



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
 ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
B64C 3/187 (2020.08); *B64C 1/26* (2020.08); *Y02T 50/40* (2020.08)

(21)(22) Заявка: 2017121844, 21.06.2017

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
 21.06.2017

Дата регистрации:
 02.04.2021

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
 13.09.2016 US 15/264,209

(43) Дата публикации заявки: 24.12.2018 Бюл. № 36

(45) Опубликовано: 02.04.2021 Бюл. № 10

Адрес для переписки:
 190000, Санкт-Петербург, ВОХ-1125,
 "ПАТЕНТИКА"

(72) Автор(ы):

УОЛКЕР Стивен П. (US),
 БЕХЗАДПУР Форузан (US),
 ОУКС Гари Д. (US),
 ШРЁДЕР Ян И. (US),
 СТИКЛЕР Патрик Б. (US),
 ИНОУЭ Джейсон Х. (US)

(73) Патентообладатель(и):

ЗЕ БОИНГ КОМПАНИ (US)

(56) Список документов, цитированных в отчете
 о поиске: US 0008915471 B2, 23.12.2014. EP
 0003040268 A1, 06.07.2016. US 0005944286 A1,
 31.08.1999. RU 2518104 C2, 10.06.2014.

C2
 6 8 7 6 5 4 2 7 2

(54) КРЫЛО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И СПОСОБ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

(57) Реферат:

Крыло летательного аппарата имеет первую панель, вторую панель, нервюры, соединенные между первой и второй панелями, и элементы жесткости, соединенные между нервюрами в направлении размаха крыльев и соединенные с первой панелью. Соединение между элементами жесткости и первой панелью обеспечивает предотвращение приема осевых нагрузок элементами жесткости, а элементы жесткости обеспечивают повышение устойчивости к сжатию первой панели. Соединения между элементами

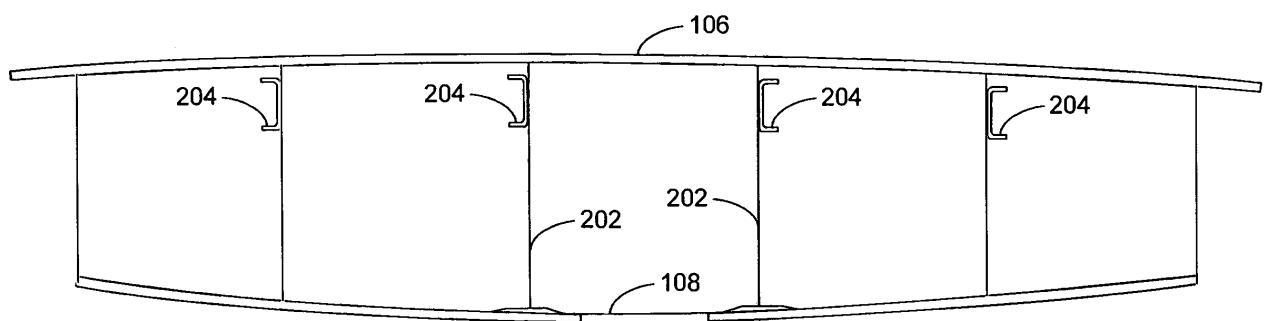
жесткости и первой панелью являются непрямыми соединениями, образованными зажимами, которые выполнены с возможностью предотвращения приема элементами жесткости осевых нагрузок при обеспечении повышения устойчивости первой панели к сжатию. Способ полета характеризуется использованием крыла летательного аппарата. Группа изобретений направлена на повышение устойчивости. 2 н. и 10 з.п. ф-лы, 16 ил.

RU

R
 2 7 4 5 8 7 6

C 2

Р У 2 7 4 5 8 7 6 С 2



ФИГ. 5

Р У 2 7 4 5 8 7 6 С 2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(52) CPC
B64C 3/187 (2020.08); *B64C 1/26* (2020.08); *Y02T 50/40* (2020.08)

(21)(22) Application: 2017121844, 21.06.2017

(24) Effective date for property rights:
21.06.2017

Registration date:
02.04.2021

Priority:

(30) Convention priority:
13.09.2016 US 15/264,209

(43) Application published: 24.12.2018 Bull. № 36

(45) Date of publication: 02.04.2021 Bull. № 10

Mail address:
190000, Sankt-Peterburg, BOX-1125,
"PATENTIKA"

(72) Inventor(s):

UOLKER Stiven P. (US),
BEKHZADPUR Foruzan (US),
OUKS Gari D. (US),
SHREDER Yan I. (US),
STIKLER Patrik B. (US),
INOUE Dzhejson KH. (US)

(73) Proprietor(s):

ZE BOING KOMPANI (US)

R U 2 7 4 5 8 7 6 C 2

(54) AIRBORNE VEHICLE WING AND AIRBORNE VEHICLE'S FLIGHT METHOD

(57) Abstract:

FIELD: aircraft industry.

SUBSTANCE: wing of an airborne vehicle has a first panel, a second panel, ribs connected between the first and second panels, and stiffeners connected between the ribs in the direction of the wingspan and connected to the first panel. The connection between the stiffeners and the first panel prevents the stiffeners from receiving axial loads, and the stiffeners increase the first panel's compression resistance. The connections between the stiffeners and the first panel are indirect connections formed by clamps, which are designed to prevent axial loads by the stiffeners while

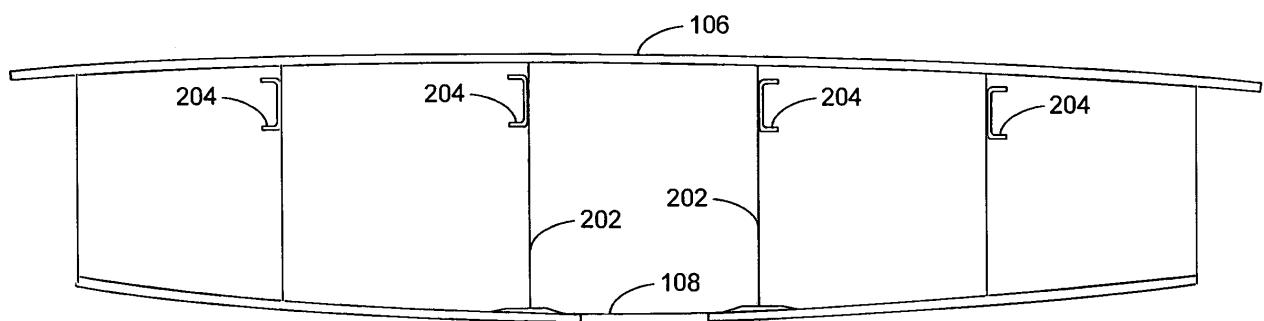
ensuring an increase in the resistance of the first panel to compression. The connections between the stiffeners and the first panel are indirect connections formed by clamps, which are designed to prevent receiving axial loads by the stiffeners while ensuring an increase in the resistance of the first panel to compression. The flight method is characterized by the use of the airborne vehicle's wing.

EFFECT: group of inventions is aimed at stability improvement.

13 cl, 16 dwg

R U 2 7 4 5 8 7 6 C 2

Р У 2 7 4 5 8 7 6 С 2



ФИГ. 5

Р У 2 7 4 5 8 7 6 С 2

ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ

Настоящее изобретение относится в общем к летательным аппаратам, а в частности к крыльям летательного аппарата и к летательному аппарату, содержащему такие крылья.

УРОВЕНЬ ТЕХНИКИ

Некоторые летательные аппараты содержат крылья, имеющие верхнюю и нижнюю панель, нервюры, лонжероны и стрингеры. В некоторых примерах стрингеры непосредственно соединены с верхней и нижней панелями для обеспечения восприятия нагрузок (например, осевых нагрузок, изгибающих нагрузок) и их направления к нервюрам.

Именно в отношении этих и других аспектов представлено настоящее изобретение.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ

На фиг. 1 показано схематичное изображение приведенного в качестве примера летательного аппарата, содержащего приведенные в качестве примера крылья,

выполненные в соответствии с настоящим изобретением.

На фиг. 2 показан вид с частичным разрезом приведенного в качестве примера крыла, содержащего приведенные в качестве примера нервюры и элементы жесткости в соответствии с настоящим изобретением.

На фиг. 3 показан вид сверху приведенного в качестве примера крыла, содержащего приведенные в качестве примера нервюры и элементы жесткости.

На фиг. 4 показан приведенный в качестве примера элемент жесткости, соединенный между приведенными в качестве примера нервюрами и соединенный с приведенной в качестве примера панелью.

На фиг. 5 показан вид в разрезе приведенного в качестве примера крыла, содержащего приведенные в качестве примера нервюры, элементы жесткости и панели.

На фиг. 6 показан вид в разрезе другого приведенного в качестве примера крыла, содержащего приведенные в качестве примера нервюры, элементы жесткости и панели.

На фиг. 7 показан вид в разрезе другого приведенного в качестве примера крыла, содержащего приведенные в качестве примера нервюры, элемент жесткости и панели.

На фиг. 8 показан вид в разрезе приведенного в качестве примера крыла, содержащего приведенные в качестве примера расположенные со стороны корпуса средства сопряжения, двойные работающие на сдвиг стыковочные соединения, панели и нервюра.

На фиг. 9 показаны приведенные в качестве примера расположенные со стороны корпуса средства сопряжения, которые могут быть использованы для реализации приведенных в качестве примера крыльев, раскрытых в настоящем документе.

На фиг. 10 показан другой вид расположенных со стороны корпуса средств сопряжения по фиг. 9.

На фиг. 11 показан увеличенный вид соединения между приведенными в качестве примера расположеными со стороны корпуса средствами сопряжения и задним лонжероном.

На фиг. 12 показан другой вид соединения между приведенными в качестве примера располагаемыми со стороны корпуса средствами сопряжения и задним лонжероном.

На фиг. 13 показаны усилия, действующие на приведенные в качестве примера располагаемые со стороны корпуса средства сопряжения, которые могут быть использованы для реализации приведенных в качестве примера крыльев, раскрытых в настоящем документе.

На фиг. 14 показаны приведенные в качестве примера элементы жесткости, соединенные с приведенной в качестве примера панелью, которые могут быть

использованы для реализации приведенных в качестве примера крыльев, раскрытых в настоящем документе.

На фиг. 15 показан вид в разрезе другого приведенного в качестве примера крыла, содержащего приведенные в качестве примера нервюры, элемент жесткости и панели.

На фиг. 16 показан вид в разрезе другого приведенного в качестве примера крыла, содержащего приведенные в качестве примера располагаемые со стороны корпуса средства сопряжения, двойные работающие на сдвиг стыковочные соединения и панели.

Фигуры чертежей приведены не в масштабе. Везде где это возможно на чертеже (чертежах) и в сопутствующем описании одинаковые ссылочные номера относятся к одинаковым или подобным частям.

ОСУЩЕСТВЛЕНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Раскрытые в настоящем документе варианты реализации относятся к летательным аппаратам, содержащим крылья, которые усилены с использованием выполненных отдельно элементов жесткости, которые имеют относительно небольшой размер и легки в производстве и/или использовании. Крылья могут содержать композитный материал и/или пластик, армированный углеродным волокном (carbon fiber reinforced plastic, CFRP). Таким образом, использование приведенных в настоящем описании вариантов реализации обеспечивает возможность получения облегченного крыла при относительно низких затратах по сравнению со многими известными крыльями.

В некоторых вариантах реализации приведенные в качестве примера выполненные отдельно элементы жесткости обеспечивают устойчивость к сжатию и/или ограничение на выход из плоскости для панели (панелей) крыла из углеродного волокна, с которой соединен элемент(ы) жесткости. В отличие от стрингеров, которые выполнены заодно целое и/или соединены с панелью крыла, приведенные в качестве примера элементы жесткости (например, отдельные элементы жесткости), выполненные в соответствии с концепцией настоящего изобретения, могут быть выполнены без возможности приема по существу осевой нагрузки от панелей крыла. В настоящем документе "без возможности приема по существу осевой нагрузки от панелей крыла" означает, что приведенные в качестве примера элементы жесткости могут принимать номинальную величину осевой нагрузки от панелей крыла и/или не предназначены для приема и/или передачи осевой нагрузки от панелей крыла к другим конструктивным компонентам (например, нервюрам и т.д.) крыла и/или летательного аппарата. Таким образом, реализация летательного аппарата с вариантами реализации, раскрытыми в настоящем документе, позволяет снизить количество деталей и/или в целом упростить крыло и/или летательный аппарат.

В некоторых вариантах реализации посредством выполнения элементов жесткости без возможности приема осевых нагрузок от панелей крыла, указанная нагрузка передается в панелях крыла в направлении приведенных в качестве примера располагаемых со стороны корпуса средств сопряжения. В некоторых вариантах реализации располагаемые со стороны корпуса средства сопряжения содержат приведенную в качестве примера непрерывную располагаемую со стороны корпуса стенку (например, не подкрепленную располагаемую со стороны корпуса стенку), которая проходит в направлении к задней части через приведенную в качестве примера трапециевидную панель и/или соединительные приспособления. Расположение располагаемой со стороны корпуса стенки посредством трапециевидных соединительных приспособлений обеспечивает направление усилий через приведенную в качестве примера располагаемую со стороны корпуса стенку к заднему лонжерону. В некоторых вариантах реализации использование приведенной в качестве примера располагаемой

со стороны корпуса стенки, выполненной заодно с приведенным в качестве примера соединительным приспособлением (приспособлениями), позволяет исключить некоторые детали, такие как, например, оконечные соединительные приспособления и/или дополнительные места соединения.

5 В некоторых вариантах реализации крылья содержат верхнюю и нижнюю панели, нервюры, проходящие между верхней и нижней панелями и приведенные в качестве примера элементы жесткости (например, поперечные балки), причем верхняя и нижняя панель выполнены без стрингеров. Верхняя и/или нижняя панели могут представлять собой не подкрепленные панели крыла и/или подкрепленные выполненные отдельно 10 панели крыла. В некоторых вариантах реализации верхняя и нижняя панели соединены с соответствующими элементами жесткости посредством крепежных элементов и/или Т-образных зажимов. В некоторых вариантах реализации элементы жесткости соединены нежестким образом между нервюрами в направлении размаха крыльев для обеспечения 15 осуществления некоторого перемещения без влияния на структурную целостность соединения между элементами жесткости и нервюрами и/или для предотвращения прогиба элементов жесткости. В настоящем документе фраза "в направлении размаха крыльев" относится к направлению между кончиками крыльев летательного аппарата и/или направлению между внутренней частью крыла и внешней частью (например, кончиком) крыла. Разрезные лямки (например, выполненные заодно целое разрезные 20 лямки) могут быть использованы для предотвращения повреждения, которое может возникнуть в панелях крыла во время полета. В некоторых вариантах реализации крылья и/или располагаемые со стороны корпуса средства сопряжения содержат стыковочные пластины из пластика, армированного углеродным волокном, для 25 образования двойного работающего на сдвиг стыковочного соединения, которое препятствует образованию коррозии.

На фиг. 1 показан приведенный в качестве примера летательный аппарат 100, содержащий приведенные в качестве примера фюзеляж 101 и двигатели 102, соединенные с приведенными в качестве примера крыльями 104. В данном варианте реализации крылья 104 содержат первую и вторую панели 106, 108, которые могут быть выполнены 30 из композитного материала и/или пластикового материала, армированного углеродным волокном.

На фиг. 2 показан вид с частичным разрезом одного из приведенных в качестве примера крыльев 104, которые могут быть использованы для осуществления крыльев 104 летательного аппарата 100 по фиг. 1. В показанном варианте реализации крыло 104 35 содержит первую и вторую панели 106, 108 и нервюры 202, которые проходят в направлении по хорде между первой и второй панелями 106, 108. Для выполнения первой и второй панелей 106, 108 относительно тонкими и/или для повышения устойчивости соответствующих панелей 106, 108 в данном варианте реализации приведенные в качестве примера элементы жесткости и/или поперечные балки 204 40 соединены в направлении размаха крыльев между нервюрами 202. В некоторых вариантах реализации элементы 204 жесткости по отдельности соединены между нервюрами 202 и с панелью 106 (например, верхней панелью) для повышения устойчивости первой панели 106 к сжатию и/или для предотвращения воздействия осевой нагрузки на элементы 204 жесткости. В некоторых вариантах реализации 45 элементы 204 жесткости присоединены вплотную к первой панели 106 и расположены на расстоянии от второй панели 108. В других вариантах реализации некоторые из элементов 204 жесткости присоединены вплотную к первой панели 106, а другие элементы 204 жесткости присоединены вплотную ко второй панели 108. Однако,

учитывая, что сжимающая нагрузка, действующая на первую панель 106 (например, верхнюю панель) может быть больше, чем сжимающая нагрузка, действующая на вторую панель 108 (например, нижнюю панель), элементы 204 жесткости могут быть выполнены вплотную к первой панели 106, но не вплотную ко второй панели 108.

- 5 В некоторых вариантах реализации, учитывая, что сжимающая нагрузка, действующая на панели 106, 108 ближе к фюзеляжу 101, может быть больше, чем сжимающая нагрузка, действующая на панели 106, 108 дальше от фюзеляжа 101, рядом с фюзеляжем 101 может быть выполнено больше элементов 204 жесткости между нервюрами 202 по сравнению с количеством элементов 204 жесткости, выполненных дальше от фюзеляжа 101.
- 10 В вариантах реализации, в которых панели 106 и 108 выполнены сравнительно более толстыми и/или жесткими, для достижения пороговой устойчивости к сжатию и/или предотвращения порогового прогиба панелей 106, 108 может быть использовано меньшее количество элементов 204 жесткости. В вариантах реализации, в которых панели 106, 108 выполнены сравнительно более тонкими и/или менее жесткими, для
- 15 достижения пороговой устойчивости к сжатию и/или предотвращения порогового прогиба панелей 106, 108 может быть использовано большее количество элементов 204 жесткости. В любом из этих вариантов реализации первая и вторая панель 106, 108 могут иметь одинаковые или подобные толщины. В других вариантах реализации первая и вторая панели 106, 108 могут иметь изменяющиеся толщины и/или
- 20 различающиеся толщины.

На фиг. 3 показан вид сверху приведенного в качестве примера крыла 104, которое может быть использовано для реализации крыльев 104 летательного аппарата 100 по фиг. 1. В данном варианте реализации крыло 104 содержит нервюры 202 и элементы 204 жесткости, соединенные между соответствующими нервюрами 202. Как показано 25 в варианте реализации по фиг. 3, между нервюрами 202, располагаемыми вблизи фюзеляжа 101 и/или внутренней части 301 крыла 104, расположено большее количество элементов 204 жесткости, а вблизи кончика и/или внешней части 302 крыла 104 расположено меньшее количество элементов 204 жесткости. Хотя элементы 204 жесткости показаны располагаемыми с конкретным узором на крыле 104, они могут 30 быть расположены между нервюрами 202 в любой конфигурации для соответствия нуждам конкретного случая применения.

На фиг. 4 показан вид в разрезе соединения между одним из элементов 204 жесткости, нервюрой 202 и первой панелью 106. В показанном варианте реализации элемент 204 жесткости присоединен к первой панели 106 в первом местоположении 402 посредством 35 первого Т-образного зажима и/или крепежного элемента 404, и во втором местоположении 406 посредством второго Т-образного зажима и/или крепежного элемента 408. В показанном варианте реализации первый конец 410 элемента 204 жесткости присоединен к нервюре 202. В некоторых вариантах реализации элемент жесткости нервюры может быть соединен с нервюрой 202 в первом местоположении 402 и с местом соединения между нервюрой 202 и элементом 204 жесткости. В 40 показанном варианте реализации второй конец 412 элемента жесткости 204 соединен с выступом и/или изогнутым листом 414 металла для обеспечения нежесткого присоединения элемента 204 жесткости между нервюрами 202 и/или для предотвращения прогиба элемента 204 жесткости. Другими словами, присоединения элемента 204 жесткости к выступу 414 и/или свойства материала и/или гибкость выступа 414 45 обеспечивают возможность осуществления некоторого перемещения между нервюрами 202 без отрицательного влияния на соединение между элементом 204 жесткости и нервюрами 202, например. В некоторых вариантах реализации выступ 414 может иметь

таким размеры, форму и/или толщину, чтобы обеспечивать возможность изгиба выступа 414 для обеспечения осуществления некоторого перемещения между нервюрами 202 без отрицательного влияния на соединение между элементом 204 жесткости и нервюрами 202. В некоторых вариантах реализации выступ 414 может быть выполнен из материала и/или иметь свойства материала, которые обеспечивают осуществление некоторого перемещения между нервюрами 202 без отрицательного влияния на соединение между элементом 204 жесткости и нервюрами 202.

На фиг. 5 показан вид в разрезе крыла 104, содержащего первую и вторую панели 106, 108, нервюры 202, соединенные между первой и второй панелями 106, 108, и элементы 204 жесткости, соединенные с нервюрами 202 вплотную к первой панели 106. В показанном варианте реализации элементы 204 жесткости имеют С-образное сечение. Однако элементы 204 жесткости могут иметь любое другое подходящее сечение.

На фиг. 6 показан вид в разрезе крыла 104, содержащего первую и вторую панели 106, 108, нервюры 202, соединенные между первой и второй панелями 106, 108, и элементы 204 жесткости, соединенные с нервюрами 202 вплотную к первой панели 106 и вплотную ко второй панели 108. Расположение элементов 204 жесткости с примыканием ко второй панели 108 обеспечивает достижение пороговой устойчивости второй панели 108 к сжатию и/или обеспечивает выполнение второй панели 108 относительно тонкой при достижении пороговой устойчивости к сжатию. В некоторых вариантах реализации достижение пороговой устойчивости к сжатию означает, что пороговое расстояние сохраняется между первой и второй панелями 106, 108 и/или предотвращен прогиб первой и/или второй панелей 106, 108.

На фиг. 7 показан вид в разрезе крыла 104, содержащего первую и вторую панели 106, 108, нервюры 202, один из элементов 204 жесткости и приведенные в качестве примера лонжерон 702. В показанном варианте реализации разрезные лямки 704 расположены между нервюрами 202 и первой и второй панелями 106, 108. Однако, в некоторых вариантах реализации крылья 104 могут быть выполнены без разрезных лямок 704. Кроме того, в показанном варианте реализации лонжерон 702 имеет Z-образное сечение, а элемент 204 жесткости имеет С-образное сечение. Однако, лонжерон 702 и/или элемент 204 жесткости могут иметь любое другое сечение или форму в зависимости от конкретного случая осуществления. Например, лонжерон 702 может иметь С-образное сечение и/или элемент 204 жесткости может иметь Г-образное сечение.

На фиг. 8 показан вид в разрезе крыла 104 и среднего участка 800 крыла, содержащего нервюры 202, один из элементов 204 жесткости и приведенные в качестве примера располагаемые со стороны корпуса средства 801 сопряжения. В показанном варианте реализации первая панель 106 соединена с располагаемыми со стороны корпуса средствами 801 сопряжения и внутренней первой панелью 802 среднего участка 800 крыла посредством приведенного в качестве примера первого двойного работающего на сдвиг стыковочного соединения 804. Как показано в варианте реализации по фиг. 8, первое двойное работающее на сдвиг стыковочное соединение 804 содержит первую и вторую стыковочные пластины 806, 808, располагаемые на обеих сторонах панелей 106, 802 и прикрепленные к ним посредством крепежных элементов и/или болтов 810.

В показанном варианте реализации вторая панель 108 соединена с располагаемыми со стороны корпуса средствами 801 сопряжения и внутренней второй панелью 812 среднего участка 800 крыла посредством приведенного в качестве примера второго двойного работающего на сдвиг стыковочного соединения 813. В данном варианте реализации приведенное в качестве примера второе двойное работающее на сдвиг стыковочное соединение 813 содержит третью и четвертую стыковочные пластины 814,

816, располагаемые на обеих сторонах панелей 108, 812 и прикрепленные к ним посредством крепежных элементов и/или болтов 818. В некоторых вариантах реализации соединение между панелями 106, 108, 802, 812 и/или располагаемыми со стороны корпуса средствами 801 сопряжения предотвращает создание момента на границе раздела между 5 любой из первой панели 106, располагаемых со стороны корпуса средств 801 сопряжения, внутренней первой панели 802, второй панели 108 и/или внутренней второй панели 812.

Для соединения приведенных в качестве примера средств 820 сопряжения с обшивкой фюзеляжа с крылом 104 располагаемыми со стороны корпуса средствами 801 10 сопряжения и/или внутренней первой панелью 802, в показанном варианте реализации приведенные в качестве примера Т-образный элемент или опора 822 присоединены рядом с располагаемыми со стороны корпуса средствами 801 сопряжения посредством крепежных элементов 810. Таким образом, в показанном варианте реализации некоторые 15 из крепежных элементов 810 использованы для соединения опоры 822, первой панели 106, внутренней первой панели 802 и/или располагаемых со стороны корпуса средств 801 сопряжения вместе.

На фиг. 9 и 10 показаны виды в изометрии приведенных в качестве примера 20 располагаемых со стороны корпуса средств 801 сопряжения, содержащих приведенную в качестве примера располагаемую со стороны корпуса стенку 902 и первое и второе соединительные приспособления и/или трапециевидные соединительные приспособления 904, 906, через которые располагаемая со стороны корпуса стенка 902. В показанном варианте реализации тот факт, что располагаемая со стороны корпуса стенка 902 25 проходит через первое и второе соединительные приспособления 904, 906, обеспечивает передачу усилий от первой и/или второй панелей 106, 108 через располагаемую со стороны корпуса стенку 902 к заднему лонжерону, который должен быть расположен рядом с концом 908 располагаемых со стороны корпуса средств 801 сопряжения. В данном варианте реализации располагаемые со стороны корпуса средства 801 30 сопряжения содержат горизонтальные элементы 910, 912, 914, 916 и отверстие 918 для обеспечения возможности прохода операторов (например, механиков) через располагаемые со стороны корпуса средства 801 сопряжения при ремонте крыла 104, например.

На фиг. 11 показаны приведенные в качестве примера располагаемые со стороны корпуса средства 801 сопряжения, трапециевидные соединительные приспособления 904, 906 и приведенный в качестве примера задний лонжерон 1102, соединенные при 35 помощи опоры 1104 и крепежных элементов 1106. Как показано в варианте реализации по фиг. 11, располагаемая со стороны корпуса стенка 902 проходит непрерывно через трапециевидные соединительные приспособления 904, 906 в направлении заднего лонжерона 1102 для обеспечения передачи нагрузок и/или усилий от располагаемой со стороны корпуса стенки 902, например, к заднему лонжерону 1102.

На фиг. 12 показано приведенное в качестве примера соединение между первым и вторым соединительными приспособлениями 904, 906 и задним лонжероном 1102. В данном варианте реализации крепежные элементы 1106 проходят через соединительные приспособления 904, 906 и задний лонжерон 1102 для соединения соединительных приспособлений 904, 906 и заднего лонжерона 1102.

На фиг. 13 показаны первые и вторые усилия 1302, 1304, действующие на 45 располагаемые со стороны корпуса средства 801 сопряжения. В данном варианте реализации первые усилия 1302 направлены вдоль продольной оси 1306 располагаемых со стороны корпуса средств 801 сопряжения, а вторые усилия 1304 направлены к первой

стороне 1308 соединительных приспособлений 904, 906. В показанном варианте реализации третьи усилия 1310 (например, 180000 фунтов силы (800680 Н)), действующие на первую сторону 1308 соединительных приспособлений 904, 906, больше, чем четвертые усилия 1312 (например, 90000 фунтов силы (или 400340 Н)), действующие на вторую сторону 1314 соединительных приспособлений 904, 906 и/или располагаемой со стороны корпуса стенки 902.

На фиг. 14 показаны приведенные в качестве примера первые и вторые элементы 1402, 1404 жесткости, соединенные между нервюрами 202 и первой панелью 106. В отличие от приведенных в качестве примера элементов 204 жесткости, описанных выше, 10 концы приведенных в качестве примера элементов 1402, 1404 жесткости присоединены между одной из нервюр 202 и первой панелью 106.

На фиг. 15 показан вид в разрезе первой и второй панелей 106, 108, нервюр 202 и одного из элементов 1402 1404 жесткости.

На фиг. 16 показан вид в разрезе крыла 104 и фюзеляжа 101, включая одно из нервюр

15 202 и приведенные в качестве примера располагаемые со стороны корпуса средства 801 сопряжения. В отличие от варианта реализации по фиг. 8, первое двойное работающее на сдвиг стыковочное соединение 804 и второе двойное работающее на сдвиг стыковочное соединение 813 расположены на расстоянии от приведенных в качестве примера располагаемых со стороны корпуса средств 801 сопряжения. В 20 некоторых вариантах реализации посредством расположения двойных работающих на сдвиг стыковочных соединений 804, 813 на расстоянии от располагаемых со стороны корпуса средств 801 сопряжения можно упростить сборку крыла.

Из высказывания ясно, что раскрытыые выше способы, устройства и изготавливаемые изделия относятся к снижению стоимости производства крыльев 25 летательного аппарата и/или крыльев летательного аппарата, содержащих пластик, армированный углеродным волокном посредством использования приведенных в качестве примера элементов жесткости, которые проходят между нервюрами. В некоторых вариантах реализации элементы жесткости выполнены без возможности принимать осевые усилия и/или нагрузки от панелей крыла благодаря нежесткому 30 соединению элементов жесткости и панелей обшивки крыла для предотвращения приема осевых нагрузок элементами жесткости. В некоторых вариантах реализации, приведенные в качестве примера крылья, раскрытыые в настоящем документе, содержат верхнюю и нижнюю панели обшивки крыла, элементы жесткости и/или поперечные балки, присоединенные к верхней и/или нижней панели обшивки для обеспечения 35 достижения пороговой устойчивости панели обшивки крыла. В некоторых вариантах реализации элементы жесткости и/или поперечные балки расположены в направлении размаха крыльев между нервюрами. С использованием вариантов реализации, раскрытых в настоящем документе можно обеспечить использование двойного работающего на сдвиг стыковочного соединения в соединении "со стороны корпуса" 40 ("side of body joint") посредством стыковочных элементов и/или пластин из пластика, армированного углеродным волокном. В некоторых вариантах реализации использование приведенных в качестве примера элементов жесткости, раскрытых в настоящем документе, обеспечивает прохождение непрерывной располагаемой со стороны корпуса стенки через заднюю трапециевидную панель (панели) заднего 45 лонжерона и/или облегчает соединение "со стороны корпуса" для обеспечения исключения и/или не использования оконечных соединительных приспособлений.

Приведенное в качестве примера устройство содержит крыло летательного аппарата, имеющее первую панель; вторую панель; нервюры, присоединенные между первой и

второй панелями; и элементы жесткости, присоединенные между нервюрами в направлении размаха крыльев и к первой панели, причем соединение между элементами жесткости и первой панелью обеспечивает предотвращение приема осевых нагрузок элементами жесткости, а элементы жесткости обеспечивают повышение устойчивости 5 первой панели к сжатию. В некоторых вариантах реализации первая панель содержит композитный материал или пластик, армированный углеродным волокном. В некоторых вариантах реализации первое множество элементов жесткости присоединено между нервюрами на внутренней части крыла летательного аппарата, а второе множество элементов жесткости присоединено между нервюрами на внешней части крыла, причем 10 первое множество больше, чем второе множество, а внутренняя часть выполнена с возможностью присоединения к фюзеляжу летательного аппарата. В некоторых вариантах реализации крыло летательного аппарата выполнено с возможностью удержания осевых нагрузок в первой и второй панелях.

В некоторых вариантах реализации устройство содержит располагаемую со стороны 15 корпуса стенку, соединенную с первой и второй панелями. В некоторых вариантах реализации располагаемая со стороны корпуса стенка содержит композитный материал или пластик, армированный углеродным волокном. В некоторых вариантах реализации располагаемая со стороны корпуса стенка выполнена с возможностью прохождения вдоль стороны фюзеляжа летательного аппарата. В некоторых вариантах реализации 20 устройство содержит трапециевидные соединительные приспособления, через которые проходит располагаемая со стороны корпуса стенка, и которые выполнены с возможностью соединения с задним лонжероном крыла летательного аппарата для обеспечения передачи осевых нагрузок от первой и второй панелей к заднему лонжерону. В некоторых вариантах реализации устройство содержит стыковочную пластину, 25 соединяющую первую панель и располагаемую со стороны корпуса стенку.

В некоторых вариантах реализации устройство содержит опоры для соединения конца соответствующих элементов жесткости с нервюрами, опоры обеспечивают предотвращение прогиба элементов жесткости благодаря свойствам материала или гибкости опор. В некоторых вариантах реализации элементы жесткости представляют 30 собой первые элементы жесткости и также содержат вторые элементы жесткости, присоединенные к нервюрам и между ними в направлении размаха крыльев и ко второй панели, причем вторые элементы жесткости обеспечивают повышение устойчивости второй панели к сжатию. В некоторых вариантах реализации соединения между элементами жесткости и первой панелью являются непрямыми соединениями, 35 образованными зажимами, причем соединения, образованные зажимами, предотвращают прием элементами жесткости осевых нагрузок при обеспечении повышения устойчивости первой панели к сжатию.

Приведенное в качестве примера устройство содержит фюзеляж; крыло летательного аппарата, содержащее: первую панель, вторую панель, нервюры, присоединенные 40 между первой и второй панелями в направлении по хорде, и элементы жесткости, соединенные по меньшей мере с одним из нервюр и с первой панелью, обеспечивают повышение устойчивости первой панели к сжатию, а соединение между элементами жесткости и первой панелью обеспечивает удержание осевых нагрузок внутри первой панели, и располагаемую со стороны корпуса стенку, соединенную с первой и второй 45 панелями и фюзеляжем.

В некоторых вариантах реализации устройство содержит соединительные приспособления, через которые проходит располагаемая со стороны корпуса стенка, и которые выполнены с возможностью соединения с задним лонжероном крыла

5 летательного аппарата для обеспечения передачи осевых нагрузок от первой панели к заднему лонжерону. В некоторых вариантах реализации устройство содержит опоры для соединения конца соответствующих элементов жесткости с нервюрами, причем опоры обеспечивают предотвращение прогиба элементов жесткости. В некоторых 10 вариантах реализации элементы жесткости содержат первые элементы жесткости и вторые элементы жесткости, причем первые элементы жесткости соединены с опорой для предотвращения прогиба первых элементов жесткости. В некоторых вариантах реализации соединения между элементами жесткости и первой панелью являются непрямыми соединениями, образованными зажимами, причем соединения, образованные 15 зажимами, обеспечивают удержание осевых нагрузок внутри первой панели.

Приведенное в качестве примера устройство содержит фюзеляж, крыло летательного аппарата, содержащее первую и вторую панели, и выполненное с возможностью 20 обеспечения удержания осевых нагрузок внутри первой и второй панелей, и располагаемую со стороны корпуса стенку, соединенную с первой и второй панелями и фюзеляжем, благодаря соединению между располагаемой со стороны корпуса стенкой и первой и второй панелями располагаемая со стороны корпуса стенка обеспечивает прием части осевых нагрузок от первой и второй панелей. В некоторых вариантах реализации крыло летательного аппарата также содержит нервюры, соединенные между 25 первой и второй панелями в направлении по хорде, и элементы жесткости, соединенные с нервюрами и между ними в направлении размаха крыльев и к первой панели, благодаря соединению между элементами жесткости и первой панелью элементы жесткости обеспечивают повышение устойчивости первой панели к сжатию. В некоторых вариантах реализации элементы жесткости расположены на расстоянии от первой панели для 30 предотвращения приема осевых нагрузок элементами жесткости. В некоторых вариантах реализации соединения между элементами жесткости и первой панелью являются непрямыми соединениями, образованными зажимами, причем соединения, образованные зажимами, предотвращают прием элементами жесткости осевых нагрузок при обеспечении повышения устойчивости первой панели к сжатию. В некоторых вариантах реализации устройство содержит соединительные приспособления, через которые 35 проходит располагаемая со стороны корпуса стенка, и которые выполнены с возможностью соединения с задним лонжероном крыла летательного аппарата для обеспечения передачи осевых нагрузок от первой и второй панелей к заднему лонжерону.

Кроме того, настоящее раскрытие включает варианты реализации согласно следующим пунктам:

- 35 1. Устройство, содержащее:
крыло летательного аппарата, содержащее:
 первую панель;
 вторую панель;
 нервюры, присоединенные между первой и второй панелями; и
 40 элементы жесткости, соединенные между нервюрами в направлении размаха крыльев и соединенные с первой панелью,
 причем соединение между элементами жесткости и первой панелью обеспечивает предотвращение приема осевых нагрузок элементами жесткости, а
 элементы жесткости обеспечивают повышение устойчивости первой панели к сжатию.
 45 2. Устройство по пункту 1, в котором первая панель содержит композитный материал или пластик, армированный углеродным волокном.
 3. Устройство по пункту 1, в котором крыло летательного аппарата выполнено с возможностью удержания осевых нагрузок в первой и второй панелях.

4. Устройство по пункту 1, также содержащее располагаемую со стороны корпуса стенку, соединенную с первой и второй панелями.

5. Устройство по пункту 4, в котором располагаемая со стороны корпуса стенка содержит композитный материал или пластик, армированный углеродным волокном.

5. Устройство по пункту 4, в котором располагаемая со стороны корпуса стенка выполнена с возможностью прохождения вдоль стороны фюзеляжа летательного аппарата.

7. Устройство по пункту 4, также содержащее трапециевидные соединительные приспособления, через которые проходит располагаемая со стороны корпуса стенка, 10 и которые выполнены с возможностью соединения с задним лонжероном крыла летательного аппарата для обеспечения передачи осевых нагрузок от первой и второй панелей к заднему лонжерону.

8. Устройство по пункту 4, также содержащее стыковочную пластину, соединяющую первую панель и располагаемую со стороны корпуса стенку.

15. Устройство по пункту 1, также содержащее опоры для соединения конца соответствующих элементов жесткости с нервюрами,

причем опоры обеспечивают предотвращение прогиба элементов жесткости благодаря свойствам материала или гибкости опор.

10. Устройство по пункту 1, в котором элементы жесткости представляют собой 20 первые элементы жесткости, а также содержат вторые элементы жесткости, соединенные с нервюрами и между ними в направлении размаха крыльев и соединенные со второй панелью,

причем вторые элементы жесткости обеспечивают повышение устойчивости второй панели к сжатию.

25. 11. Устройство по пункту 1, в котором соединения между элементами жесткости и первой панелью являются непрямыми соединениями, образованными зажимами, причем соединения, образованные зажимами, выполнены с возможностью предотвращения элементами жесткости осевых нагрузок при обеспечении повышения устойчивости первой панели к сжатию.

30. 12. Устройство, содержащее:

фюзеляж;

крыло летательного аппарата, содержащее:

первую панель;

вторую панель;

35. 35. нервюры, соединенные между первой и второй панелями в направлении по хорде; и

элементы жесткости, соединенные по меньшей мере с одним из нервюров и с первой панелью, обеспечивающие повышение устойчивости первой панели к сжатию, а соединение между элементами жесткости и первой панелью обеспечивает удержания

40. осевых нагрузок внутри первой панели; и

располагаемую со стороны корпуса стенку, соединенную с первой и второй панелями и фюзеляжем.

45. 13. Устройство по пункту 12, также содержащее соединительные приспособления, через которые проходит располагаемая со стороны корпуса стенка, и которые выполнены с возможностью соединения с задним лонжероном крыла летательного аппарата для обеспечения передачи осевых нагрузок от первой панели к заднему лонжерону.

14. Устройство по пункту 12, также содержащее опоры для соединения конца

соответствующих элементов жесткости с нервюрами,

причем опоры обеспечивают предотвращение прогиба элементов жесткости.

15. Устройство по пункту 12, в котором элементы жесткости содержат первые элементы жесткости и вторые элементы жесткости,

5 причем первые элементы жесткости соединены с опорой для предотвращения прогиба первых элементов жесткости.

16. Устройство по пункту 12, в котором соединения между элементами жесткости и первой панелью являются непрямыми соединениями, образованными зажимами,

причем соединения, образованные зажимами, обеспечивают удержание осевых

10 нагрузок внутри первой панели.

17. Способ использования устройства по пункту 12, включающий:

осуществление полета летательного аппарата, содержащего фюзеляж и крылья летательного аппарата;

прием осевых нагрузок на первой панели; и направление осевых нагрузок к фюзеляжу.

15. Устройство, содержащее:

фюзеляж;

крыло летательного, содержащее первую и вторую панели, причем крыло летательного аппарата

выполнено с возможностью обеспечения удержания осевых нагрузок внутри первой

20 и второй панелей; и

располагаемую со стороны корпуса стенку, соединенную с первой и второй панелями и

фюзеляжем, при этом благодаря соединению между располагаемой со стороны корпуса стенкой и первой и второй панелями располагаемая со стороны корпуса стенка

25 обеспечивает прием части осевых нагрузок от первой и второй панелей.

19. Устройство по пункту 18, в котором крыло летательного аппарата также содержит нервюры, соединенные между первой и второй панелями в направлении по хорде, и элементы жесткости, соединенные с нервюрами и между ними в направлении размаха крыльев и соединенные с первой панелью,

30 при этом благодаря соединению между элементами жесткости и первой панелью элементы жесткости обеспечивают повышение устойчивости первой панели к сжатию.

20. Устройство по пункту 18, также содержащее соединительные приспособления, через которые проходит располагаемая со стороны корпуса стенка, и которые выполнены с возможностью соединения с задним лонжероном крыла летательного

35 аппарата для обеспечения передачи осевых нагрузок от первой и второй панелей к заднему лонжерону.

Хотя в настоящем документе раскрыты некоторые приведенные в качестве примера способы, устройства и изделия производства, объем изобретения ими не ограничен.

Наоборот, настоящий патент документ охватывает все способы, устройства и изделия

40 производства, попадающие в объем формулы изобретения настоящего патента.

(57) Формула изобретения

1. Крыло летательного аппарата, содержащее:

первую панель (106);

45 вторую панель (108);

нервюры (202), соединённые между первой и второй панелями; и

элементы жёсткости, соединённые между нервюрами в направлении размаха крыльев и соединенные с первой панелью,

причём соединение между элементами жёсткости и первой панелью обеспечивает предотвращение приёма осевых нагрузок элементами жёсткости, а элементы жёсткости обеспечивают повышение устойчивости первой панели к сжатию.

2. Крыло летательного аппарата по п. 1, в котором первая панель (106) содержит

5 композитный материал или пластик, армированный углеродным волокном.

3. Крыло летательного аппарата по п. 1, в котором крыло (104) летательного аппарата выполнено с возможностью удержания осевых нагрузок в первой (106) и второй (108) панелях.

4. Крыло летательного аппарата по п. 1, также содержащее располагаемую со

10 стороны корпуса стенку (902), соединённую с первой (106) и второй (108) панелями.

5. Крыло летательного аппарата по п. 4, в котором располагаемая со стороны корпуса стенка (902) содержит композитный материал или пластик, армированный углеродным волокном.

6. Крыло летательного аппарата по п. 4, в котором располагаемая со стороны

15 корпуса стенка (902) выполнена с возможностью прохождения вдоль стороны фюзеляжа (101) летательного аппарата (100).

7. Крыло летательного аппарата по п. 4, также содержащее трапециевидные соединительные приспособления (904, 906), через которые проходит располагаемая со стороны корпуса стенка (902) и которые выполнены с возможностью соединения с

20 задним лонжероном (1102) крыла (104) летательного аппарата для обеспечения передачи осевых нагрузок от первой (106) и второй (108) панелей к заднему лонжерону.

8. Крыло летательного аппарата по п. 4, также содержащее стыковочную пластину, соединяющую первую панель (106) и располагаемую со стороны корпуса стенку (902).

9. Крыло летательного аппарата по любому из пп. 1-8, также содержащее опоры

25 для соединения конца соответствующих элементов жёсткости с нервюрами (202),

причём опоры обеспечивают предотвращение прогиба элементов жёсткости благодаря свойствам материала или гибкости опор.

10. Крыло летательного аппарата по любому из пп. 1-8, в котором элементы жёсткости представляют собой первые элементы жёсткости, а также содержат вторые элементы жёсткости, соединённые с нервюрами (202) и между ними в направлении размаха крыльев и соединенные со второй панелью (108),

причём вторые элементы жёсткости обеспечивают повышение устойчивости второй панели к сжатию.

11. Крыло летательного аппарата по любому из пп. 1-8, в котором соединения между

35 элементами жёсткости и первой панелью (106) являются непрямыми соединениями, образованными зажимами,

причём соединения, образованные зажимами, выполнены с возможностью предотвращения приёма элементами жёсткости осевых нагрузок при обеспечении повышения устойчивости первой панели к сжатию.

40 12. Способ полета летательного аппарата, включающий:

осуществление полёта летательного аппарата (100), содержащего крыло (104)

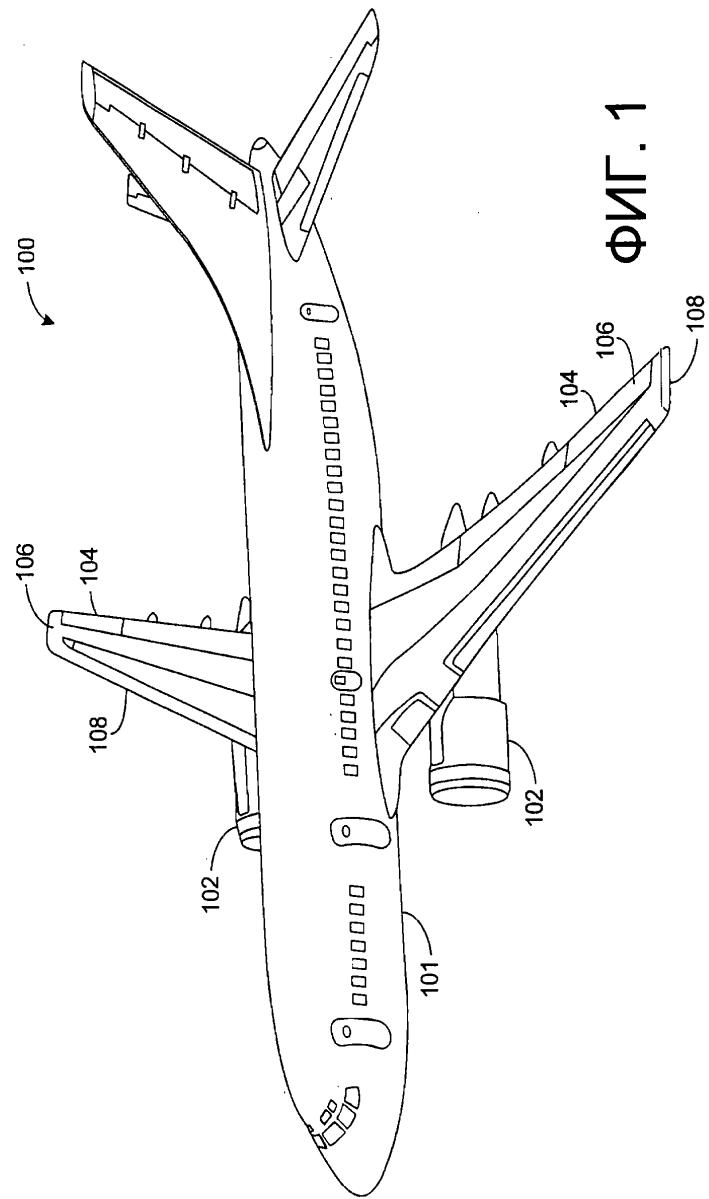
летательного аппарата по любому из пп. 1-8;

приём осевых нагрузок на первой панели (106) и

направление осевых нагрузок к фюзеляжу (101) летательного аппарата.

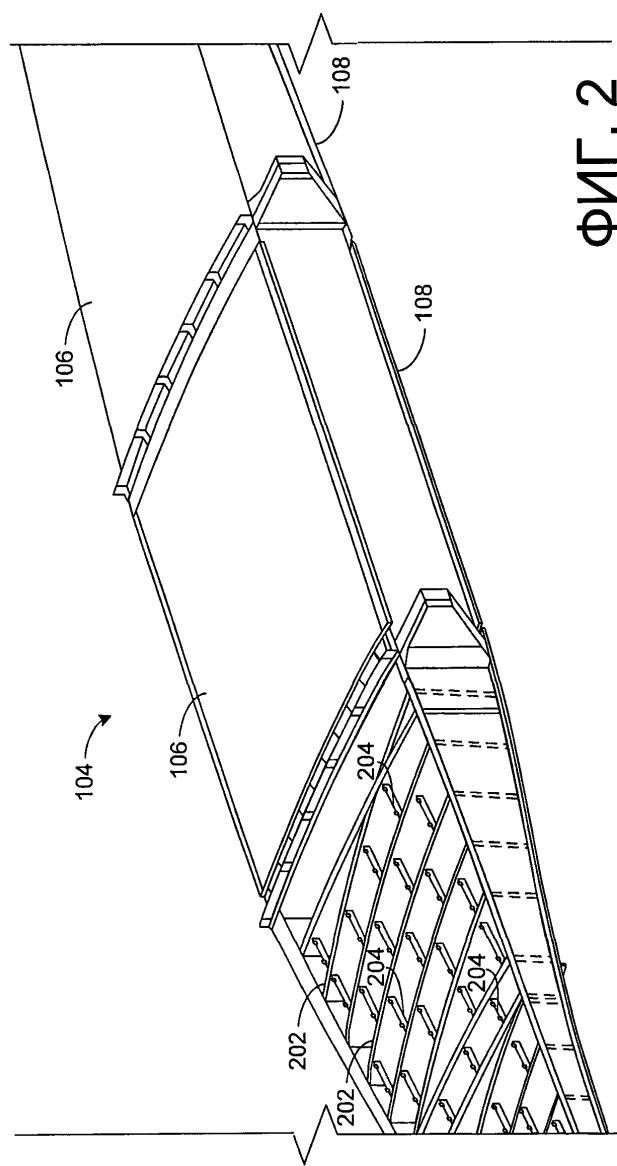
1/16

ФИГ. 1

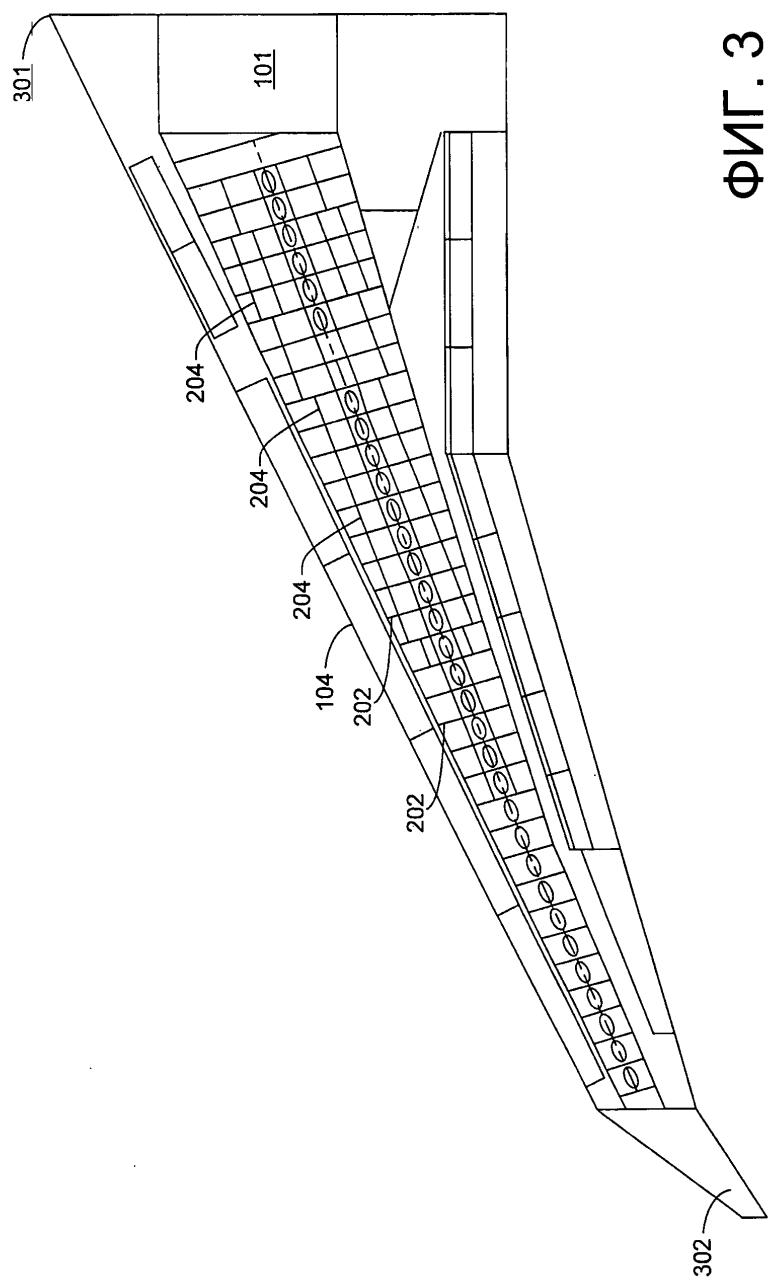


2/16

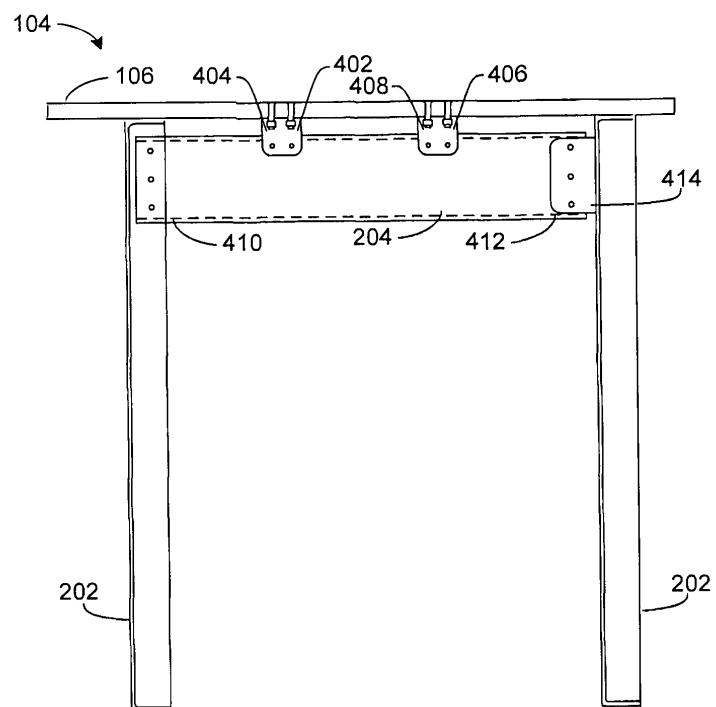
ФИГ. 2



3/16



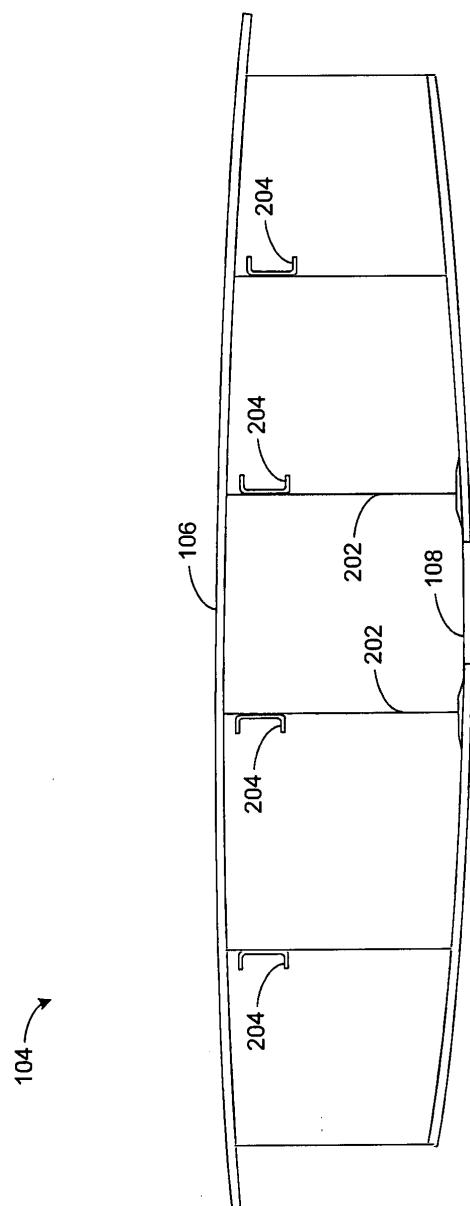
4/16



ФИГ. 4

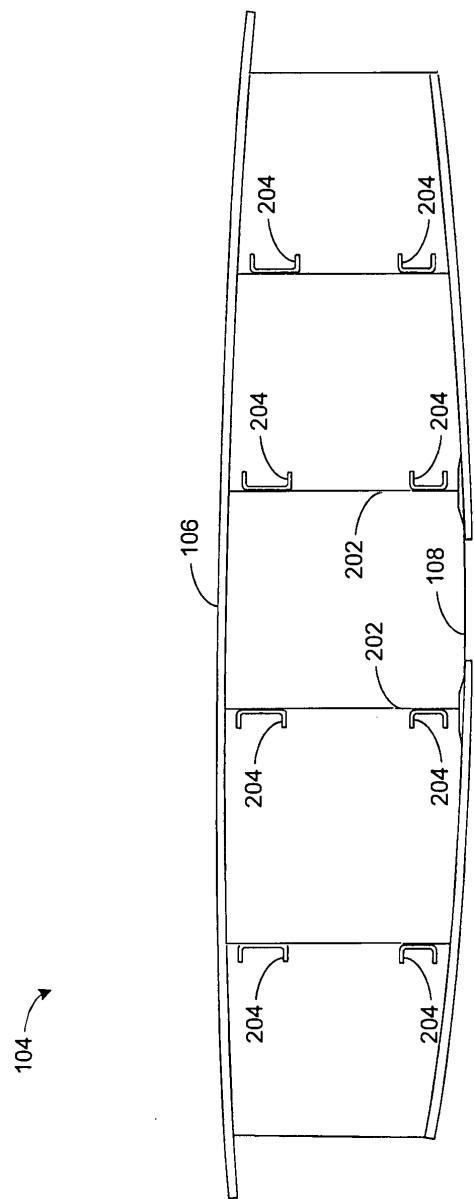
5/16

ФИГ. 5

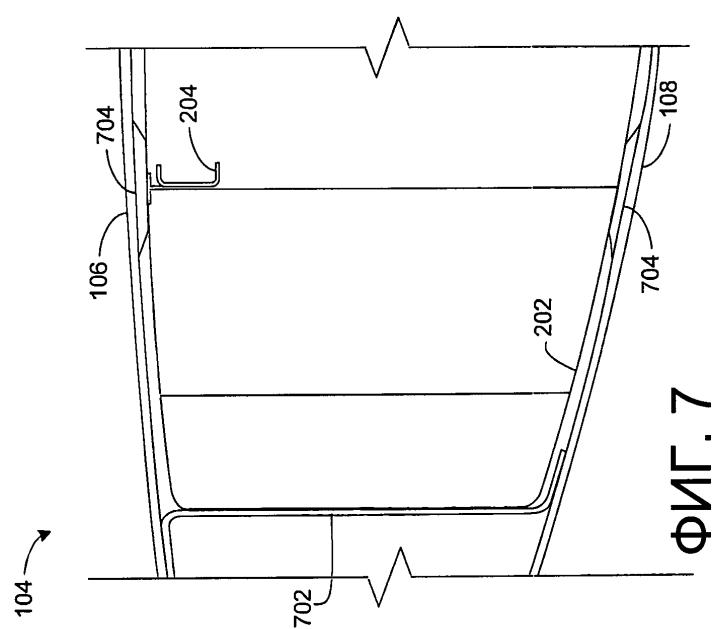


6/16

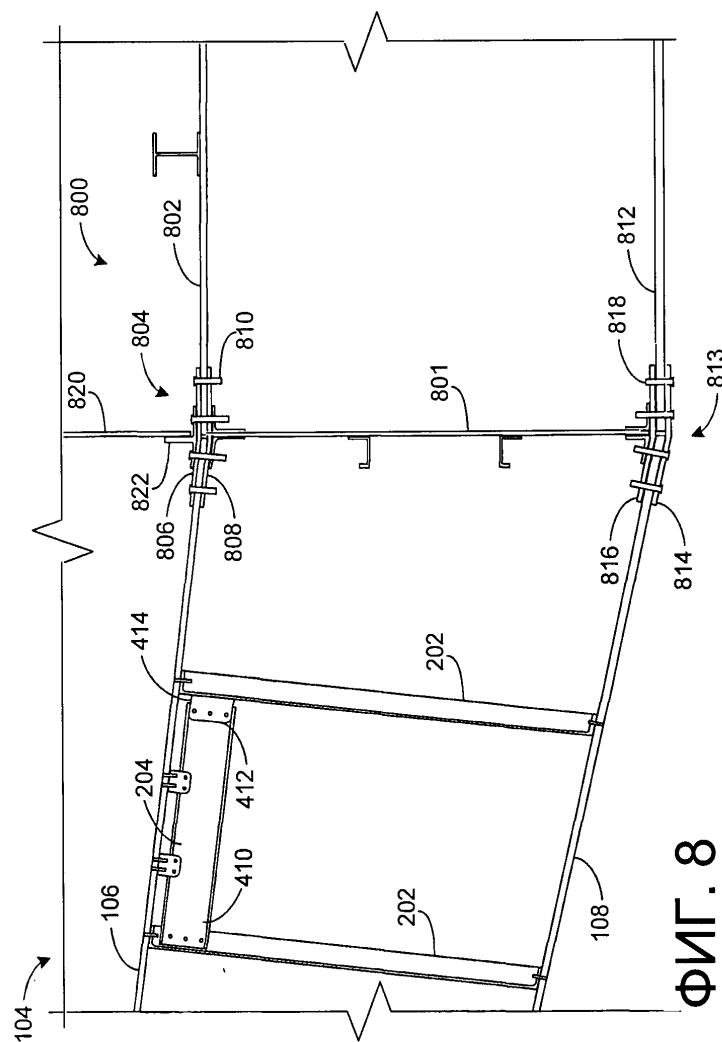
ФИГ. 6



7/16

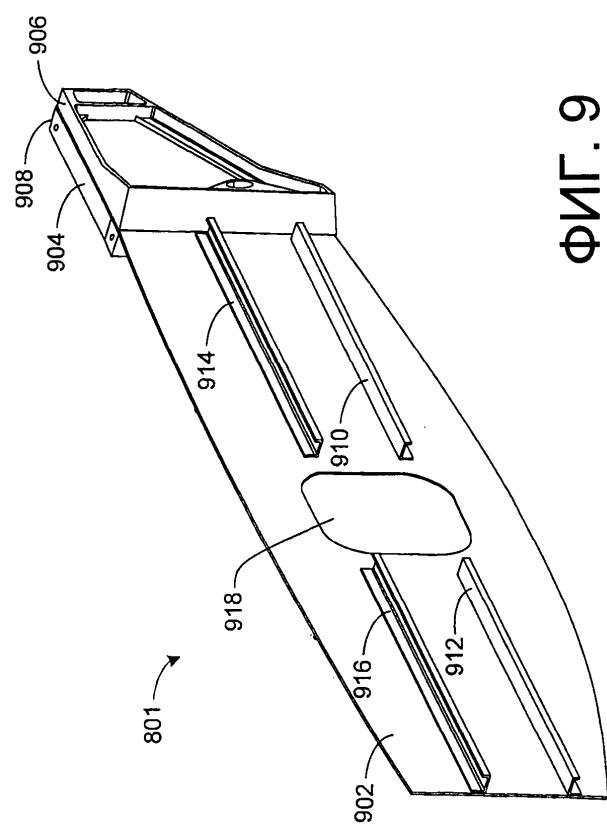


8/16



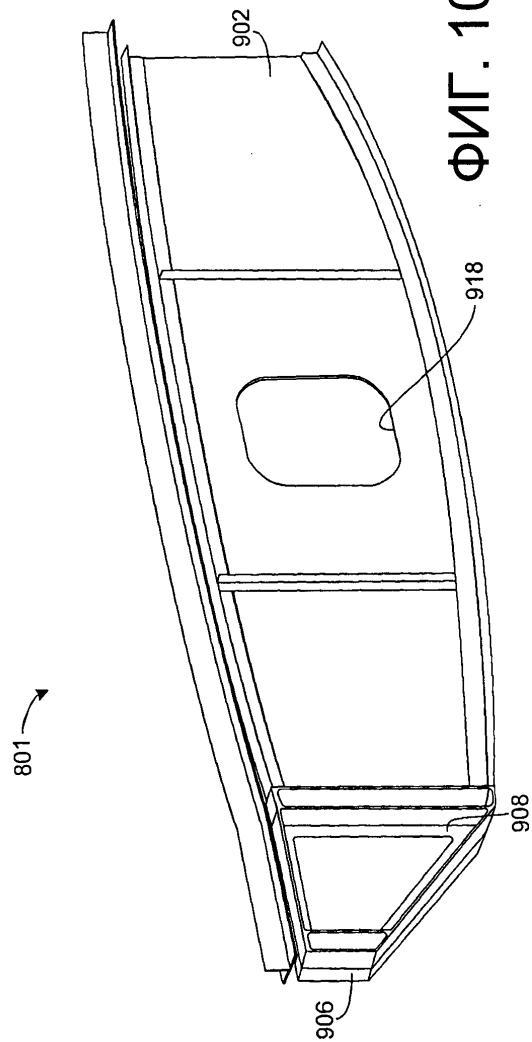
9/16

ФИГ. 9

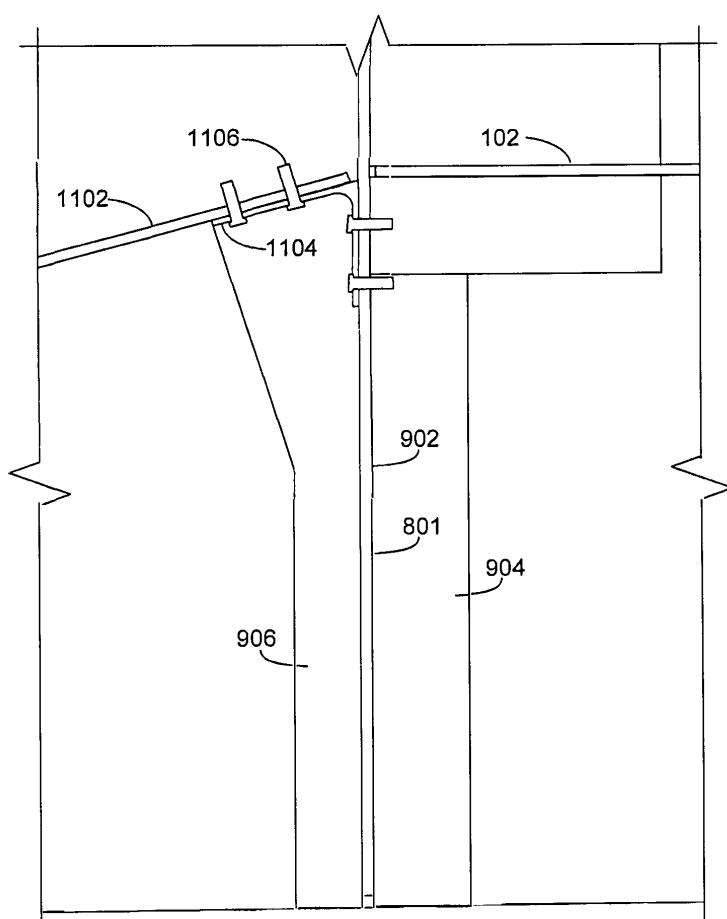


10/16

ФИГ. 10

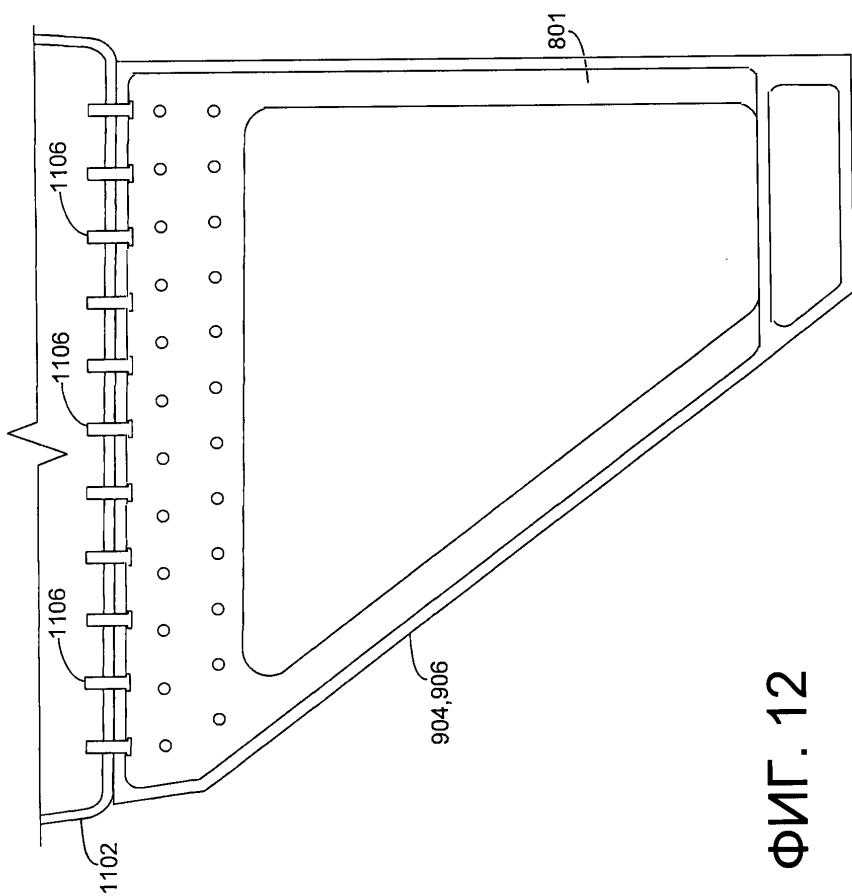


11/16



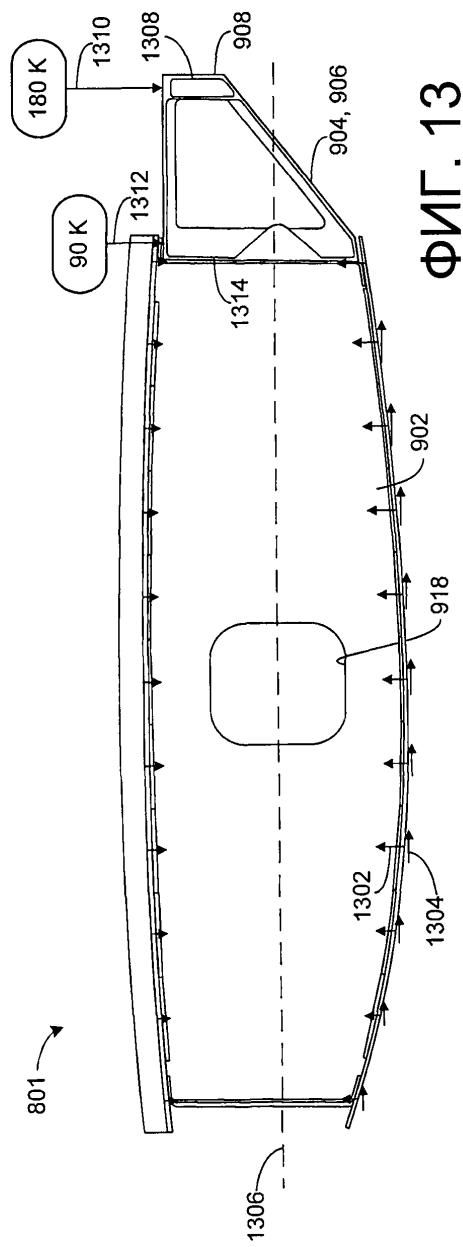
ФИГ. 11

12/16

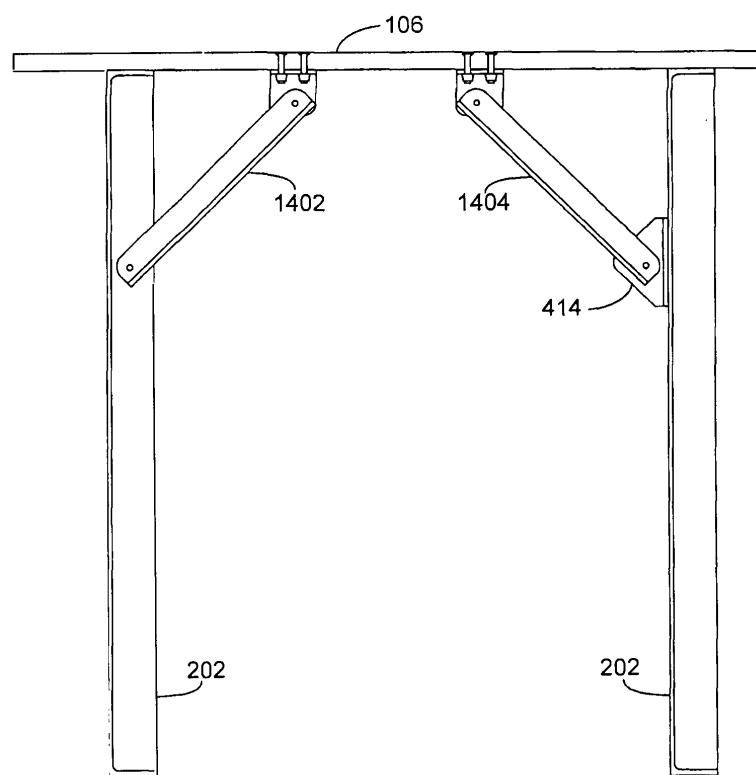


ФИГ. 12

13/16

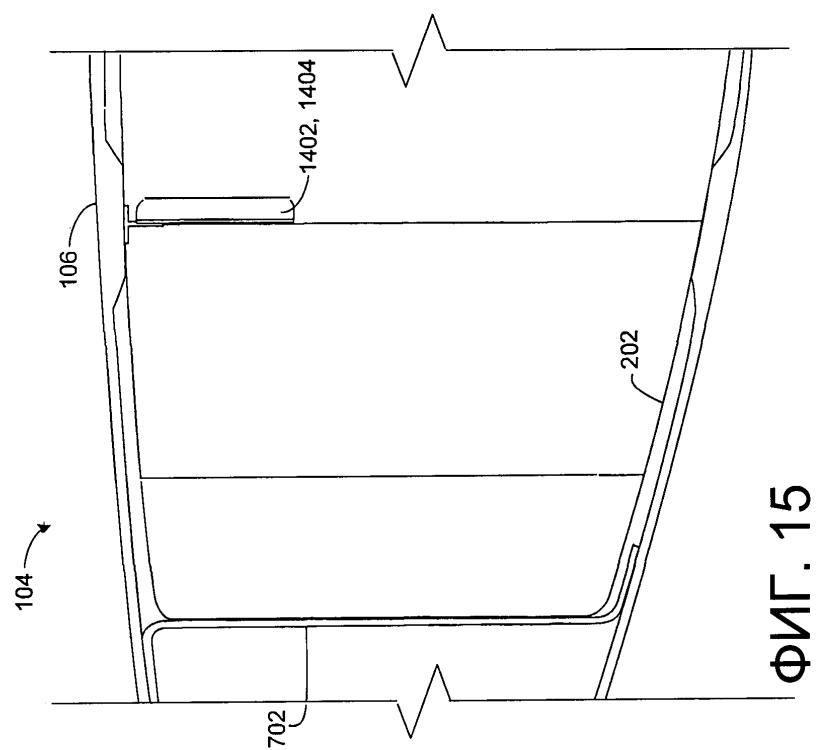


14/16

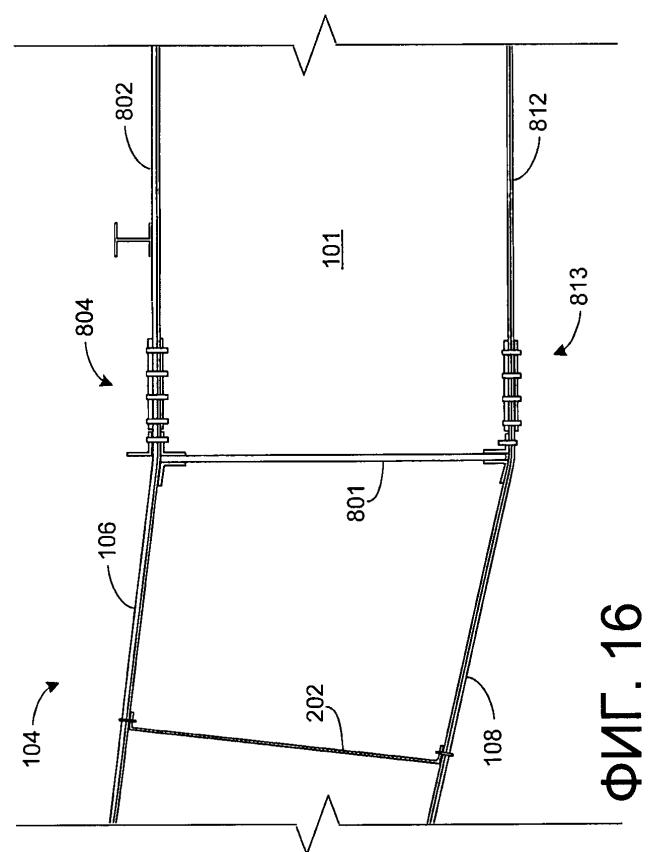


ФИГ. 14

15/16



16/16



ФИГ. 16