крылом самолета, которая возникает в технике существующего уровня.

5 Для информации; один из вариантов применения этого изобретения включает в себя случай, в котором все крепления двигателя размещаются на корпусе вентилятора, который, в частности, освобождает всю заднюю часть двигателя, облегчая скольжение подвижного участка гондолы и позволяя обеспечить беспрепятственное его
10 перемещение. Другими словами, в таких случаях силы, производимые турбореактивным двигателем, получают противодействие, целиком воспринимаемое корпусом вентилятора через все крепления двигателя, таким образом центральный корпус этого турбореактивного двигателя больше не соединен непосредственно с телом, к которому он прикреплен, с помощью одного или более задних креплений.
15 Это особое расположение креплений двигателя также вызывает значительное уменьшение в проявлении изгибающего действия, встречающегося на центральном корпусе, независимо от того, вызывается ли этот изгиб силами тяги, производимыми турбореактивным двигателем, или аэродинамическими нагрузками, такими как порывы ветра, которые могли бы возникнуть во время различных фаз полета
20 самолета.

Обеспечение креплений двигателя на корпусе вентилятора делает возможным создавать между ними большое пространство. Это большое пространство имеет преимущество, которое позволяет значительно упростить конструкцию этих
25 креплений двигателя, т.к. силы, которым им нужно противостоять, создающие момент вокруг данной оси, являются действительно меньшими, чем при использовании тех решений, в которых крепления двигателя расположены на центральном корпусе и находятся ближе друг к другу.

30 Предпочтительно, чтобы множество креплений двигателя состояло из первого крепления двигателя и второго крепления двигателя, расположенных таким образом, чтобы они были симметричны относительно плоскости, определяемой продольной осью турбореактивного двигателя и вертикальным направлением через турбореактивный двигатель, а также из третьего крепления двигателя, через которое
35 проходит эта же самая плоскость.

В этой конфигурации в таком случае было бы возможно, чтобы первое, второе и третье крепления двигателя фиксировались на периферийной кольцевой части корпуса вентилятора. Это означает, что они могут занимать положения, в которых они
40 находятся очень далеко друг от друга, что является предпочтительным.

Предпочтительно, чтобы вышеуказанная кольцевая стенка, которая ограничивает кольцевой канал вторичного потока во внутренней части двигателя, и стенка, которая ограничивает кольцевой канал вторичного потока снаружи, были обе оборудованы обшивкой акустической защиты.

45 Можно добиться дополнительного уменьшения шума благодаря вторичному потоку через участок подвижной гондолы за счет выполнения каждой обшивки акустической защиты непрерывной и проходящей вокруг всей соответствующей кольцевой стенки, т.е. на 360° , без каких-либо перерывов.

50 Предпочтительно, чтобы вышеуказанная гондола также содержала фиксированный участок гондолы, образующий единую часть кожуха, которая полностью проходит вокруг секции турбореактивного двигателя, при этом вышеуказанный фиксированный участок гондолы закрепляется на турбореактивном двигателе, например встраивается

в промежуточный корпус турбореактивного двигателя. Кроме того, вышеуказанный фиксированный участок гондолы образует внутреннюю радиальную поддержку для вышеуказанного подвижного участка гондолы.

5 Таким образом, за счет опоры на фиксированный участок гондолы, прикрепленный непосредственно к двигателю, эффективность подвижного участка гондолы, действующего для выполнения функции по ограничению деформаций турбореактивного двигателя, вызванных сопротивлением различным силам, очень значительно увеличивается.

10 Эта эффективность даже дополнительно увеличивается, когда задний конец корпуса вентилятора турбореактивного двигателя также действует как внутренняя радиальная поддержка для этого участка гондолы.

15 В этом случае было бы возможным, что внутренние радиальные поддержки могут быть кольцевыми поддержками, например сформированными конической образующей, особенно такой, при использовании которой подвижный участок гондолы существенно нагружен силами, создаваемыми вертикальным и поперечным давлением, поскольку это противодействует деформации турбореактивного двигателя.

20 Следовательно, когда подвижный участок гондолы переходит в закрытое состояние, предпочтительно с помощью перемещения вперед, создаются две кольцевые поддержки, например, одна на заднем поясе корпуса вентилятора, а другая - на фиксированном участке гондолы, направленная радиально внутрь подвижного участка. Эти поддержки могут быть спроектированы более или менее жесткими, в зависимости от требуемых параметров жесткости и допусков.

25 Кроме того, на двух боковых сторонах турбореактивного двигателя могут быть размещены два болта, расположенные на 3 часа воображаемого циферблата и на 9 часов на горизонтальной оси симметрии турбореактивного двигателя, чтобы блокировать участок, который может свободно перемещаться в продольном направлении относительно корпуса вентилятора во время выполнения фаз полета самолета. Преимущества этих положений заключаются в том, что они симметричны, и особенно в том, что они очень легко просматриваются и легко доступны с земли.

30 Предпочтительно, чтобы вышеуказанный фиксированный участок гондолы содержал один или несколько лючков для доступа к оборудованию турбореактивного двигателя, традиционно обеспеченные в кольцевом пространстве, называемом отсек гондолы.

35 Также предпочтительно, чтобы подвижный участок гондолы мог перемещаться относительно пилона крепления благодаря направляющей скольжения, обеспечиваемой на одном из этих двух элементов, при этом вышеуказанная направляющая следует по линии с очень небольшой кривизной, расположенной вдоль приблизительного продольного направления узла двигателя.

40 Если сказать в более общем смысле, то это означает, что направляющая определяет траекторию, предпочтительно близкую к горизонтальной, оптимизированную таким образом, чтобы облегчать отделение существующих элементов и адаптировать их к формам пилона и других элементов узла двигателя. Тем не менее, направляющая может иметь любую другую форму, которая не является горизонтальной или близкой к горизонтальной, оставаясь в рамках объема изобретения.

45 И наконец, вышеуказанный подвижный участок гондолы сконструирован таким образом, чтобы его можно было перемещать в направлении назад из нормального полетного положения в положение технического обслуживания, в котором 50 позволяет доступ к оборудованию турбореактивного двигателя, и наоборот. Если

турбореактивный двигатель оборудован системой реверса тяги, то система реверса тяги может поддерживаться с помощью корпуса вентилятора двигателя и находиться сзади относительно корпуса вентилятора. В этом случае мог бы использоваться известный как «лепестковый» или «в виде зажима крокодил» тип системы, хотя система, содержащая LRUs (Line Replaceable Units - типовой элемент замены или быстросменный блок), также могла бы использоваться, при этом система устанавливается на заднем конце корпуса вентилятора. В таком случае система реверса тяги выполнена таким образом, чтобы она работала за счет толкающего усилия подвижного участка гондолы вдоль направляющей с помощью такого значения усилия, которое необходимо для разворачивания лепестков или эквивалентных устройств, которые затем становятся способными передавать силы давления непосредственно на корпус вентилятора.

Следует заметить, что скольжение подвижного участка может вносить сильные нарушения потоков с задней стороны от двигателя, включая первичный поток, вследствие чего генерируется сопротивление потоку и потеря тяги, которые являются вполне полезными в улучшении эффективности торможения самолета.

Поэтому, в общем, предпочтительно обеспечить систему реверса тяги на задней стороне корпуса вентилятора и поддержку ее с помощью корпуса вентилятора, при этом вышеуказанная система реверса тяги размещается в вышеуказанном подвижном участке гондолы, когда вышеуказанный подвижный участок гондолы находится в нормальном полетном положении.

Другой целью изобретения является самолет, содержащий, по меньшей мере, один узел двигателя, подобный узлу, который был только что представлен.

Другие преимущества и характеристики изобретения будут представлены в детальном, неограничивающем описании, приведенном ниже.

Краткое описание чертежей

Это описание будет сделано со ссылками на прилагаемые чертежи, среди которых: фиг.1 показывает вид сбоку узла двигателя самолета, согласно предпочтительному варианту осуществления этого изобретения;

фиг.2 показывает схематический вид в перспективе узла, показанной на фиг.1, при этом пилон крепления и гондола были удалены, чтобы более ясно показать положение креплений двигателя;

фиг.3 показывает вид, подобный тому, который изображен на фиг.1. На этом виде показаны детали задней части гондолы, при этом подвижный участок гондолы показан в его переднем положении сплошными линиями и в заднем положении - пунктирными линиями;

фиг.3а показывает схематический вид, подобный тому, который изображен на фиг.3, с подвижным участком гондолы, показанным в его промежуточном положении, которое располагается между его передним положением и задним положением;

фиг.3b показывает вид в разрезе по линии IIIb-IIIb на фиг.3а;

фиг.4 показывает вид в разрезе по линии IV-IV на фиг.3; и

фиг.5 показывает схематический вид сверху задней части гондолы, показанной на предыдущих фигурах, включая систему реверса тяги.

Осуществление изобретения

Фиг.1 показывает узел 1 двигателя для самолета, согласно предпочтительному варианту осуществления этого изобретения, при этом узел 1 спроектирован для крепления под крылом самолета (не показано).

В целом узел 1 двигателя содержит турбореактивный двигатель 2, гондолу 3,

показанную схематически, пунктирными линиями, пилон 4 крепления и множество креплений ба, бб, 8 двигателя, фиксирующих турбореактивный двигатель 2 под этим пилоном 4 (крепление бб на этой фиг.1 скрыто под креплением ба). Следует заметить для информации, что пилон 4 крепления содержит другую серию креплений (не показаны), используемую для подвешивания этой сборки 1 под крылом самолета.

В последующем описании условно принимаем, что ось X соответствует направлению, параллельному продольной оси 5 турбореактивного двигателя 2, также она соответствует продольному направлению узла двигателя и пилона, Y соответствует поперечному направлению для этого же самого турбореактивного двигателя 2, также она соответствует поперечному направлению узла двигателя и пилона, а Z является вертикальным направлением или высотой, причем эти три направления перпендикулярны друг другу.

Термины «передний» и «задний» следует также рассматривать относительно направления перемещения самолета, вызываемого за счет силы тяги, прикладываемой к самолету турбореактивным двигателем 2. Это направление схематически показано стрелкой 7.

На фиг.1 видно, что показана только жесткая конструкция 10 пилона 4 крепления. Другие компоненты пилона 4 не показаны, например такие, как вторичная конструкция, которая разделяет системы и удерживает их на месте, в то же время поддерживая аэродинамические обтекатели. Они являются обычными традиционными элементами, аналогичными или подобными тем, которые используются в технике существующего уровня и известны специалистам в данной области техники. Следовательно, их детальное описание не будет приводиться.

Кроме того, турбореактивный двигатель 2 обеспечен большим корпусом 12 вентилятора на переднем конце, ограничивающим кольцевой проток 13 вентилятора, также он содержит центральный корпус 16 меньшего размера ближе к заднему концу, окружающий центральную часть этого турбореактивного двигателя. Передний кольцевой конец 16а центрального корпуса 16 поддерживает фиксированные лопатки 17, проходящие в радиальном направлении и соединяющие тот же самый центральный корпус с корпусом 12 вентилятора через концы лопаток. Для ориентации: этот передний конец 16а также называют промежуточным корпусом турбомашин.

И наконец, центральный корпус 16 вытянут в заднем направлении вдоль выпускного корпуса 19, при этом очевидно, что вышеупомянутые корпуса соединены друг с другом. Как может быть видно из вышеописанного, предпочтительно, чтобы это был турбореактивный двигатель с высоким коэффициентом двухконтурности.

Как можно увидеть на фиг.1, в этом предпочтительном варианте осуществления изобретения существуют, предпочтительно, три крепления ба, бб, 8 двигателя, и они все фиксируются на вышеупомянутом корпусе 12 вентилятора.

Фиг.2 показывает, что первое крепление ба и второе крепление бб, показанные схематически, расположены симметрично относительно первой вертикальной плоскости P, определяемой продольной осью 5 и направлением Z.

Если более точно, то оба крепления ба и бб фиксируются на периферийной кольцевой части 18 корпуса 12 вентилятора, и, предпочтительно, на задней стороне этой части 18, как схематически показано на фигуре.

Первое и второе крепления ба и бб двигателя могут быть в этом случае расположены таким образом, чтобы они располагались схематически напротив друг друга на периферийной кольцевой части 18, которая имеет внешнюю цилиндрическую

поверхность 38 корпуса 12 вентилятора, при этом вторая плоскость P', определяемая продольной осью 5 и направлением Y, проходит через эти крепления ба и бб двигателя.

С помощью стрелок на фиг.2 схематически показаны и первое, и второе крепления ба и бб двигателя, спроектированные таким образом, чтобы они могли
5 сопротивляться силам, генерируемым турбореактивным двигателем 2 вдоль направления X и вдоль направления Z, но не силам, прикладываемым вдоль направления Y.

При таком способе крепления два крепления ба и бб двигателя находятся на
10 большом расстоянии друг от друга и совместно сопротивляются моменту, прикладываемому вдоль направления X, а также моменту, прикладываемому вдоль направления Z.

Фиг.2 также показывает, что третье крепление 8 двигателя, схематически показанное, также закреплено на периферийной кольцевой части 18 корпуса 12
15 вентилятора и также, предпочтительно, на заднем конце этой части 18.

Для информации следует заметить, что крепления ба, бб и 8 фиксируются на периферийной кольцевой части 18 корпуса 12 вентилятора через конструктивные
20 элементы (не показаны) двигателя, которые, предпочтительно, эффективно скомпонованы и расположены на заднем конце периферийной кольцевой части 18. Тем не менее, также возможно, чтобы могли быть использованы двигатели, в которых конструктивные элементы располагаются дальше по направлению к переднему концу периферийной кольцевой части 18, при этом крепления ба, бб и 8 также будут
25 фиксироваться дальше по направлению к переднему концу двигателя, и всегда на периферийной кольцевой части 18 корпуса 12 вентилятора.

Третье крепление 8 располагается на самой высокой части корпуса 12 вентилятора, и поэтому на самой высокой части периферийной кольцевой части 18, и,
30 следовательно, первая плоскость P, упоминавшаяся ранее, воображаемо проходит через него.

С помощью стрелок на фиг.2 схематически показано, что третье крепление 8 двигателя спроектировано таким образом, что оно может сопротивляться силам,
35 производимым турбореактивным двигателем 2 вдоль направления X и вдоль направления Y, но не силам, прикладываемым вдоль направления Z.

Таким образом, это третье крепление 8 и два крепления ба, бб совместно
сопротивляются моменту, прикладываемому вдоль направления Y.

Следует заметить, что если крепления ба, бб и 8 двигателя схематично показаны на
40 фиг.1 и 2, то должно быть понятно, что эти крепления могут быть выполнены в любой форме, известной специалистам в данной области техники, например такой, которая используется для узлов соединительных скоб и фитингов.

Главное преимущество, относящееся к этой конфигурации, которая только что была описана, заключается в том факте, что полная свобода центрального корпуса 16
45 относительно креплений ба, бб и 8 двигателя значительно уменьшает изгибание этого корпуса во время различных полетных ситуаций самолета, и поэтому значительно уменьшает износ, возникающий из-за трения между компрессором и лопатками турбины, находящимися в контакте с этим центральным корпусом 16. Кроме того, как
50 будет описано далее, эта конфигурация, в которой задняя часть турбореактивного двигателя не имеет каких-либо креплений двигателя, делает возможным инициировать скользящее перемещение части гондолы.

Согласно фиг.1, гондола 3 показана только схематически и пунктирными линиями. На этой фигуре можно увидеть, что жесткая конструкция 10 пилона,

спроектированная таким образом, чтобы она была симметричной относительно первой плоскости Р, упоминавшейся выше, содержала центральный коробчатый лонжерон 20, который проходит от одного конца конструкции 10 к другому концу в направлении Х, параллельно этому направлению. Для ориентации: этот лонжерон 20 может быть образован с помощью двух боковых лонжеронов, проходящих вдоль направления Х, параллельно плоскости ХZ, и соединенных друг с другом через поперечные ребра, ориентированные вдоль параллельных плоскостей ХZ.

Кроме того, две боковые конструкции 22 расположены впереди относительно лонжерона 20 и на каждой его стороне (только одна из них является видимой, поскольку фигура показывает вид сбоку), спроектированные таким образом, чтобы переносить крепления ба и бб соответственно на их нижние концы. Для ориентации: эти две боковые конструкции 22 могут также быть в форме дополнительной коробки на переднем конце и сбоку, на лонжероне 20, при этом оставаясь в рамках изобретения.

Кроме того, хотя это не было показано, элементы 20, 22, вместе взятые, могут ограничивать часть воображаемой приблизительной цилиндрической поверхности с круговой секцией и продольной осью, параллельной центральному лонжерону 20. Другими словами, кривизна боковых конструкций 22, предпочтительно, адаптирована таким образом, чтобы они могли быть позиционированы вокруг и в контакте с этой воображаемой поверхностью на протяжении всей их длины. Таким образом, в общем, жесткая конструкция 10 образует участок приблизительно цилиндрического кожуха/каркаса с круговой секцией, которая может быть позиционирована вокруг и на некотором расстоянии от центрального корпуса 16 турбореактивного двигателя 2.

Диаметр воображаемой цилиндрической поверхности, предпочтительно, приблизительно равен диаметру внешней цилиндрической поверхности 38 кольцевой части 18 корпуса 12 вентилятора, чтобы минимизировать возможное нарушение вторичного потока, выходящего из кольцевого протока 13 вентилятора и входящего в кольцевой канал вторичного потока, имеющий ссылочную позицию 24 на фиг.1.

Гондола 3, окружающая турбореактивный двигатель 2, содержит переднюю часть с воздухозаборником 26. Эта передняя часть имеет традиционную конструкцию и выдается вперед на такое же расстояние, как задний конец 18 корпуса 12 вентилятора. Задняя часть гондолы, которая начинается от упомянутого ранее заднего конца 18, является специфической для этого изобретения и будет сейчас описана со ссылкой на последующие фигуры.

На фиг.3 и 4 можно увидеть, что задняя часть гондолы 3, вытянутая от заднего конца 18 корпуса 12 вентилятора, содержит, во-первых: фиксированный кольцевой участок 30 гондолы, образующий цельный единый кожух, полностью окружающий секцию турбореактивного двигателя 2, и более точно, находящийся вокруг центрального корпуса 16. Этот фиксированный участок 30 встроен в промежуточный корпус 16а и проходит по кольцевой траектории по направлению к задней части следующего профиля центрального корпуса 16, с которым он определяет кольцевое пространство 32, обычно определяемое как отсек гондолы, в котором расположено большое количество оборудования (не показано). Кроме того, фиксированный участок 30, радиально ограничивающий отсек 32 гондолы снаружи, содержит один или несколько лючков для доступа (не показано) к оборудованию турбореактивного двигателя, например, установленных на шарнирных петлях.

Задний конец фиксированного участка 30 поддерживается кольцом 34, которое поддерживается на центральном корпусе 16. Например, это кольцо 34, которое

преодолевают термическое расширение турбореактивного двигателя, выполнено из колец и радиальных стрелок, соединенных с этими кольцами.

5 Фиксированный участок 30 также радиально ограничивает переднюю часть кольцевого канала 24 вторичного потока по направлению наружу, продолжая кольцевой проток 13 вентилятора по направлению назад.

10 Один из особых признаков этого изобретения заключается в существовании подвижного участка 40 гондолы, показанной на фиг.3 сплошными линиями в ее нормальном полетном положении, и пунктирными линиями в ее положении для технического обслуживания.

15 В нормальном полетном положении подвижный участок 40 гондолы проходит, приблизительно, от конца 18 корпуса 12 на такое же расстояние, как и задний конец гондолы, и образует кожух вокруг фиксированной части 30. Если более точно, то подвижный участок 40 гондолы образует цельный кожух вокруг всей секции турбореактивного двигателя, и поэтому эта секция начинается от промежуточного корпуса 16а или заднего конца 18 корпуса 12 вентилятора и выступает на такое же расстояние, как выпускной корпус 19. Как будет более детально описано позднее, подвижный участок 40 гондолы является специфическим в том плане, что он 20 устанавливается свободно, чтобы скользить на жесткой конструкции 10 таким образом, чтобы он мог быть перемещен из переднего положения в направлении назад, и наоборот.

25 Подвижный участок 40, во-первых, имеет внешний кольцевой кожух 42, ограниченный на наружной стороне внешней аэродинамической поверхностью 44 гондолы, и на внутренней стороне - кольцевой стенкой 46, обеспечивающей внешнее ограничение кольцевого канала вторичного потока. По направлению к переднему концу поверхность 44 и стенка 46 радиально отделены друг от друга и выступают в заднем направлении, постепенно сближаясь до тех пор, пока они не войдут в контакт, как показано на задней части подвижного участка 40. Фиг.4 показывает, что этот конвектор 40 обеспечен продольным углублением 48 на его верхнем конце, чтобы 30 вместить жесткую конструкцию 10.

35 Кроме того, подвижный участок 40, центрированный на оси 5 в нормальном полетном положении, содержит кольцевую стенку 50, ограничивающую внутреннюю поверхность кольцевого канала вторичного потока, и поэтому расположен радиально внутрь от стенки 46. Две стенки 46, 50 жестко соединены друг с другом с помощью связующей полки 52, которая может быть, например, в форме множества радиальных кронштейнов в круговом пространстве от одной до другой стенки, при этом они 40 расположены таким образом, чтобы вторичный поток мог протекать между ними без генерирования чрезмерно ограничивающих аэродинамических возмущений. Таким образом, радиальные кронштейны 52, имеющие аэродинамическую обтекаемую форму и соединяющие стенки 46 и 50, расположены в поперечной плоскости YZ вблизи от плоскости кольца 34 или совпадающей с ней. Таким образом, силы инерции, 45 производимые массами двигателя, могут быть поглощены у их источника. Эти силы, например, возвращаются непосредственно на пилон от подвижного участка 40 через пару втулок (не показаны), расположенных в той же самой плоскости YZ и на каждой стороне жесткой конструкции пилона.

50 При более подробном рассмотрении фиг.3, 3а и 3б можно увидеть, что продольная жесткость подвижного участка 40 также усиливается с помощью наличия продольных радиальных стенок, образующих ответвления, эти стенки обозначены номерами ссылок 54 и 55. Например, стенки 54 и 55 установлены на верхнем конце и на нижнем

конец относительно фиксированной части 30, т.е. в положениях, относящихся к
расположениям стрелок на циферблате как 6 часов и 12 часов. Они выполнены в
плоскостях XZ и являются в достаточной мере узкими, чтобы минимизировать
аэродинамическое сопротивление. Кроме того, стенки 54 поддерживаются с помощью
5 кожуха 40, при этом они могут быть расположены таким образом, чтобы их задний
край сохранялся на одном уровне или располагался впереди от внешнего заднего края
гондолы.

Эти стенки 54, 55 попарно совпадают, и поэтому переносятся, соответственно,
10 подвижным участком 40 и фиксированной частью 30. Они обеспечены
дополнительными имеющими определенную форму наружными краями, таким
образом они попарно совпадают, когда они находятся в полетном положении. Фиг.3b
показывает, что кольцевая стенка 46 может нести на себе две продольные радиальные
15 стенки 54 при небольшом круговом разделении друг от друга в их верхней радиальной
части при положении на 6 часов, причем эти две стенки 54 спроектированы таким
образом, чтобы взаимодействовать с двумя продольными радиальными стенками 55,
соответственно обращенными к ним и также начинающимися от фиксированной
кольцевой стенки 30.

Подобное расположение стенок 54, 55 может быть обеспечено на нижнем
20 радиальном конце фиксированной части 30, в положении на 12 часов, как показано на
виде сбоку на фиг.3.

Таким образом, когда подвижный участок 40 находится в его нормальном
полетном положении, кольцевой канал 24 вторичного потока радиально ограничен
25 снаружи, начиная от концевой стенки 18 корпуса вентилятора, только с помощью
внешней стенки 46 на такое же расстояние, как задний конец гондолы, в то время как
он радиально ограничен с внутренней стороны, начиная от конца 18 корпуса
вентилятора с помощью фиксированного участка 30, за которым следует внутренняя
30 стенка 50 таким образом, что она является аэродинамически непрерывной с этим же
самым участком.

В этом отношении передний конец внутренней стенки 50 поддерживается на заднем
конец фиксированного участка 30, который, таким образом, формирует внутреннюю
кольцевую радиальную поддержку для подвижного участка 40. Между двумя
35 элементами создается кольцевой контакт, располагающийся рядом с
поддерживающим кольцом 34, чтобы получить лучшую передачу бокового и
вертикального усилий от турбореактивного двигателя к гондоле, для того чтобы
ограничить его изгибание. Таким образом, силы проходят последовательно и
40 приблизительно в той же самой поперечной плоскости YZ через корпус 16, кольцо 34,
фиксированный участок 30, кольцевой контакт, упоминавшийся ранее, радиальные
кронштейны 52, образующие связующие полки, и втулки, добавленные на жесткую
структуру пилона.

Тем же самым способом передний конец стенки 46 поддерживается на кольцевом
45 конце 18 корпуса вентилятора, таким образом формируя другой кольцевой
поддерживающий выступ для подвижного участка 40, сдвинутого вперед. И еще раз,
когда подвижный участок 40 гондолы получает поддержку на корпусе вентилятора,
его эффективность при выполнении функции ограничения деформации
50 турбореактивного двигателя за счет сопротивления вертикальным и поперечным
силам, возникающим вследствие воздействия давления, очень сильно увеличивается.
Она увеличивается даже еще больше за счет того факта, что в этом положении
вышеупомянутые стенки 54, 55 находятся попарно во взаимном контакте, через их

соответствующие края, как показано на фиг.3.

Следовательно, когда подвижный участок 40 гондолы закрыт за счет его смещения по направляющей в направлении вперед, как описано далее, создаются две кольцевые поддержки, которые могут быть спроектированы таким образом, чтобы быть более или менее жесткими, в зависимости от требуемой жесткости или допусков. Также создаются линейные поддержки между продольными краями вышеупомянутых стенок 54, 55, попарно направленных навстречу друг другу.

Кроме того, два болта 60, например, расположены на боковых концах турбореактивного двигателя, точнее в плоскости P', соответственно на 3 часа и 9 часов, и симметрично относительно плоскости P. Они обеспечивают, чтобы получить преимущество, заключающееся в том, что они хорошо заметны и легко доступны с земли, таким образом позволяя заблокировать подвижный участок 40 в его нормальном полетном положении. Другими словами, они расположены продольно, на одной линии с корпусом 12 вентилятора и пилоном 4. Как показано на фигуре, болты 60 (только один болт показан на фиг.3, т.к. здесь показан вид сбоку) могут быть расположены таким образом, чтобы фиксироваться к нижним концам двух боковых коробок 22 жесткой конструкции, не выходя за рамки объема изобретения.

Следовательно, подвижный участок 40 удерживается в трех направлениях X, Y и Z, при этом отметим возможность прикрепления продольных штифтов на подвижном участке 40, которые могут автоматически проникать в соответствующие отверстия, образованные в корпусе 12 вентилятора или жесткой конструкции 10, когда он смещается по направлению к его нормальному полетному положению.

Это смещение достигается с помощью направляющей 62, обеспеченной на жесткой конструкции пилон крепления, также называемой первичной конструкцией. Эта направляющая 62 выполнена, например, в виде рельса, взаимодействующего с подкладками 64, которые переносятся подвижным участком 40, как показано на фиг.4, хотя противоположное решение также могло бы предусматриваться, не выходя за рамки объема изобретения.

Направляющая 62 затем располагается в продолговатом углублении 66, образованном в верхней части внешней стенки 46, а также служит для вмещения подкладок 64, которые переносятся этой стенкой 46, при этом направляющая проходит по слегка искривленной траектории, обозначенной ссылкой 68 на фиг.3, ориентированной, приблизительно, вдоль направления оси X. Обычно, направляющая 62 определяет линию/траекторию 68, близкую к горизонтальной, но оптимизированную таким образом, чтобы облегчать разделение присутствующих элементов и адаптироваться к формам пилон и других элементов сборки двигателя. Фактически, принятая немного искривленная форма, ориентированная по направлению к оси 5, вызывает сдвиг подвижного участка 40 от этой оси 5, когда он перемещается по направлению назад, в положение для технического обслуживания, показанному на фигуре пунктирными линиями, причем участок 40 перемещается вниз от этой продольной оси 5. В положении для технического обслуживания подвижный, цельный участок 40 гондолы значительно перемещается по направлению назад, чтобы обеспечить доступ к оборудованию турбореактивного двигателя через дверцы для доступа, которые становятся доступными, когда участок 40 отведен назад. В этом отношении, например, конструкция скомпонована таким образом, что подвижный участок 40 беспрепятственно перемещается до тех пор, пока его передний конец не приблизится к заднему концу фиксированного участка 30, как показано на фиг.3.

Кроме того, когда подвижный участок 40 перемещается по направлению назад, предпочтительно автоматически, тем же самым способом, как он перемещается по направлению вперед, чтобы вернуться в его нормальное полетное положение, участок 40 перемещается относительно пилона с помощью продольного скольжения жесткой конструкции в продолговатом углублении 48. Кроме того, перемещение подвижного участка 40 очевидно облегчается за счет отсутствия заднего крепления двигателя, как было описано выше.

Эта фигура ясно показывает, что подвижный участок 40 образует цельный кожух, окружающий поперечное сечение турбореактивного двигателя на протяжении 360° без каких-либо перерывов. Более точно, каждая из концентрических стенок 46 и 50, ограничивающих канал 24 вторичного потока, образуют цельный конверт, окружающий данную секцию турбореактивного двигателя на протяжении 360° без каких-либо перерывов.

Непрерывная структура каждой из стенок 46 и 50 вокруг двигателя на 360° очень заметно уменьшает шум, создаваемый вторичным потоком в задней части гондолы, причем этот шум будет даже более ослаблен за счет добавления обшивки 80 акустической защиты, которая выполнена без перерывов вокруг каждой из этих кольцевых стенок 46, 50. В частности, обшивка 80 на внешней стенке 46, на конце которой образовано углубление 66, следует по U-образному профилю углубления 66, когда она проходит от одного из глобальных C-образных элементов, составляющих стенку 46, к другому, как можно отчетливо увидеть на фиг.4.

Фиг.5 показывает заднюю часть гондолы, включающую в себя систему 90 реверса тяги, при этом нижняя половина вида показывает систему во втянутой конфигурации с подвижным участком 40 в нормальном полетном положении, а верхняя половина вида показывает систему в развернутой конфигурации с подвижным участком 40 в положении, находящемся ближе к заднему концу, например, соответствующему положению для технического обслуживания, в котором обеспечивается доступ к оборудованию турбореактивного двигателя.

Как можно увидеть на этой фиг.5, система 90, предпочтительно, переносится упомянутым выше кольцевым концом 18 корпуса 12 вентилятора, на его заднем конце. Может быть использован известный тип системы, например «лепестковый» или «в виде зажима крокодил», хотя было бы также возможно предусмотреть внедрение системы, содержащей LRU (Line Replaceable Units - быстросменные блоки), установленной сзади относительно корпуса вентилятора.

В таком случае эта система 90 реверса тяги выполнена таким образом, чтобы функционировать с помощью смещения от толкающего усилия подвижного участка 40 гондолы вдоль направляющей на такое значение, которое необходимо для развертывания лепестков или их эквивалентов, которые за счет развертывания в кольцевом вторичном канале 24, как показано на верхней половине вида, становятся способными переносить силы, возникающие от воздействия давления, непосредственно на корпус вентилятора, таким образом преобразовывая направление потока газа, показанного стрелкой 92. Если более точно, то лепестки или зажимы в виде крокодила, развернутые во вторичном канале 24, могут отклонять воздух, который не может далее передаваться в заднем направлении, но в этом случае принуждается выходить наружу гондолы благодаря контакту с лепестками, имеющими усиливающий компонент, в направлении, противоположном направлению движения самолета.

С другой стороны, когда подвижный участок 40 гондолы находится в его

нормальном полетном положении, то каждый лепесток или зажим в виде крокодила размещается между кольцевыми стенками 44, 46, образуя внешний кольцевой конверт 42, как показано на нижней половине вида. Таким образом, система 90 реверса тяги не создает никаких возмущений для вторичного потока, поскольку он не проникает в кольцевой вторичный канал 24. Кроме того, имплантация этой системы не создает никаких прерываний в обшивке 80 акустической защиты. Кроме того, лепестки или зажимы в виде крокодила перемещаются в том же самом кольцевом пространстве 24, в котором располагаются вышеупомянутые продольные стенки 54, 55, однако круговое положение лепестков или зажимов в виде крокодила относительно стенок 54, 55 адаптировано таким образом, что между ними не существует механического взаимовлияния.

Естественно, управление разворачиванием лепестков или зажимов в виде крокодила и управление смещением подвижного участка 40 осуществляется в такой последовательности, чтобы между этими элементами не происходило какого-либо механического взаимовлияния, причем эти системы управления, очевидно, будут работать как дополнение к системе управления болтами 60 позволяющими/предотвращающими перемещение подвижного участка 40.

Очевидно, что специалисты в данной области техники могли бы сделать различные модификации узла 1 двигателя самолета, одна из которых только что была описана как неограничивающий пример. В частности, хотя узел 1 двигателя был представлен в конфигурации, в которой он мог быть подвешен под крылом самолета, этот узел 1 мог быть представлен в другой конфигурации, в которой он мог быть установлен над крылом самолета или даже на задней части фюзеляжа, предпочтительно сбоку.

Формула изобретения

1. Узел (1) двигателя самолета, содержащий турбореактивный двигатель (2), пилон (4) крепления турбореактивного двигателя и гондолу (3), установленную на пилоне крепления и окружающую турбореактивный двигатель (2), при этом гондола содержит, по меньшей мере, один подвижный участок (40) гондолы, образующий единый цельный кожух вокруг секции турбореактивного двигателя, подвижный участок (40) гондолы имеет кольцевую стенку (50), обеспечивающую внутреннее разграничение канала (24) кольцевого вторичного потока и кольцевую стенку (46), обеспечивающую внешнее разграничение канала кольцевого вторичного потока, кольцевая стенка (50), обеспечивающая внутреннее разграничение канала (24) кольцевого вторичного потока, и кольцевая стенка (46), обеспечивающая внешнее разграничение канала кольцевого вторичного потока, обе оборудованы обшивкой (80) акустической защиты, отличающийся тем, что подвижный участок (40) гондолы установлен свободно, с возможностью скольжения на пилоне крепления таким образом, чтобы он мог перемещаться из переднего положения в направлении назад, и наоборот, и тем, что задний конец (18) корпуса (12) вентилятора турбореактивного двигателя, на котором каждое из креплений (6a, 6b, 8) зафиксировано для обеспечения крепления двигателя к пилону, образует внутреннюю радиальную поддержку для подвижного участка (40) гондолы.

2. Узел по п.1, отличающийся тем, что каждая обшивка (80) акустической защиты выполнена непрерывной вокруг взаимодействующей с ней кольцевой стенки (46, 50).

3. Узел по п.1, отличающийся тем, что гондола также содержит фиксированный участок (30) гондолы, образующий единый цельный кожух вокруг секции турбореактивного двигателя, при этом фиксированный участок гондолы фиксируется

на турбореактивном двигателе (2), а также тем, что фиксированный участок (30) гондолы образует внутреннюю радиальную поддержку для подвижного участка (40) гондолы.

5 4. Узел по п.3, отличающийся тем, что внутренние радиальные поддержки являются кольцевыми поддержками.

5. Узел по п.3, отличающийся тем, что фиксированный участок (30) гондолы содержит один или несколько лючков для доступа к оборудованию турбореактивного двигателя.

10 6. Узел по п.1, отличающийся тем, что скольжение подвижного участка (40) гондолы относительно пилона (4) крепления производится с помощью направляющей (62), обеспеченной на одном из этих двух элементов, при этом направляющая проходит по линии (68) с небольшим искривлением и расположена

15 7. Узел по п.1, отличающийся тем, что он содержит систему (90) реверса тяги, поддерживаемую с помощью корпуса (12) вентилятора и расположенную сзади от корпуса вентилятора, при этом система (90) реверса тяги расположена в подвижном участке (40) гондолы, когда подвижный участок гондолы находится в нормальном

20 полетном положении.
8. Самолет, отличающийся тем, что он содержит, по меньшей мере, один узел (1) двигателя, по любому из пп.1-7.

25

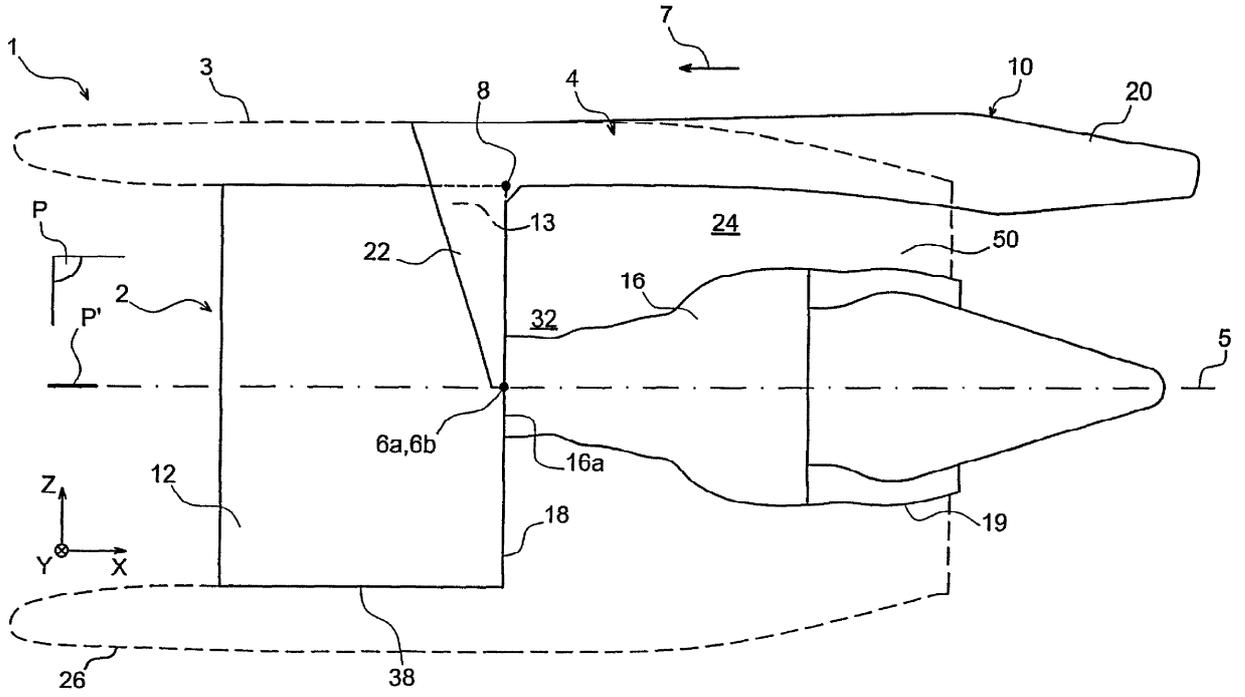
30

35

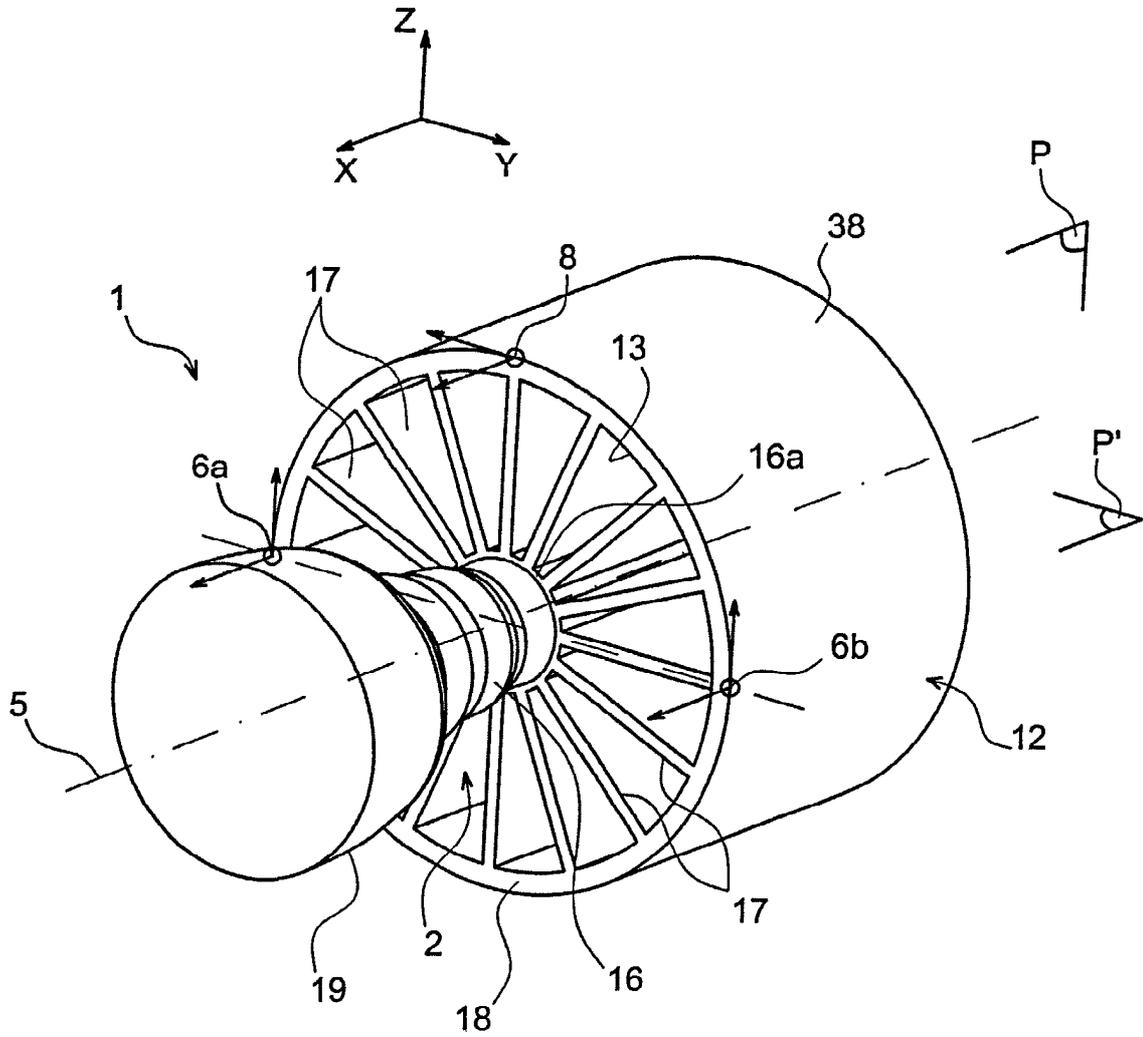
40

45

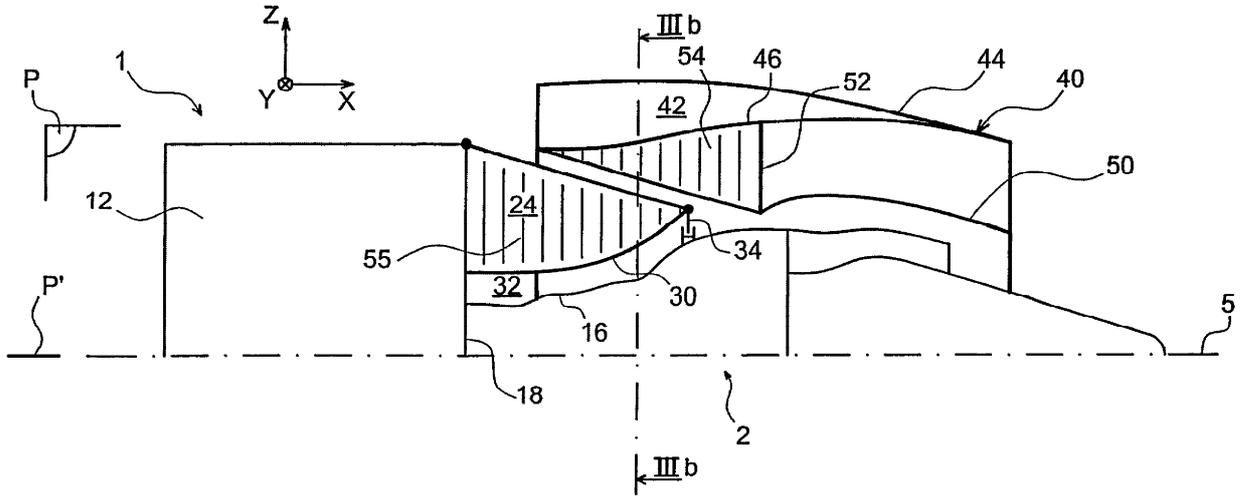
50



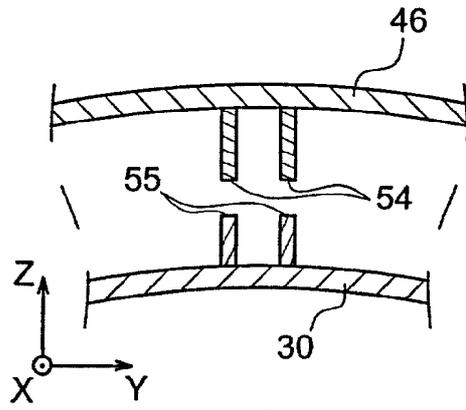
Фиг.1



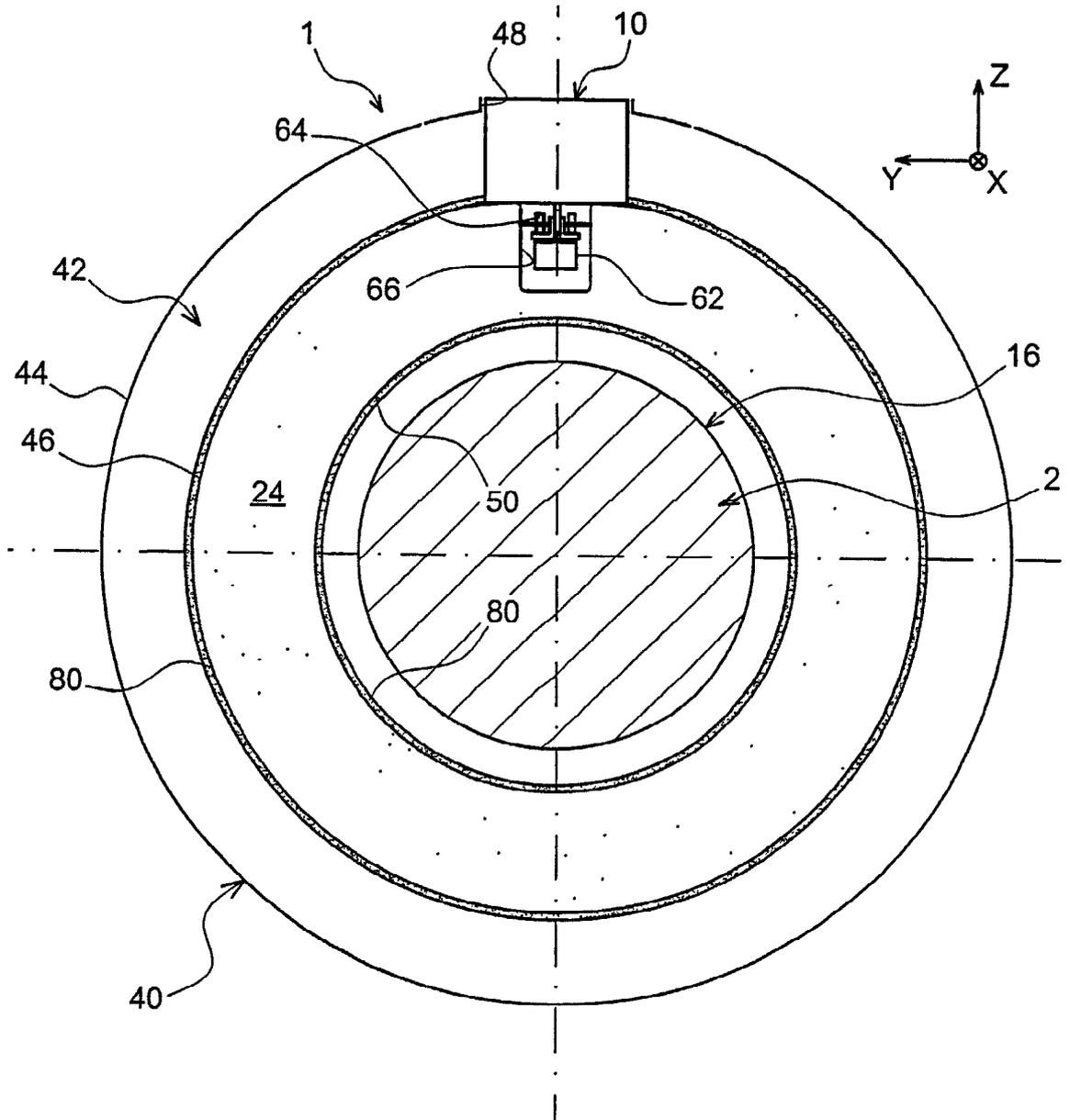
Фиг.2



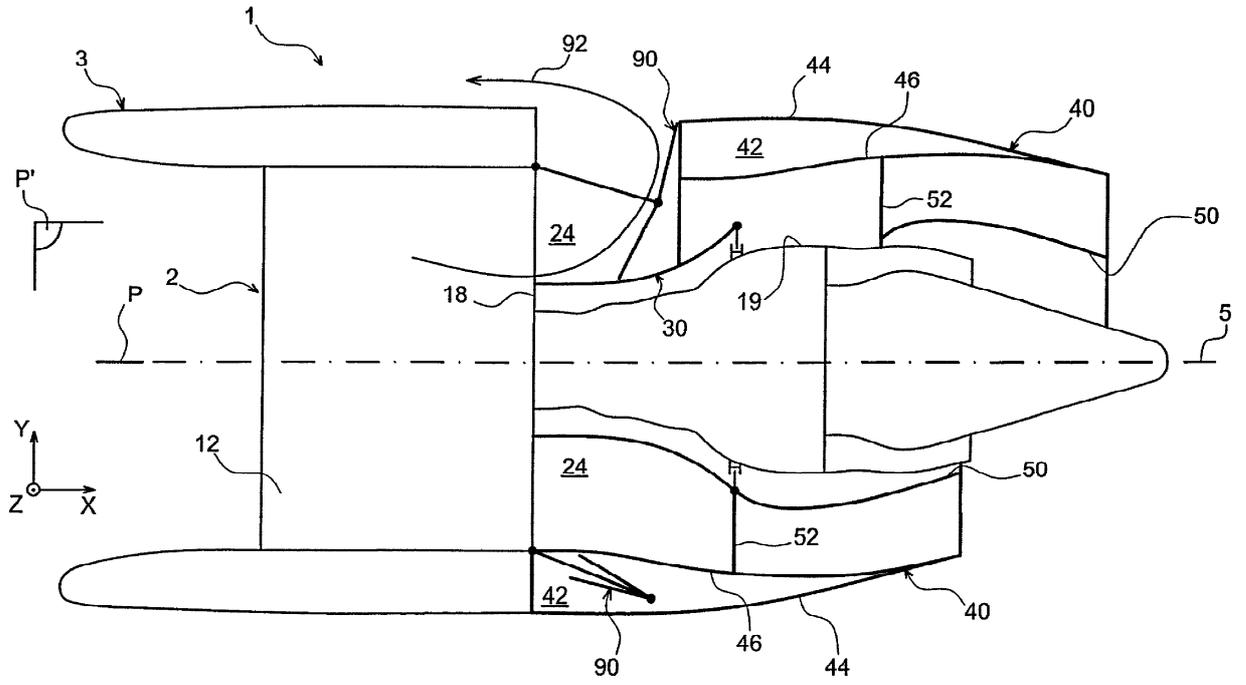
Фиг.3а



Фиг.3б



Фиг.4



Фиг.5