



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ(21)(22) Заявка: **2008116568/11, 26.09.2006**(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
26.09.2006

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
28.09.2005 FR 05/52934(43) Дата публикации заявки: **20.01.2010** Бюл. № 2(45) Опубликовано: **20.05.2011** Бюл. № 14(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: **FR 2698068 A1, 20.05.1994. US 6126110 A,
03.10.2000. RU 1637186 C, 20.01.1995. US
4437627 A, 20.03.1984.**(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на
национальной фазе: **28.04.2008**(86) Заявка РСТ:
EP 2006/066731 (26.09.2006)(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2007/036516 (05.04.2007)

Адрес для переписки:

**103735, Москва, ул. Ильинка, 5/2, ООО
"Союзпатент", пат.пов. С.Б.Фелицыной, рег.
№ 303**

(72) Автор(ы):

ЛАФОН Лоран (FR)

(73) Патентообладатель(и):

ЭРБЮС ФРАНС (FR)**(54) ПИЛОН С МОНОЛИТНОЙ РАМОЙ**

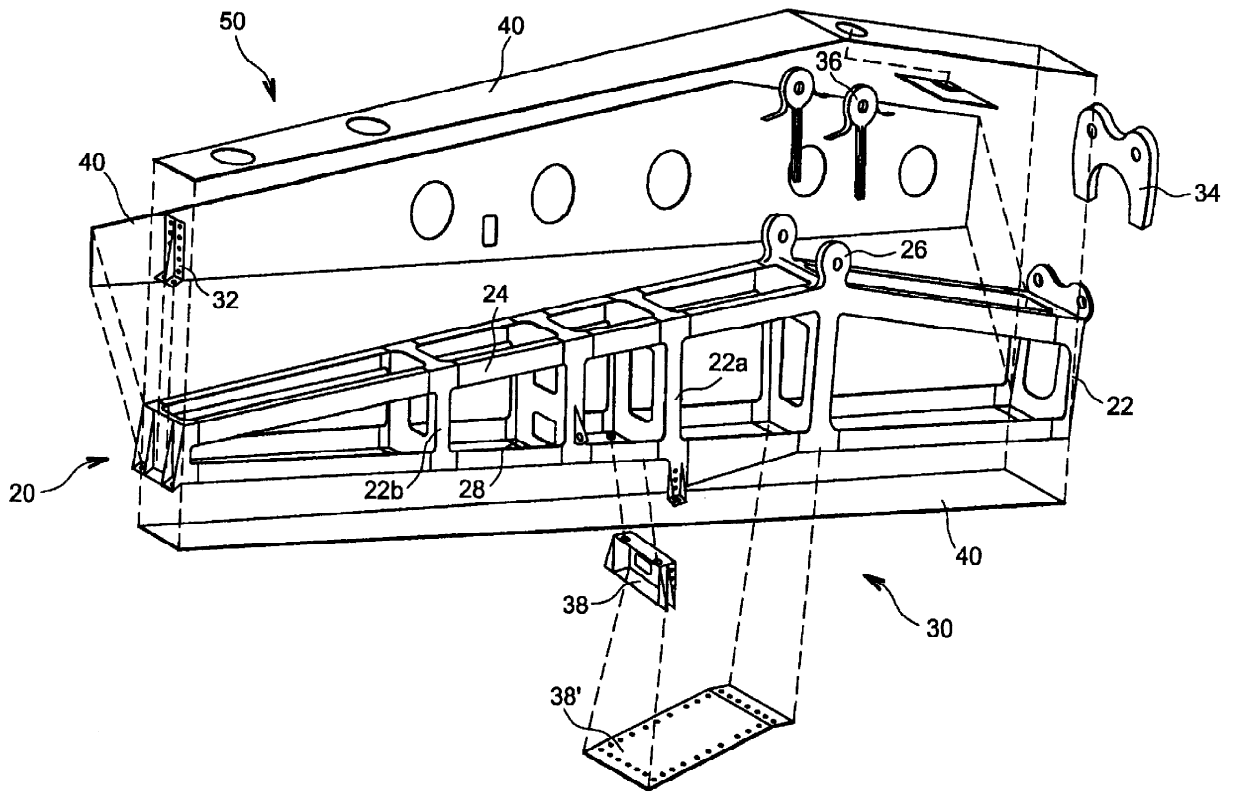
(57) Реферат:

Изобретение относится к области самолетостроения, более конкретно к пилону подвески двигателя самолета. Пилон имеет конструкцию типа короба, содержащую внутреннюю раму, расположенную вдоль главного направления. Рама снабжена четырьмя продольными панелями, образующими наружную часть конструкции.

Пилон также содержит точки крепления двигателя и/или крыльев. При этом, по меньшей мере, три продольных панели механически закреплены на раме по углам короба и содержат точки крепления, а рама выполнена монолитной. Технический результат заключается в упрощении конструкции и снижении веса пилона. 2 н. и 8 з.п. ф-лы, 3 ил.

RU 2 4 1 8 7 2 0 C 2

RU 2 4 1 8 7 2 0 C 2



Фиг.3

RU 2418720 C2

RU 2418720 C2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2008116568/11, 26.09.2006**

(24) Effective date for property rights:
26.09.2006

Priority:
(30) Priority:
28.09.2005 FR 05/52934

(43) Application published: **20.01.2010 Bull. 2**

(45) Date of publication: **20.05.2011 Bull. 14**

(85) Commencement of national phase: **28.04.2008**

(86) PCT application:
EP 2006/066731 (26.09.2006)

(87) PCT publication:
WO 2007/036516 (05.04.2007)

Mail address:
**103735, Moskva, ul. Il'inka, 5/2, OOO
"Sojuzpatent", pat.pov. S.B.Felitsynoj, reg. № 303**

(72) Inventor(s):
LAFON Loran (FR)

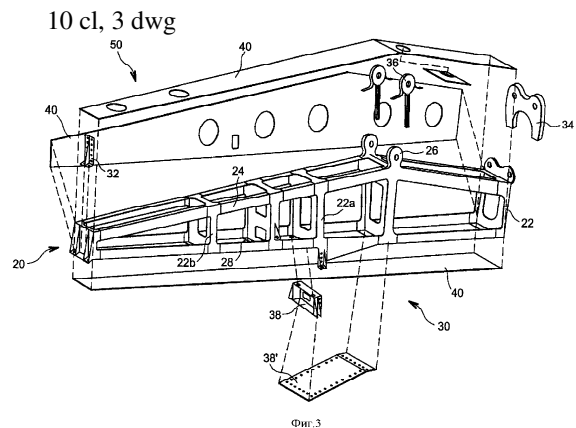
(73) Proprietor(s):
EhRBJuS FRANS (FR)

RU 2 418 720 C2

RU 2 418 720 C2

(54) PYLON WITH INTEGRAL FRAME

(57) Abstract:
FIELD: transport.
SUBSTANCE: invention relates to aircraft engineering, namely, to aircraft engine pylon. Said pylon features box-like structure, comprises inner frame arranged along main direction. Said frame is provided with four lengthwise panels making the structure outer part. Pylon comprises also engine and/or wings attachment points. Note here that, at least, three lengthwise panels are mechanically attached to frame box angles and comprise attachment points while frame is made integral.
EFFECT: simplified design and reduced weight.



Область техники, к которой относится изобретение

Настоящее изобретение относится в основном к пилонам подвески двигателей самолетов. Пилон подвески данного типа представляет собой конструкцию, служащую для крепления двигателя, и его можно использовать, например, для подвески турбореактивного двигателя под крылом самолета или для установки турбореактивного двигателя над крылом с помощью ряда приспособлений.

Более конкретно, настоящее изобретение относится к конструкции нового пилон и способу его изготовления.

Уровень техники

В самолете пилон подвески обеспечивает промежуточную связь между двигателем, таким как турбореактивный двигатель, и крылом самолета. Он передает усилия, развиваемые связанным с ним турбореактивным двигателем, на конструкцию самолета, а также дает возможность проложить топливную, электрическую, гидравлическую и воздушную системы между двигателем и самолетом.

Как показано на фиг.1, узел 1 двигателя самолета крепится под крылом 2 самолета и состоит из двигателя, такого как турбореактивный двигатель 3, и пилон подвески 4. В передней части турбореактивного двигателя 3 имеется корпус 5 вентилятора больших размеров, а вблизи заднего конца имеется меньший средний корпус 6, в котором размещен этот турбореактивный двигатель, при этом средний корпус 6 продлен назад, в направлении к большему по размерам корпусу выхлопа 7, при этом корпусы 5, 6 и 7 соединены вместе и расположены вдоль оси А-А.

Пилон подвески 4, продольный элемент, проходящий вдоль главного направления параллельно оси А-А или слегка под углом к ней, имеет жесткую конструкцию, несущую множество подвесок 8 двигателя, позволяющих закрепить турбореактивный двигатель 3, и другой набор подвесок (не показаны), служащих для крепления этого узла 1 под крылом 2 самолета.

Для справки следует заметить, что узел 1 окружен гондолой (не показана).

В приведенном ниже описании понятия «впереди» и «сзади» следует понимать как положения относительно направления движения самолета, которое происходит под действием тяги турбореактивного двигателя 3, и это направление схематично показано стрелкой 9.

Для того чтобы передать усилия, пилон 4 обычно имеет жесткую конструкцию, часто типа «короба», другими словами конструкцию, имеющую углы, заполненную элементами в виде стержней и соединенную панелями.

Один известный вариант конструкции приведен на фиг.2. Пилон подвески имеет жесткую конструкцию 10 в виде короба, образованную верхним лонжероном 11 и нижним лонжероном 12, проходящими вдоль главного направления, аналогичного направлению оси А-А двигателя 3. Две боковые панели 13 (на фиг.2 можно видеть только заднюю панель) располагаются на боковых сторонах жесткого элемента 10 так, чтобы «закрыть» пилон 4. Панели 13 обычно имеют отверстия 14,

обеспечивающие доступ к различным элементам, расположенным внутри пилон 4.

Поперечные ребра 15 внутри короба, расположенные на продольном направлении, усиливают жесткость конструкции 10; ребра 15а оказывают сопротивления усилиям, а расположение ребер 15b стабилизирует конструкцию 10.

Более того, пилон 4 снабжен системой крепления 8, введенной между турбореактивным двигателем 3 и жесткой конструкцией 10; эта система 8 содержит, по меньшей мере, две подвески двигателей, обычно, по меньшей мере, одну переднюю подвеску 16 и, по меньшей мере, одну заднюю подвеску 17; более того, система

крепления 8 содержит устройство, обеспечивающее противодействие ударам, генерируемым турбореактивным двигателем 3, и выполненное, например, в виде двух боковых стержней, соединенных, во-первых, с задней частью корпуса вентилятора 5 турбореактивного двигателя 3 и, во-вторых, с точкой крепления, расположенной между передней подвеской 16 и задней подвеской 17.

Аналогично, пилон подвески 4 снабжен также второй системой крепления 18, введенной между жесткой конструкцией 10 и крылом самолета 2, обычно составленной из двух или трех подвесок.

Наконец, пилон снабжен второй конструкцией, служащей для разделения и удерживания систем на месте и установки аэродинамических обтекателей.

Главная проблема, связанная с такой конструкцией 10, заключается в трудности ее сборки; ясно, что различные ребра 15a, 15b должны быть закреплены одно за другим на лонжеронах 11, 12 и их положение точно определено, в частности, благодаря фиксированному положению подвесок 16, 17 двигателя, оптимальному для их работы. Более того, различные средства крепления увеличивают вес пилона 4, что всегда является недостатком в самолетостроении.

Раскрытие изобретения

В соответствии с настоящим изобретением предложена новая конструкция пилона подвески самолета, позволяющая упростить изготовление и установку жестких элементов рамы пилона, сохраняя при этом ее свойства, обеспечивающие безопасную работу.

В соответствии с одной отличительной особенностью предложен способ сборки конструкции пилона подвески в два этапа, а именно изготовление путем сварки, литья или другим способом монолитной рамы пилона, другими словами, углов и ребер (и, возможно, одной из лицевых поверхностей), затем механическое крепление к пилону закрывающих панелей.

Способ изготовления в соответствии с настоящим изобретением позволяет получить монолитную единую блочную раму, другими словами раму, которая не может быть разобрана, хотя она может быть изготовлена с помощью сварки из различных элементов.

В предпочтительном варианте изготовления пилона жесткие фитинги также могут быть механически закреплены в местах наибольших механических напряжений до его закрытия, либо после его закрытия.

Имеется много преимуществ от использования двух различных способов. На практике при таком монтаже рамы может быть обеспечено уменьшение веса этой рамы и времени ее изготовления за счет исключения излишних механических креплений. Более того, механическое крепление оказывается таким, что хотя пилон, не являющийся «единым целым», имеет более хрупкую конструкцию в сравнении с полностью единой конструкцией, не ожидается снижение технических характеристик конструкции в тех случаях, когда повреждения вызваны дефектами материала, процессом изготовления или техническим обслуживанием.

В соответствии с другой отличительной особенностью настоящее изобретение относится к пилону подвески двигателя самолета, выполненному согласно способу, соответствующему настоящему изобретению. Следовательно, пилон представляет собой монолитную конструкцию, другими словами объединенную блочную конструкцию, включающую края короба и ребра, которые прикреплены, по меньшей мере, к трем из четырех продольных панелей, проходящих вдоль основного направления пилона. Пилон имеет точки крепления крыльев и двигателя, при этом

каждая точка крепления сдвояна с помощью жесткого фитинга, механически прикрепленного к монолитной раме. В конкретном варианте осуществления настоящего изобретения панели могут быть изготовлены из композитного материала, а рамы могут быть сделаны из металла, например титана.

5 Краткое описание чертежей

Особенности и преимущества настоящего изобретения будут более понятны из нижеследующего описания со ссылкой на прилагаемые чертежи, приведенные для иллюстрации и не ограничивающие объем изобретения.

10 На фиг.1, которая ранее описана, приведен вид сбоку части двигателя самолета в сборе.

На фиг.2, которая ранее описана, приведен пилон подвески, выполненный в соответствии с известными техническими решениями.

15 На фиг.3 приведен пилон подвески, выполненный в соответствии с предпочтительным вариантом осуществления настоящего изобретения.

Осуществление изобретения

20 Как указано выше, изготовление пилонов подвески является длительным и сложным процессом. Однако существует несколько приемлемых технических решений, учитывающих нагрузки, приложенные к пилону, и условия безопасности, относящиеся к авиационной промышленности. Основным условием успешной работы пилона самолета является критерий стойкости противостояния ударам, например, за счет наличия функции защиты от внутренних повреждений, которая позволяет гарантировать, что во всех ситуациях местные повреждения могут быть
25 компенсированы.

Итак, настоящее изобретение представляет собой пилон такого типа, у которого рама, и не только рама, представляет собой монолитную и/или объединенную конструкцию, удовлетворяющую предъявляемым требованиям, за счет снижения веса
30 конструкции и упрощения процесса ее изготовления. Обычная технология сборки конструкции пилона не позволяет удовлетворить выдвинутым условиям; например, если в материале монолитного пилона появляется трещина, то она может распространиться в остающуюся часть конструкции и создать известные риски.

35 В соответствии с настоящим изобретением и как показано на фиг.3, монолитная конструкция использована только для рамы 20, другими словами, короба «скелета»; ребра 22, уголки 24 (другими словами, края), места 26 передачи основных нагрузок (в частности, точки крепления) выполнены цельными. Далее конструкция выполнена в виде рамы 20, которая представляет собой «короб» заранее определенной формы с
40 четырьмя боковыми сторонами, проходящими вдоль основных направления, с добавлением панелей (обозначенными как верхняя, нижняя, левая и правая стороны) на продольных сторонах и двух концевых частях; не предполагается, что термин «панель» в данном описании означает конструкцию, имеющую два измерения; следовательно, верхняя панель имеет две как бы плоские части, образующие угол,
45 которые могут быть, а могут и не быть единым блоком. В соответствии с настоящим изобретением возможен вариант, при котором только одна из продольных панелей (в частности, нижняя панель), или часть ее, встроена в раму 20.

50 В соответствии с одним из вариантов осуществления настоящего изобретения рама 20 может быть изготовлена путем сварки большого числа уголков 24 на различных ребрах 22, например, в продольном направлении; первое ребро (также формирующее угловые края) размещают на своем месте, устанавливают первые четыре угла (или продольных края) и затем вслед за четырьмя вторыми продольными

краями приваривают ребро 22 и т.п. Следовательно, рама 20 в итоге оказывается сделанной в виде единого блока, который не может быть разобран, материал которого является монолитным. Итак, в конструкции, соответствующей настоящему изобретению, расположение ребер 22а противодействия усилиям является менее
5 важным аспектом для рассмотрения, чем предпочтительная возможность подгонки длины уголков 24.

При использовании конструкции, образующей раму 20, сварочные буртики 28 располагаются по ее периферии, за счет чего обеспечивается легкий доступ к
10 сварочным швам инструментами, служащими для обработки сварочных буртиков 28, например, путем механической обработки или шлифования. В данном предпочтительном варианте осуществления настоящего изобретения надежность сварки может быть увеличена после удаления заусенцев, что теперь оказывается возможным.

15 В соответствии с другим вариантом осуществления настоящего изобретения рама 20 может быть изготовлена, например, методом литья.

В соответствии с другим вариантом осуществления настоящего изобретения все простейшие элементы 22, 24 рамы 20 располагаются на монтажной раме, образующей
20 будущую лицевую поверхность, и привариваются; эта сборка может быть затем помещена в печь, в которой выполняется так называемая «отпускающая» термообработка в течение времени и при температуре, которые зависят от используемого материала, за счет чего снимаются напряжения, возникшие от сварки.

25 Следует заметить, что графическое представление пилона дано только в качестве иллюстрации. В частности, ребра 22 могут образовывать рамы, которые не перпендикулярны к основному направлению пилона, но, например, могут быть наклонены к нему. Пилон может также иметь различную геометрическую форму, например такую, какую имеют изменяемые части нижних и/или верхних лицевых
30 поверхностей (фиг.3), различную аэродинамическую форму левых и/или правых боковых лицевых поверхностей. В итоге пилон может иметь форму, зависящую от вида ограничивающих усилий, передаваемых от двигателя на подвески крыла. Все эти особенности позволяют упростить конструкцию основных элементов, из которых строится рама 20.

35 В предпочтительном варианте осуществления настоящего изобретения к полученной таким образом решетке путем механического крепления добавляются фитинги 30, с тем чтобы продублировать точки крепления 26, в которых усилия являются наиболее критическими. В частности, например, к раме может быть
40 привинчен жесткий элемент 32 подвески переднего двигателя вместе с жестким элементом 34 крепления крыла. Более того, задняя точка крепления может быть продублирована с помощью элемента 38, воспринимающего усилия, передаваемые через подвеску заднего двигателя, и с помощью элемента 38', оказывающего
45 противодействие силе тяги; эти два элемента 38,38' могут быть также прикреплены один к другому механическим способом.

Эти фитинги 30, число которых меньше, чем в известной конструкции 10, и которые имеют простую форму, позволяют дополнительно обеспечить выполнение функции
50 «безопасности к разрушению», в соответствии с которой повреждение конструкции рамы 20 будет компенсировано фитингом 30.

Кроме того, рама 20 закрыта с четырех продольных боковых сторон (или с трех остающихся сторон) обшивочными панелями 40, прикрепленными к ней механически. В отличие от известных конструкций, в данном случае панели выполняют простую

функцию получения обшивки и могут быть менее жесткими, более простыми в изготовлении, при этом имеется возможность согласования в ходе сборки их формы, определяемой рамой 20. Эта особенность может облегчить сборку и использование панелей.

5 В конструкции, соответствующей настоящему изобретению, можно также выбрать различные варианты панелей 40, определяемых рамой 20, и, в частности, получить пилон 50, у которого рама 20 изготовлена из стали или титана, фитинги 30 из
10 специальной стали и панели 40 из композитного материала; обычно могут быть предусмотрены металлические панели 40 из того же материала, что и остающаяся часть конструкции 20, 30, а также из другой стали, титана, алюминия или композитного сплава.

Итак, настоящее изобретение обеспечивает получение компромисса между
15 итоговым уменьшением цены и веса, снижением риска аварий в стыках и максимальной безопасностью конструкции с удвоенной «безопасностью от повреждения». Пилон 50, выполненный в соответствии с настоящим изобретением, сохраняет все преимущества известных многоэлементных коробов и хорошо противостоит повреждениям, при этом позволяет получить существенную экономию
20 благодаря сложению в раме направлений действия исходных усилий.

Формула изобретения

1. Пилон подвески двигателя самолета, имеющий конструкцию типа короба, содержащую внутреннюю раму, расположенную вдоль главного направления и
25 снабженную четырьмя продольными панелями, образующими наружную часть конструкции вдоль главного направления, при этом пилон содержит точки крепления двигателя и/или крыльев, отличающийся тем, что, по меньшей мере, три продольных панели механически закреплены на раме по углам короба и содержат точки
30 крепления, при этом рама выполнена монолитной.

2. Пилон подвески по п.1, в котором монолитная рама содержит также ребра в точках крепления пилона, которые образуют рамы, соединенные по углам.

3. Пилон подвески по п.2, в котором монолитная рама также содержит поддерживающие ребра, которые образуют рамы, соединенные по углам.

35 4. Пилон подвески по п.1, в котором четыре продольных панели механически прикреплены к монолитной раме.

5. Пилон подвески по п.1, в котором рама изготовлена методом сварки вдоль углов.

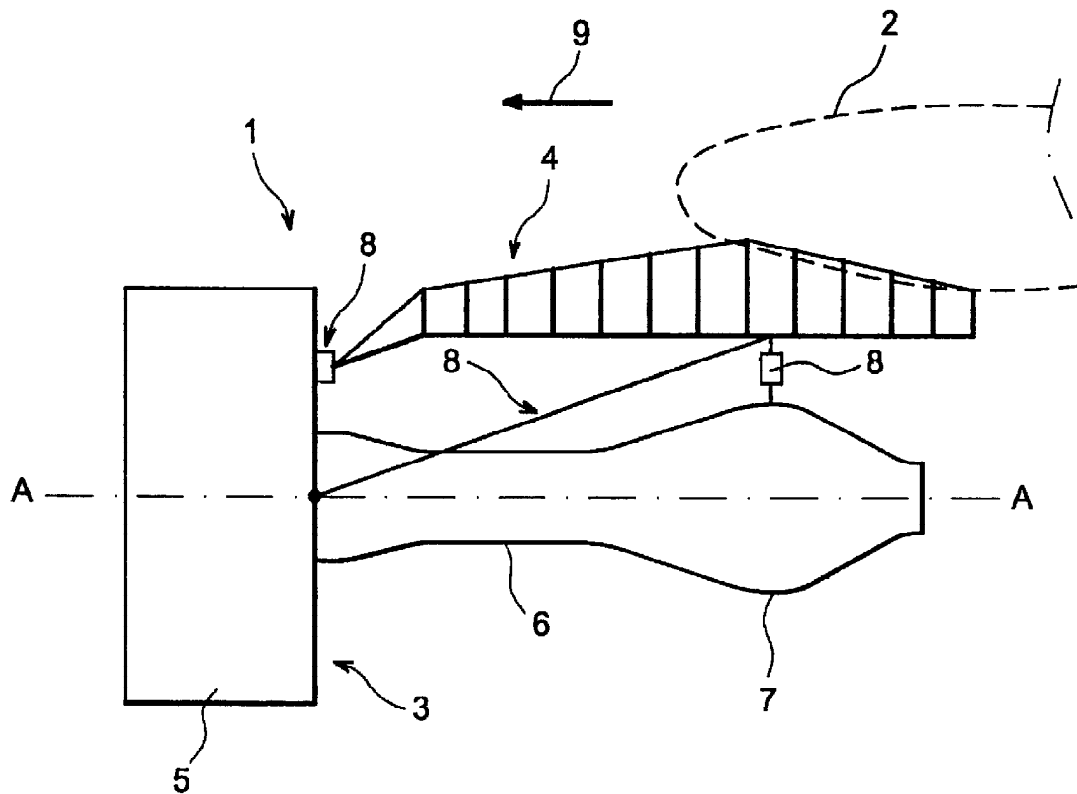
40 6. Пилон подвески по п.1, также содержащий жесткие фитинги, механически закрепленные к раме в точках крепления.

7. Пилон подвески по п.1, в котором рама изготовлена из титана и/или панели изготовлены из композитного материала.

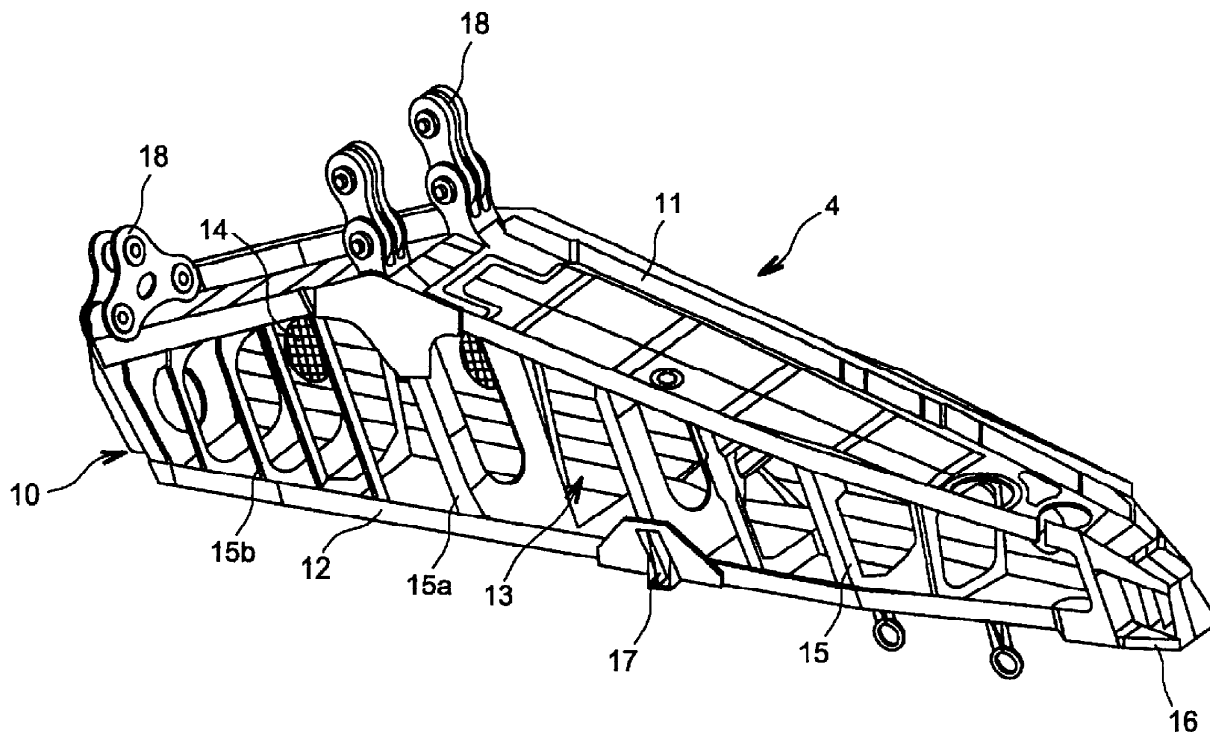
8. Способ изготовления пилона типа короба для подвески двигателя самолета, включающий изготовление рамы пилона в виде единой конструкции и механическое
45 крепление панелей к раме.

9. Способ изготовления по п.8, в котором изготовление единой конструкции выполняют с помощью сварки или литья.

50 10. Способ изготовления по п.8, предусматривающий также механическое крепление жестких фитингов к раме.



Фиг.1



Фиг.2