



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2012157543/11, 27.12.2012

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
27.12.2012

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 27.12.2012

(43) Дата публикации заявки: 10.07.2014 Бюл. № 19

(45) Опубликовано: 27.09.2014 Бюл. № 27

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: RU 2384463 С1, 20.03.2010; . KR 1020120063248 А, 15.06.2012; . US 6772977 В2, 10.08.2004

Адрес для переписки:

125315, Москва, Ленинградский пр-кт, 68, стр.  
1, ОАО "Корпорация "Иркут", О.Ф. Демченко

(72) Автор(ы):

Демченко Олег Федорович (RU),  
Матвеев Андрей Иванович (RU),  
Попович Константин Фёдорович (RU),  
Нарышкин Виталий Юрьевич (RU),  
Джамгаров Степан Григорьевич (RU),  
Подобедов Владимир Александрович (RU),  
Школин Владимир Петрович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

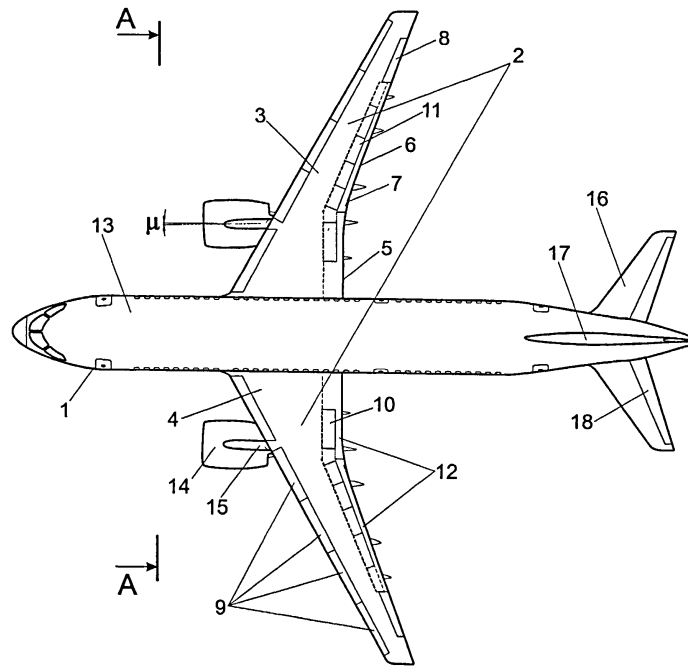
Российская Федерация, от имени которой  
выступает Министерство промышленности  
и торговли Российской Федерации (RU)

## (54) ДОЗВУКОВОЙ ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ

(57) Реферат:

Дозвуковой пассажирский самолет содержит низко расположенное механизированное стреловидное крыло с удлинением  $\lambda \geq 11,5$ . Стреловидность крыла по линии четверти хорд выполнена в диапазоне от  $\chi = 25^\circ$  до  $\chi = 30^\circ$ . Установочные углы ступенчатой кривки сверхкритических опорных профилей крыла выполнены изменяющимися по размаху консоли. Каждая консоль крыла установлена под углом поперечного V. Мотогондолы турбореактивных двигателей на пилонх установлены под консолями крыла. По полету ось правого турбореактивного двигателя и его мотогондола

(14) расположены относительно плоскости симметрии самолета под положительным углом, ось левого турбореактивного двигателя и его мотогондола (14) расположена относительно плоскости симметрии самолета под отрицательным углом. В вертикальной плоскости симметрии обе мотогондолы - под положительным углом. Наружная поверхность фюзеляжа в средней части выполнена овалообразной. Изобретение направлено на улучшение летно-технических характеристик. 9 з.п. ф-лы, 7 ил.



Фиг. 2



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: **2012157543/11, 27.12.2012**

(24) Effective date for property rights:  
**27.12.2012**

Priority:

(22) Date of filing: **27.12.2012**

(43) Application published: **10.07.2014** Bull. № 19

(45) Date of publication: **27.09.2014** Bull. № 27

Mail address:

**125315, Moskva, Leningradskij pr-kt, 68, str. 1, OAO  
"Korporatsija "Irkut", O.F. Demchenko**

(72) Inventor(s):

**Demchenko Oleg Fedorovich (RU),  
Matveev Andrej Ivanovich (RU),  
Popovich Konstantin Fedorovich (RU),  
Naryshkin Vitalij Jur'evich (RU),  
Dzhamgarov Stepan Grigor'evich (RU),  
Podobedov Vladimir Aleksandrovich (RU),  
Shkolin Vladimir Petrovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Rossijskaja Federatsija, ot imeni kotoroj  
vystupaet Ministerstvo promyshlennosti i  
torgovli Rossijskoj Federatsii (RU)**

(54) **SUBSONIC AIRLINER**

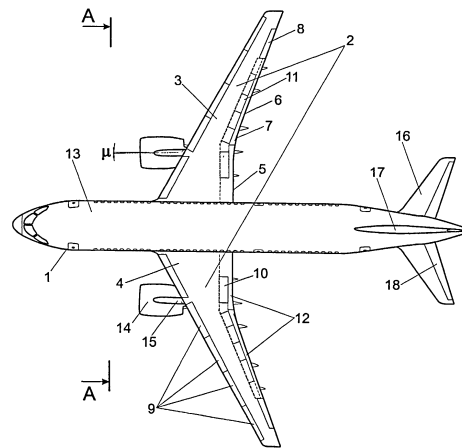
(57) Abstract:

FIELD: transport.

SUBSTANCE: subsonic airliner has high-lift swept low wing with elongation  $\lambda \geq 11.5$ . Wing sweep in line of chord fourth varies from  $\chi = 25^\circ$  to  $\chi = 30^\circ$ . Rigging angles of the wing support profile twist vary over outer wing span. Every outer wing is set at angle of transverse V. Turbojet nacelles on pylons are mounted under outer wings. In flight, axis of right turbojet and its nacelle (14) are located at positive angle to aircraft mirror axis. In flight, axis of left turbojet and its nacelle (14) are located at negative angle to aircraft mirror axis. Both nacelles are located at positive angle in vertical mirror axis. Outer surface of airframe mid part is shaped to oval.

EFFECT: enhanced performances.

10 cl, 7 dwg



Фиг. 2

RU 2 529 309 C2

RU 2 529 309 C2

Изобретение относится к дозвуковым самолетам на 150-180 пассажиров.

Предшествующий уровень техники

Аналогами данного изобретения являются пассажирские самолеты А-320 и Боинг-737.

5 Ближайшим аналогом данного изобретения является самолет ближне-среднемагистральный по патенту РФ №2384463 (В64С 3/10).

Ближне-среднемагистральный самолет по патенту РФ №2384463, так же как и дозвуковой пассажирский самолет по данной заявке, содержит низко расположенное механизированное стреловидное крыло с удлинением  $\lambda \geq 11,5$ , стреловидностью по линии 10 четверти хорд  $\chi \geq 26,5^\circ$  и со сверхкритическими профилями, расположенными под изменяющимися по размаху консоли установочными углами крутки, два турбореактивных двигателя, мотогондолы которых посредством пилонов установлены под консолями крыла, а также хвостовое оперение с рулями высоты и направления и трехопорное убираемое шасси.

15 Сочетание конструктивных элементов самолета по патенту РФ №2384463 неоптимально, вследствие чего не обеспечивается достижение наилучших летно-технических характеристик самолета.

Сущность изобретения

Изобретение решает задачу снижения расходов, в том числе топлива, при 20 эксплуатации самолета за счет улучшения его летно-технических характеристик.

Решение поставленной задачи достигается в результате того, что в узкофюзеляжном дозвуковом самолете по данной заявке, содержащем низко расположенное механизированное стреловидное крыло с удлинением  $\lambda \geq 11,5$ , стреловидностью по линии 25 четверти хорд  $\chi$  и со сверхкритическими профилями, расположенными под изменяющимися по размаху консоли установочными углами крутки, два турбореактивных двигателя, мотогондолы которых посредством пилонов установлены под консолями крыла, а также хвостовое оперение с рулями высоты и направления и трехопорное убираемое шасси, согласно изобретению установочные углы стапельной крутки сверхкритических опорных профилей крыла выполнены изменяющимися по 30 размаху консоли в диапазоне от  $\varphi=3,5^\circ$  до  $\varphi=0,8^\circ$ , а мотогондолы турбореактивных двигателей - с размерами, соответствующими тяге каждого из них в диапазоне от  $R=0,14$  до  $R=0,17$  максимального взлетного веса самолета при одинаковой степени двухконтурности этих двигателей в диапазоне от  $m=11,0$  до  $m=12,0$ , причем наружная поверхность фюзеляжа на участке пассажирского салона выполнена овалообразной.

35 С той же целью:

- Мотогондолы могут быть установлены на расстояниях: от передней плоскости мотогондолы по ее оси до передней кромки крыла в вертикальной плоскости симметрии мотогондолы - в диапазоне от  $\gamma=1,1$  до  $\gamma=1,2$  средней аэродинамической хорды крыла и от оси мотогондолы до хорды крыла в вертикальной плоскости симметрии 40 мотогондолы - в диапазоне от  $\varepsilon=0,25$  до  $\varepsilon=0,45$  средней аэродинамической хорды крыла.

- По полету ось правого турбореактивного двигателя и его мотогондола 14 расположены относительно плоскости симметрии самолета под положительным углом в диапазоне от  $\mu=1,4^\circ$  до  $\mu=1,6^\circ$ , ось левого турбореактивного двигателя и его мотогондола 14 расположены относительно плоскости симметрии самолета под 45 отрицательным углом в диапазоне от  $\mu=1,4^\circ$  до  $\mu=1,6^\circ$ , а в вертикальной плоскости симметрии обе мотогондолы - под положительным углом в диапазоне от  $\theta=1,8^\circ$  до  $\theta=2,2^\circ$ .

- Сужение крыла может быть выполнено в диапазоне от  $\eta=3,0$  до  $\eta=4,0$ .

- Средняя аэродинамическая хорда крыла может составлять от  $b_a=0,09$  до  $b_a=0,10$  его размаха.

- Прямолинейная - корневая и стреловидная задние кромки каждой консоли крыла могут быть сопряжены по кривой, описываемой сплайном третьего порядка.

5 - Овалообразная наружная поверхность фюзеляжа на участке пассажирского салона может быть выполнена с отношением высоты к ширине в диапазоне от  $\Sigma=0,90$  до  $\Sigma=0,98$ .

10 - Ширина прохода на участке пассажирского салона фюзеляжа между креслами может быть выполнена с возможностью прохода пассажира при нахождении в проходе стюардессы или стюарда с тележкой.

Перечень фигур чертежей

В дальнейшем изобретение поясняется конкретными примерами его выполнения со ссылками на прилагаемые чертежи, на которых изображены:

15 Фигура 1 - общий вид самолета, вид сбоку.

Фигура 2 - общий вид самолета, вид сверху.

Фигура 3 - общий вид самолета, вид спереди.

Фигура 4 - сечение А-А фиг.2 в увеличенном масштабе, повернуто.

Фигура 5 - график углов полетной кривки профилей крыла по его размаху.

Фигура 6 - график зависимости  $M_{K_{max}}-M_{K_{рейс}}$ .

20 Фигура 7 - график зависимости  $K_{бал.}-C_y$ .

Осуществление изобретения

25 Описываемый пассажирский самолет рассчитан на вместимость от 150 до 180 пассажиров и дальность полета в диапазоне от  $H=3500$  до  $H=5000$  км. Самолет содержит низко расположенное относительно фюзеляжа 1 механизированное стреловидное крыло 2.

Крыло 2 выполнено:

- с удлинением  $\lambda \geq 11,5$ ,

- со стреловидностью по линии четверти хорд в диапазоне от  $\chi=25$  до  $\chi=30^\circ$ ,

30 - с сужением в диапазоне от  $\eta=3,0$  до  $\eta=4,0$ ,

- со средней аэродинамической хордой в диапазоне от  $b_a=0,09$  до  $b_a=0,10$  размаха крыла 2.

35 Крыло 2 образовано сверхкритическими опорными профилями (не показаны), которые расположены под установочными углами стапельной кривки, изменяющимися по размаху консоли 3 или 4 в диапазоне от  $\varphi=3,5^\circ$  до  $\varphi=0,8^\circ$ .

Консоль 3 или 4 крыла 2 установлена под углом поперечного V в диапазоне от  $\psi=4,5^\circ$  до  $\psi=5,5^\circ$ .

Прямолинейная - корневая 5 и стреловидная 6 задние кромки консоли 3 или 4 крыла 2 сопряжены по кривой 7, описываемой сплайном третьего порядка.

40 Механизация консоли 3 или 4 крыла 2 включает элерон 8, секционированные предкрылки 9, воздушные тормоза 10, интерцепторы 11 и закрылки 12.

Наружная поверхность фюзеляжа 1 на участке 13 пассажирского салона выполнена овалообразной с отношением высоты к ширине в диапазоне от  $\Sigma=0,90$  до  $\Sigma=0,98$ .

45 Ширина прохода на участке 13 пассажирского салона фюзеляжа 1 между креслами выполнена с возможностью прохода пассажира средней комплекции при нахождении в проходе стюардессы с тележкой (фигура 4).

Самолет содержит два турбореактивных двигателя (не показаны) с одинаковой степенью двухконтурности в диапазоне от  $m=11,0$  до  $m=12,0$  и тягой каждого из них в

диапазоне от  $R=0,14$  до  $R=0,17$  максимального взлетного веса самолета.

Мотогондолы 14 турбореактивных двигателей выполнены с размерами, соответствующими степени двухконтурности и тяге турбореактивных двигателей, и посредством пилонов 15 установлены под консолями 3 и 4 крыла 2 на расстояниях:

- 5 - от оси мотогондолы 14 до плоскости симметрии самолета - в диапазоне от  $\rho=0,30$  до  $\rho=0,35$  размаха крыла 2,
- от передней плоскости мотогондолы 14 по ее оси до передней кромки консоли 3 или 4 крыла 2 в плоскости установки мотогондолы 14 - в диапазоне от  $\gamma=1,1$  до  $\gamma=1,2$  средней аэродинамической хорды крыла 2,
- 10 - от оси мотогондолы 14 до хорды консоли 3 или 4 крыла 2 в плоскости установки мотогондолы 14 - в диапазоне от  $\varepsilon=0,25$  до  $\varepsilon=0,45$  средней аэродинамической хорды крыла 2 участке 13 фюзеляжа 1.

По полету ось правого турбореактивного двигателя и его мотогондолола 14 расположены относительно плоскости симметрии самолета под положительным углом в диапазоне от  $\mu=1,4^\circ$  до  $\mu=1,6^\circ$ , ось левого турбореактивного двигателя и его мотогондолола 14 расположены относительно плоскости симметрии самолета под отрицательным углом в диапазоне от  $\mu=1,4^\circ$  до  $\mu=1,6^\circ$ , а в вертикальной плоскости симметрии обе мотогондолы - под положительным углом в диапазоне от  $\theta=1,8^\circ$  до  $\theta=2,2^\circ$ .

20 Самолет содержит горизонтальное 16 и вертикальное 17 хвостовое оперение с рулями 18 высоты и 19 направления и убираемое на время полета трехопорное шасси - переднее 20 и основное 21.

В процессе полета самолета на крейсерском режиме консоли 3 и 4 крыла 2 под действием набегающего потока воздуха деформируются. Углы крутки сверхкритических опорных профилей из положения установочных углов стапельной крутки по размаху консоли в диапазоне от  $\varphi=3,5^\circ$  до  $\varphi=0,8^\circ$  изменяются в положение полетной крутки, показанное на фигуре 5.

Профилировка крыла обеспечивает (фигура 7) возможность безопасной реализации максимального сбалансированного качества при величине коэффициента аэродинамической подъемной силы  $C_y \sim 0,6$  при полете со скоростью  $M \sim 0,8$ . Это обеспечивает возможность поднять начальную высоту крейсерского полета с  $\sim 10700$  м до  $\sim 11300$  м при скорости полета, соответствующей максимальной дальности полета.

Сочетанием такой деформации с тем, что

- 35 - тяга каждого из турбореактивных двигателей составляет от  $R=0,14$  до  $R=0,17$  максимального взлетного веса самолета при одинаковой степени двухконтурности этих двигателей в диапазоне от  $m=11,0$  до  $m=12,0$ ,
- размеры мотогондол 14 соответствуют тяге и степени двухконтурности двигателей,
- низко расположенное крыло 2 имеет удлинение  $\lambda \geq 11,5$  и стреловидность по линии четверти хорд от  $\chi=25^\circ$  до  $\chi=30^\circ$ ,

40 достигается высокое аэродинамическое качество при крейсерском полете со скоростью в диапазоне от 0,78 до 0,82 скорости звука, как показано на фигуре 6.

Параметр  $MK_{\max}$  является показателем аэродинамического совершенства пассажирского самолета. Одним из основных требований, предъявляемых рынком пассажирских перевозок к перспективным авиалайнерам, является повышение крейсерской скорости полета на максимальной дальности. Повышение параметра  $MK_{\max}$  сопровождается уменьшением потребного абсолютного и относительного расхода топлива ( $G_{\text{топл.}}/G_{\text{взлета}}$ ) при одинаковых условиях полета. Повышение

параметра  $MK_{\max}$  приводит к уменьшению взлетной массы самолета и необходимой взлетной тяги при фиксированной тяговооруженности, характерной для данного класса пассажирских самолетов. Это, в свою очередь, приводит к уменьшению необходимой площади крыла, вертикального и горизонтального оперения при одновременном

5

снижении аэродинамических и инерционных нагрузок на планер самолета. Минимизация снаряженного и взлетного веса самолета при одинаковой транспортной работе обеспечивает снижение прямых эксплуатационных расходов на ~3%.

Увеличение топливной эффективности самолета обеспечивает снижение прямых эксплуатационных расходов на ~4%.

10

Вследствие обеспечения за счет  $C_y \sim 0,6$  при  $M \sim 0,8$  регулярных и безопасных крейсерских полетов в диапазоне высот от  $H=11000$  м до  $H=12500$  м, ранее используемых, в основном, только административными самолетами, снижается рабочая нагрузка на авиадиспетчеров и повышается эффективность управления воздушным движением.

Вследствие того, что мотогондолы 14 установлены на расстояниях:

15

- от передней плоскости по оси мотогондолы 14 до передней кромки консоли 3 или 4 крыла 2 в плоскости симметрии мотогондолы 14 - в диапазоне от  $\gamma=1,1$  до  $\gamma=1,2$  средней аэродинамической хорды крыла 2,

- от оси мотогондолы 14 до хорды консоли 3 или 4 крыла 2 в плоскости симметрии мотогондолы 14 - в диапазоне от  $\epsilon=0,25$  до  $\epsilon=0,45$  средней аэродинамической хорды крыла 2,

20

существенно улучшаются летные характеристики самолета.

Оптимальное взаимное пространственное расположение фюзеляжа 1, крыла 2 и мотогондол 14 минимизирует интерференционные потери, что способствует приросту максимального аэродинамического качества порядка ~1%.

25

Вследствие того, что наружная поверхность фюзеляжа 1 на участке 13 выполнена овалообразной формы с отношением высоты к ширине в диапазоне от  $\Sigma=0,90$  до  $\Sigma=0,98$ , существенно улучшаются параметры грузового отсека самолета. Уменьшается время, необходимое для загрузки и разгрузки грузового отсека, и соответственно уменьшается необходимое время оборота самолета в аэропорту.

30

Вследствие того, что ширина прохода на участке 13 фюзеляжа 1 между креслами выполнена с возможностью прохода пассажира средней комплекции при нахождении в проходе стюардессы или стюарда с тележкой при эксплуатации самолета на земле, существенно повышается комфортность самолета в полете. За счет большей скорости посадки и выхода пассажиров соответственно уменьшается необходимое время оборота самолета в аэропорту.

35

Вследствие снижения времени обслуживания самолета для повторного вылета обеспечивает увеличение годового налета каждого самолета на ~1%.

#### Формула изобретения

40

1. Дозвуковой пассажирский самолет, содержащий низко расположенное механизированное стреловидное крыло с удлинением  $\lambda \geq 11,5$ , стреловидностью по линии четверти хорд  $\chi$  и со сверхкритическими профилями, расположенными под изменяющимися по размаху консоли установочными углами крутки, два турбореактивных двигателя, мотогондолы которых посредством пилонов установлены под консолями крыла, а также хвостовое оперение с рулями высоты и направления и трехопорное убираемое шасси, отличающийся тем, что установочные углы стапельной крутки сверхкритических опорных профилей крыла выполнены изменяющимися по размаху консоли в диапазоне от  $\varphi=3,5^\circ$  до  $\varphi=0,8^\circ$ , мотогондолы турбореактивных

45

двигателей выполнены с размерами, соответствующими тяге каждого из них в диапазоне от  $R=0,14$  до  $R=0,17$  максимального взлетного веса самолета при одинаковой степени двухконтурности этих двигателей в диапазоне от  $m=11,0$  до  $m=12,0$ , а наружная поверхность фюзеляжа в средней части выполнена овалообразной.

5 2. Дозвуковой пассажирский самолет по п.1, отличающийся тем, что мотогондолы турбореактивных двигателей установлены на расстояниях: от передней плоскости мотогондолы по ее оси до передней кромки крыла в плоскости симметрии мотогондолы - в диапазоне от  $\gamma=1,1$  до  $\gamma=1,2$  средней аэродинамической хорды крыла и от оси мотогондолы до хорды крыла в плоскости установки мотогондолы - в диапазоне от 10  $\epsilon=0,25$  до  $\epsilon=0,45$  средней аэродинамической хорды крыла.

3. Дозвуковой пассажирский самолет по п.1, отличающийся тем, что по полету ось правого турбореактивного двигателя и его мотогондола 14 расположены относительно плоскости симметрии самолета под положительным углом в диапазоне от  $\mu=1,4^\circ$  до  $\mu=1,6^\circ$ , ось левого турбореактивного двигателя и его мотогондола 14 расположены 15 относительно плоскости симметрии самолета под отрицательным углом в диапазоне от  $\mu=1,4^\circ$  до  $\mu=1,6^\circ$ , а в вертикальной плоскости симметрии обе мотогондолы - под положительным углом в диапазоне от  $\theta=1,8^\circ$  до  $\theta=2,2^\circ$ .

4. Дозвуковой пассажирский самолет по п.1, отличающийся тем, что стреловидность крыла по линии четверти хорд выполнена в диапазоне от  $\chi=25^\circ$  до  $\chi=30^\circ$ .

20 5. Дозвуковой пассажирский самолет по п.1, отличающийся тем, что сужение крыла выполнено в диапазоне от  $\eta=3,0$  до  $\eta=4,0$ .

6. Дозвуковой пассажирский самолет по п.1, отличающийся тем, что средняя аэродинамическая хорда крыла составляет от  $b_a=0,09$  до  $b_a=0,10$  его размаха.

7. Дозвуковой пассажирский самолет по п.1, отличающийся тем, что каждая консоль 25 крыла установлена под углом поперечного V в диапазоне от  $\psi=4,5^\circ$  до  $\psi=5,5^\circ$ .

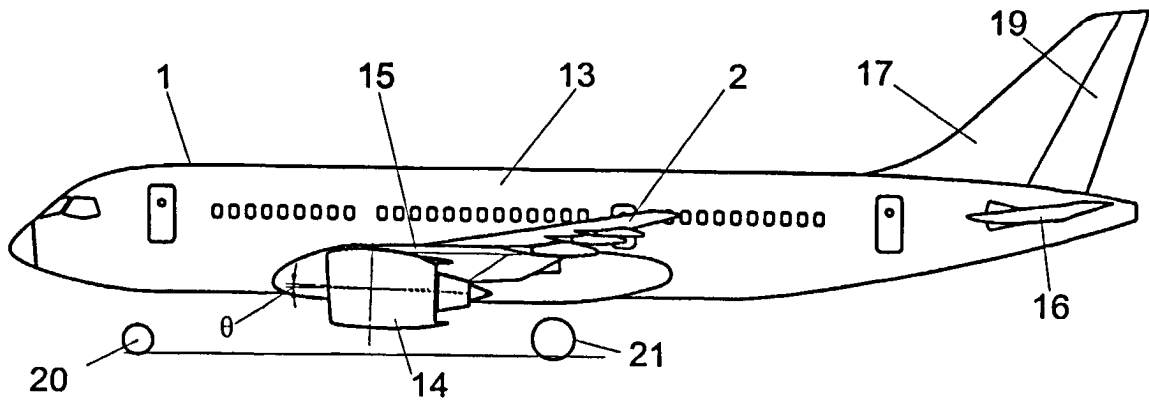
8. Дозвуковой пассажирский самолет по п.1, отличающийся тем, что прямолинейная - корневая и стреловидная задние кромки каждой консоли крыла сопряжены по кривой, описываемой сплайном третьего порядка.

9. Дозвуковой пассажирский самолет по п.1, отличающийся тем, что овалообразная 30 наружная поверхность фюзеляжа на участке пассажирского салона выполнена с отношением высоты к ширине в диапазоне от  $\Sigma=0,90$  до  $\Sigma=0,98$ .

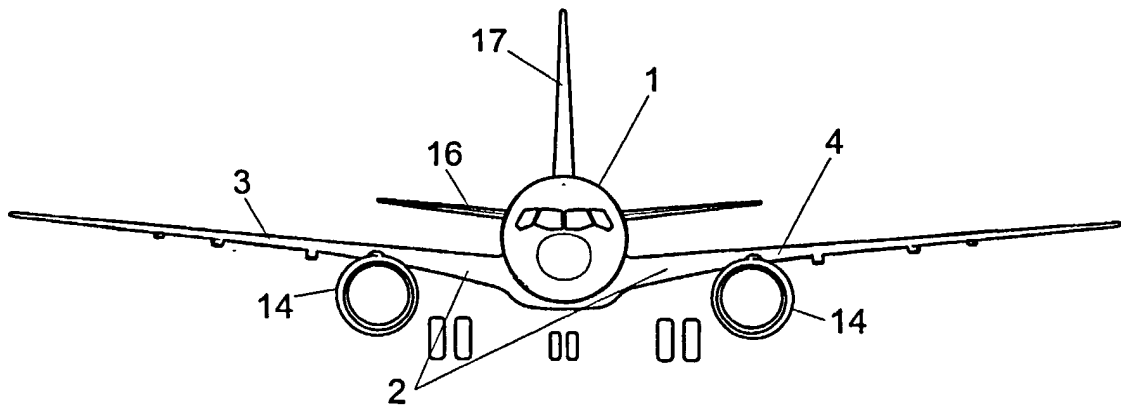
10. Дозвуковой пассажирский самолет по п.1, отличающийся тем, что ширина прохода на участке пассажирского салона фюзеляжа между креслами выполнена с возможностью 35 прохода пассажира при нахождении в проходе стюардессы или стюарда с тележкой.

40

45

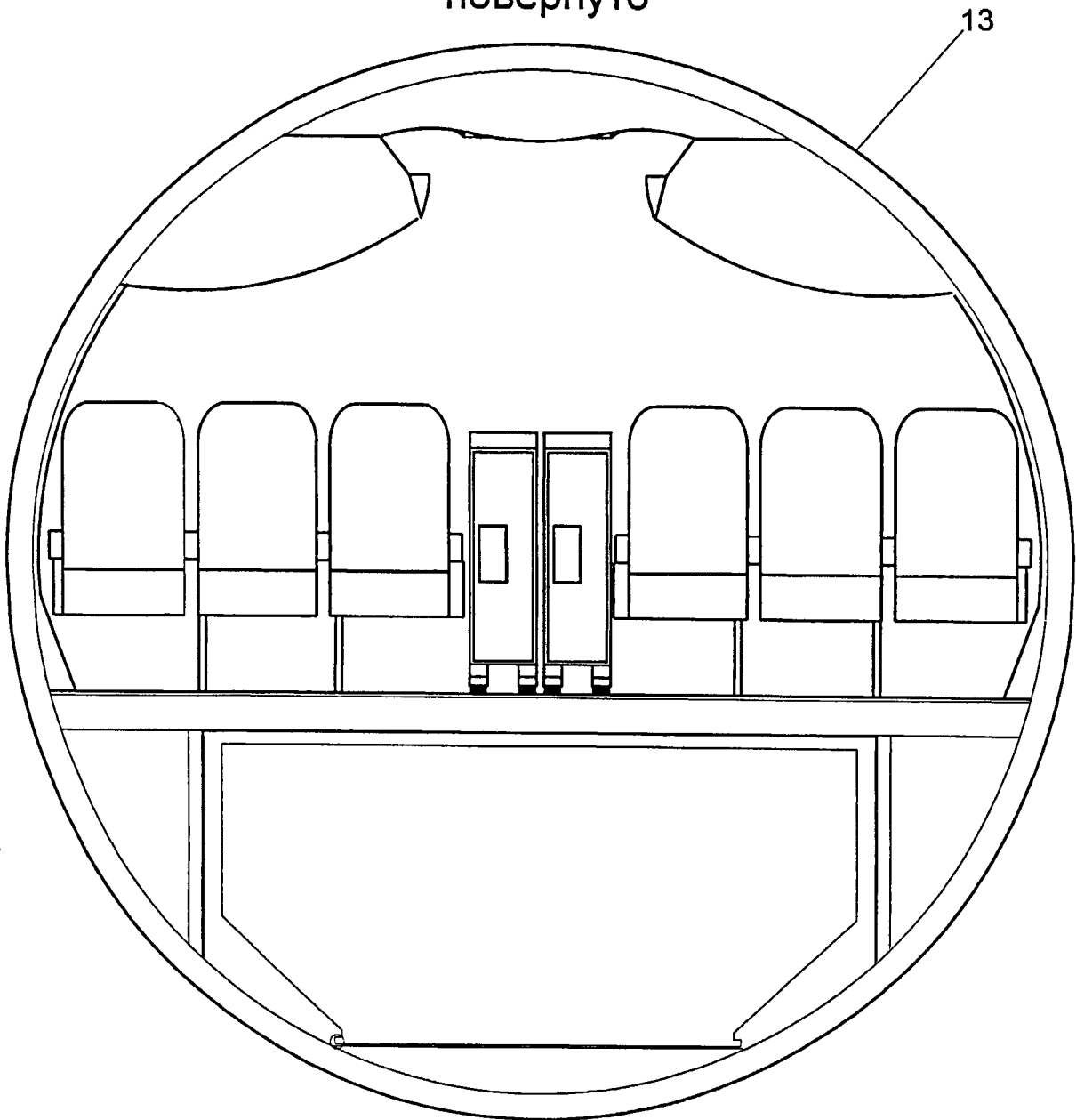


Фиг. 1

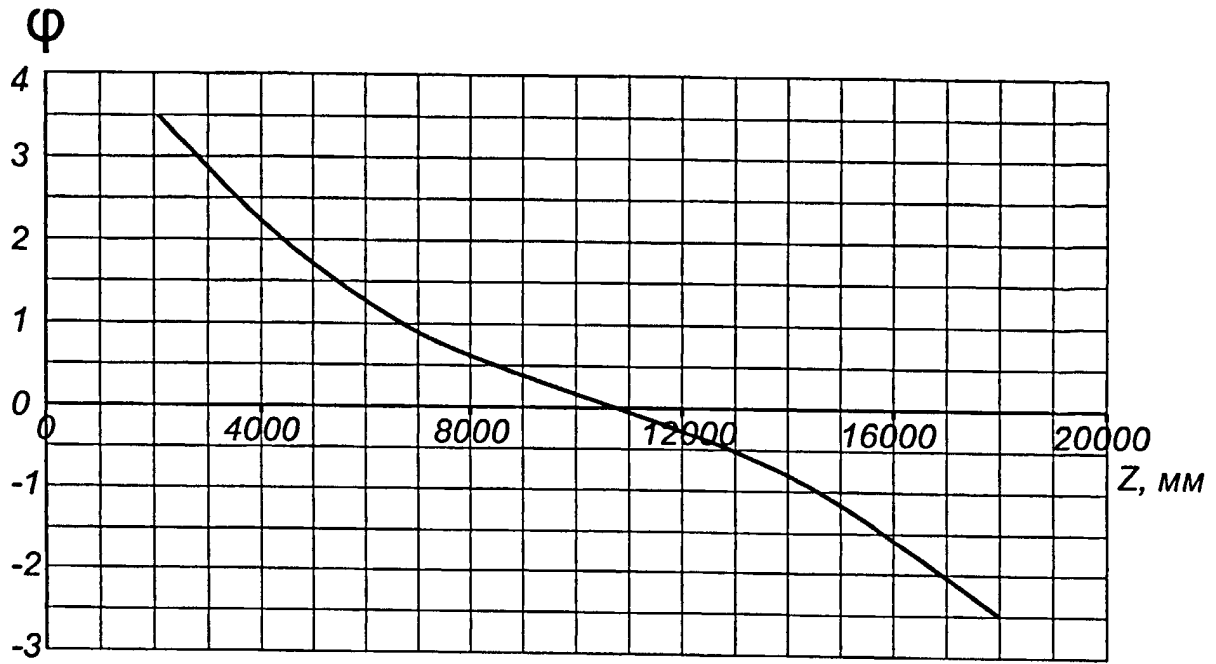


Фиг. 3

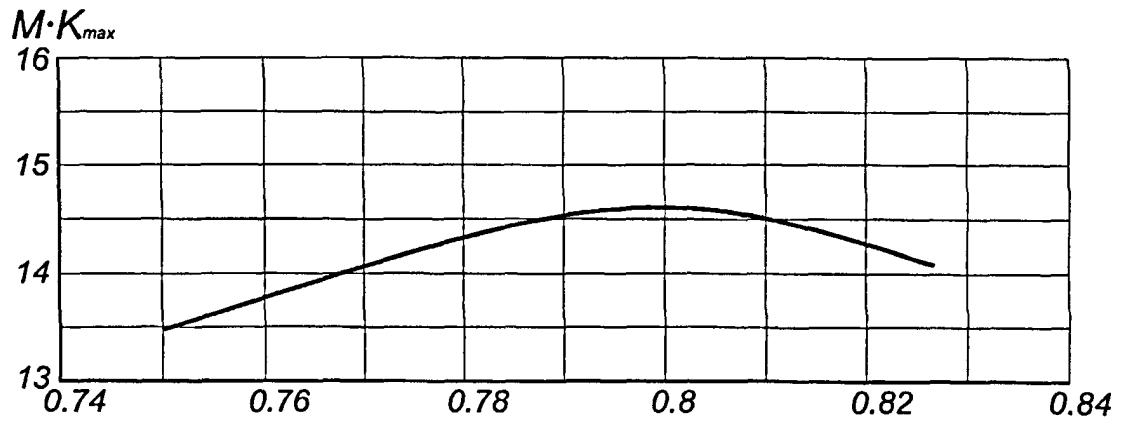
A-A  
повернуто



Фиг. 4



Фиг. 5



Фиг. 6

