

(12) МЕЖДУНАРОДНАЯ ЗАЯВКА, ОПУБЛИКОВАННАЯ В СООТВЕТСТВИИ С
ДОГОВОРом О ПАТЕНТНОЙ КООПЕРАЦИИ (РСТ)

(19) Всемирная Организация
Интеллектуальной Собственности
Международное бюро



(10) Номер международной публикации
WO 2012/102640 A2

(43) Дата международной публикации
02 августа 2012 (02.08.2012)

WIPO | РСТ

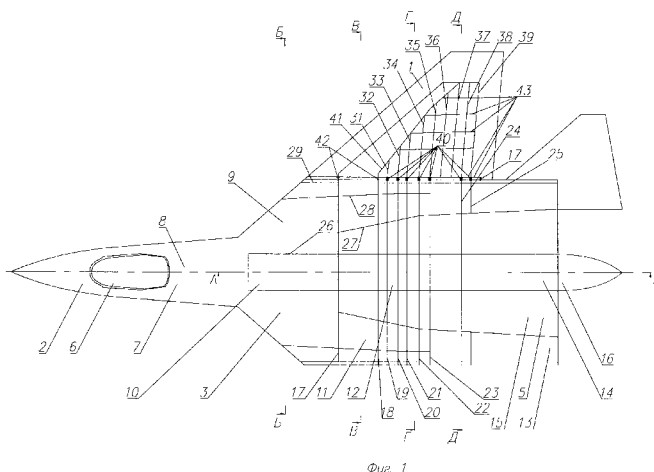
- (51) Международная патентная классификация:
Неклассифицировано
- (21) Номер международной заявки: РСТ/RU2011/000964
- (22) Дата международной подачи:
07 декабря 2011 (07.12.2011)
- (25) Язык подачи: Русский
- (26) Язык публикации: Русский
- (30) Данные о приоритете:
2010150282 09 декабря 2010 (09.12.2010) RU
- (71) Заявитель (для всех указанных государств, кроме US):
**ОТКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО "ОКБ
СУХОГО" (OTKRYTOE AKSIONERNOE OB-
SCHESTVO "OKB SUHOGO")** [RU/RU]; ул.
Поликарпова, 23 А, Москва, 125284, Moscow (RU).

- (72) Изобретатели; и
(71) Заявители : **БЛИНОВ, Александр Иванович**
(BLINOV, Aleksandr Ivanovich) [RU/RU]; ул.
Крылатская, 31/1-314, Москва, 121614, Moscow (RU).
РУНИШЕВ, Владимир Александрович (RUNISHEV,
Vladimir Aleksandrovich) [RU/RU]; ул. Академика
Пиллогина, 14/4-1253, Москва, 117393, Moscow (RU).
- (72) Изобретатели; и
(75) Изобретатели/Заявители (только для US):
ДАВИДЕНКО, Александр Николаевич (DAVIDEN-
КО, Aleksandr Nikolaevich) [RU/RU]; ул. Маршала
Катукова, 20/1-30, Москва, 123592, Moscow (RU).
КОГАН, Юрий Аронович (KOGAN, Yuriy
Aronovich) [RU/RU]; проспект Маршала Жукова, 70/1-
34, Москва, 123103, Moscow (RU). **ЛАПШИН,**
Михаил Евгеньевич (LAPSHIN, Mihail Evgenyevich)
[RU/RU]; ул. Расплетина, 15-127, Москва, 123060, Мо-
scow (RU). **СТРЕЛЕЦ, Михаил Юрьевич**
(STRELETS, Mihail Yurievich) [RU/RU]; пр.

[продолжение на следующей странице]

(54) Title: AIRFRAME FOR A HIGHLY MANEUVRABLE MULTI-MODE AIRCRAFT

(54) Название изобретения : ПЛАНЕР МНОГОРЕЖИМНОГО ВЫСОКОМАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА



(57) Abstract: The invention relates to heavier-than-air aircraft and is intended for use primarily in highly maneuverable multi-mode aircraft operating at both subsonic and supersonic speeds. The aim of the invention is to provide the necessary durability and rigidity of the frame of the airframe with only a negligible increase in the mass thereof and the inclusion of large cutouts in the lower part of the fuselage for cargo compartments. At the same time, the technical result of redistributing the stresses in the load-bearing members of the aircraft airframe which are caused by external loads is achieved as a result of the judicious arrangement of the load-bearing members of the frame of the airframe. The structural layout of the fuselage includes transverse and longitudinal load-bearing members in the form of fuselage bulkheads (17-25) and longitudinal walls (26-29), respectively. A set of longitudinal walls (26-29) passes through the entire middle part (3) and rear part (5) of the fuselage. The centre section (12) is arranged in the plane of the maximum structural heights of the wing (section D-D) and is formed by the bulkheads (17-25). Large longitudinal cutouts are provided in the lower part of the fuselage for the cargo compartments (10, 14). The structural layout of the cutouts includes the longitudinal walls (26), connected to the bulkheads of the centre section (12).

(57) Реферат:

[продолжение на следующей странице]

WO 2012/102640 A2



Юбилейный, 9-123, Реутов, Московская обл., 143952, Reutov (RU).

TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(74) Агент: **АВЕРЬЯНОВ, Александр Дмитриевич (AVERYANOV, Alexander Dmitrievich)**; Открытое акционерное общество «ОКБ СУХОГО», Юридическое управление, ул. Поликарпова, 23 А, Москва, 125284, Moscow (RU).

(81) **Указанные государства** (если не указано иначе, для каждого вида национальной охраны): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ,

(84) **Указанные государства** (если не указано иначе, для каждого вида региональной охраны): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), евразийский (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), европейский патент (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Опубликована:

— без отчёта о международном поиске и с повторной публикацией по получении отчёта (правило 48.2(g))

Изобретение относится к летательным аппаратам тяжелее воздуха. Преимущественной областью применения изобретения являются многорежимные высокоманевренные самолеты, эксплуатируемые как при до-, так и сверхзвуковых скоростях полета. Задача, на решение которой направлено изобретение, заключается в обеспечения необходимой прочности и жесткости каркаса планера с незначительным увеличением его массы при наличии в нижней части фюзеляжа крупногабаритных вырезов под грузовые отсеки. При этом достигается технический результат, заключающийся в перераспределении возникающих в силовых элементах планера самолета напряжений от внешних нагрузок, за счет рационального расположения силовых элементов каркаса планера. Конструктивно-силовая схема фюзеляжа включает поперечные и продольные силовые элементы, представленные соответственно фюзеляжными шпангоутами 17 - 25 и продольными стенками 26 - 29. Набор продольных стенок 26 - 29 проходит через всю среднюю 3 и хвостовую 5 части фюзеляжа. Центроплан 12 организован в плоскости максимальных строительных высот крыла (сеч. Г-Г) и образован шпангоутами 17 - 25. В нижней части фюзеляжа выполнены крупногабаритные продольные вырезы для грузовых отсеков 10 и 14. Конструктивно-силовая схема вырезов включает продольные стенки 26, соединенные со шпангоутами центроплана 12.

ПЛАНЕР МНОГОРЕЖИМНОГО ВЫСОКОМАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА

Изобретение относится к летательным аппаратам тяжелее воздуха. Преимущественной областью применения изобретения являются
5 многорежимные высокоманевренные самолеты, эксплуатируемые как при до-, так и сверхзвуковых скоростях полета.

Из уровня техники известен планер многорежимного самолета, который содержит крыло с консолями и центропланом, объединенным со средней частью фюзеляжа, оперение. Фюзеляж включает в себя кабину экипажа, отсеки для
10 размещения топлива, оборудования и опор шасси. Планер содержит, по крайней мере, один турбореактивный двигатель, установленный в мотогондоле, расположенной в хвостовой части фюзеляжа, с пристыкованным к ней воздухозаборником с воздухоподводящим каналом за ним. Каркас планера выполнен с продольными и поперечными элементами, скрепленными с
15 соответствующими панелями. Консоли крыла и центроплан выполнены кессонными, а хвостовая часть фюзеляжа и его часть между кабиной экипажа и центропланом выполнены полумонококовыми. Указанный планер раскрыт в полезной модели RU, 4109, U1, 1997 г.

В качестве недостатков известного технического решения можно указать
20 следующее. При организации вырезов в нижней части фюзеляжа под грузовые отсеки в известной конструкции возникает необходимость в усилении вырезов дополнительными силовыми элементами, например, бимсами, что неизбежно влечет за собой значительное увеличение массы планера и ухудшение летно-технических характеристик самолета в целом.

Задача, на решение которой направлено изобретение, заключается в
25 обеспечения необходимой прочности и жесткости каркаса планера с незначительным увеличением его массы при наличии в нижней части фюзеляжа крупногабаритных вырезов под грузовые отсеки. При этом достигается технический результат, заключающийся в перераспределении возникающих в
30 силовых элементах планера самолета напряжений от внешних нагрузок, за счет рационального расположения силовых элементов каркаса планера.

Указанный технический результат достигается тем, что в планере многорежимного высокоманевренного самолета, содержащем фюзеляж и крыло, конструктивно-силовая схема которых образована продольными и поперечными

силовыми элементами, к которым прикреплена обшивка, формирующая внешние обводы самолета, при этом фюзеляж включает отсек кабины экипажа, отсеки для размещения топлива, оборудования и опор шасси, хвостовое оперение, две расположенные в хвостовой части фюзеляжа мотогондолы для турбореактивных
5 двигателей и пристыкованными к ним воздухозаборниками с воздухоподводящими каналами, а крыло включает консоли, соединенные с центропланом, объединенным со средней частью фюзеляжа, конструктивно-силовая схема фюзеляжа представляет собой в продольном направлении многостеночную конструкцию, соединенную с центропланом, образованным
10 шпангоутами и соединенным посредством моментных и шарнирных узлов с консолями крыла, конструктивно-силовая схема консолей крыла в продольном направлении представляет собой многолонжеронную конструкцию в сочетании со стенками, внешняя поверхность планера самолета образована силовыми панелями, в нижней части фюзеляжа выполнены крупногабаритные продольные
15 вырезы для грузовых отсеков, конструктивно-силовая схема которых включает продольные стенки, соединенные со шпангоутами центроплана, центроплан расположен в зоне максимальных строительных высот крыла, при этом нижние силовые панели воздухозаборников и мотогондол расположены дальше от нейтральной линии сечения фюзеляжа, а крупногабаритные продольные вырезы
20 приближены к нейтральной линии фюзеляжа.

Силовые панели могут быть выполнены, например, в виде многослойных, в частности, трехслойных панелей из полимерных композиционных материалов,

Силовые панели могут быть выполнены цельнофрезерованными из алюминиевого сплава.

25 Силовые панели могут быть выполнены сварными из титанового сплава.

Изобретение поясняется чертежами, где на фиг. 1 изображен планер многорежимного самолета при вид в плане; на фиг. 2 – сечение А-А фиг. 1; на фиг. 3 – сечение Б-Б фиг. 1; на фиг. 4 – сечение В-В фиг. 1; на фиг. 5 – сечение Г-Г фиг. 1; на фиг. 6 – сечение Д-Д фиг. 1.

30 Планер многорежимного высокоманевренного самолета (далее – планер) содержит крыло, состоящее из двух консолей 1, головную часть фюзеляжа 2, среднюю часть фюзеляжа 3, воздухозаборники 4, хвостовую часть фюзеляжа 5. Головная часть фюзеляжа 2 включает в себя кабину 6, отсеки оборудования 7 и

нишу 8 передней опоры шасси. В средней части фюзеляжа 3 размещены топливные отсеки 9, грузовой отсек 10, отсеки 11 основных опор шасси и центроплан 12. В хвостовой части фюзеляжа 5 расположены топливные отсеки 13, грузовой отсек 14, мотогондолы 15, хвостовой отсек 16 оборудования.

5 Конструктивно-силовая схема фюзеляжа включает поперечные и продольные силовые элементы, представленные соответственно фюзеляжными шпангоутами 17 – 25 и продольными стенками 26 – 29. Набор продольных стенок 26 – 29 проходит через всю среднюю 3 и хвостовую 5 части фюзеляжа. Центроплан 12 организован в плоскости максимальных строительных высот

10 крыла (сеч. Г-Г) и образован шпангоутами 17 – 25. В нижней части фюзеляжа выполнены крупногабаритные продольные вырезы для грузовых отсеков 10 и 14. Конструктивно-силовая схема вырезов включает продольные стенки 26, соединенные со шпангоутами центроплана 12.

Воздухозаборники 4 и мотогондолы 15, с точки зрения конструктивно-силовой схемы, образованы шпангоутами 17 - 25 и нижними силовыми панелями 30.

15

Конструктивно-силовая схема консолей 1 крыла включает продольные и поперечные силовые элементы. Продольные силовые элементы консолей 1 представлены лонжеронами 31, 32, 34, 35, 38 и 39 с моментными узлами 40

20 соединения консолей 1 с центропланом 12 и стенками 36, 37, 41 с шарнирными узлами 42 соединения консолей 1 с центропланом 12. Шпангоуты центроплана 12, с которыми посредством моментных узлов 40 соединены лонжероны консолей 1, выполнены силовыми. Поперечный силовой набор консолей 1 представляет собой набор нервюр 43.

25 Основными силовыми факторами, исходя из которых, определяется необходимая прочность и жесткость фюзеляжа, являются его изгиб в продольной плоскости самолета (относительно оси Z) от инерционных и воздушных сил и нагрузок, приходящих с горизонтального оперения, поперечный изгиб от нагрузок, приходящих с консолей 1 крыла, и кручение.

30 На фиг. 1 изображена плановая проекция планера многорежимного высокоманевренного самолета. Подъемная сила консолей крыла 1 передается через шарнирные узлы 42 и моментные узлы 40 на фюзеляжные шпангоуты 17 – 25. Указанная группа шпангоутов передает подъемную силу с

крыла на продольные стенки 26 – 29 фюзеляжа. Набор продольных стенок 26 – 29, проходящих через всю среднюю 3 и хвостовую 5 части фюзеляжа, позволяет снизить градиент нарастания изгибающего момента (фиг.5) в поперечном сечении фюзеляжа и обеспечить более низкий уровень нормальных напряжений в поясах шпангоутов вблизи плоскости симметрии самолета, что, в свою очередь, позволяет снизить массу шпангоутов и деформации фюзеляжа в поперечном направлении.

Кроме того, для повышения жесткости планера самолета от поперечного изгиба грузовые отсеки 10, 14 разделены центропланом 12 (см. фиг.2). Силовые шпангоуты центроплана 12, организованного в плоскости максимальных строительных высот крыла (сеч. Г-Г), воспринимают изгибающий момента от крыла посредством моментных узлов 40. Таким образом, уменьшается величина деформаций в поперечном направлении - ϵ_y - в сечениях по грузовым отсекам (сеч. Б-Б, В-В, Д-Д).

Внешняя поверхность планера самолета образована силовыми панелями, воспринимающими все виды напряжений – нормальных и касательных. Силовые панели могут быть выполнены, например, в виде многослойных, в частности, трехслойных панелей из полимерных композиционных материалов, или металлическими: цельнофрезерованными из алюминиевого сплава, сварными из титанового сплава. Силовые панели соединены с продольными стенками 26 – 29 и шпангоутами 17 - 25 фюзеляжа, а также лонжеронами 31, 32, 34, 35, 38, 39 и стенками 36, 37, 41 консолей 1 крыла.

Нормальные напряжения от поперечного изгиба фюзеляжа в продольной плоскости самолета воспринимаются верхними и нижними силовыми панелями фюзеляжа, при этом вырез под створки грузовых отсеков расположен ближе к нейтрально линии (ось Z) сечения самолета, чем нижние силовые панели мотогондол 15 и воздухозаборников 4 (фиг. 3). В соответствии с формулой (1) - определения нормальных напряжений в сечении при изгибе - величина нормальных напряжений в нижних силовых панелях воздухозаборников 4 и мотогондол 15 выше, чем в зоне выреза под створки грузовых отсеков.

$$\sigma_x = \frac{M_z}{J_z} \cdot y \quad (1)$$

где,

M_z – изгибающий момент в сечении фюзеляжа;

J_z – момент инерции сечения фюзеляжа относительно оси Z (нейтральная линия);

y – расстояние от нейтральной линии сечения до точки сечения, в котором определяется напряжение.

- 5 Таким образом, основную часть нагрузки от изгиба фюзеляжа в нижней части воспринимают нижние силовые панели 30 воздухозаборников 4 и мотогондол 15.

Многостеночная конструкция фюзеляжа обеспечивает восприятие крутящего момента на фюзеляже. Крутящий момент, приходящий с хвостовой
 10 части фюзеляжа (дифференциальное отклонение ГО, отклонение ВО и т.д.) воспринимается замкнутыми контурами $\Omega_1, \Omega_2, \dots, \Omega_n$ (см. фиг. 6) и передается на задний центропланый шпангоут 23. Указанный шпангоут 23 передает крутящий момент на группу замкнутых контуров $\Omega_1, \Omega_2, \dots, \Omega_m$ (см. фиг.5).
 15 Наличие большого числа замкнутых контуров в сечении фюзеляжа обеспечивает фюзеляжу высокую жесткость на кручение и не требует в районе крупных вырезов под грузовые отсеки организации специальных силовых элементов – бимсов. Кроме того, значительно повышается боевая живучесть самолета, так как при повреждении любого замкнутого контура в соответствии с формулой (2) поток касательных сил перераспределяется по другим контурам.

$$20 \quad M_{кр} = \sum_i M_{кр.\Omega_i} \quad (2)$$

где,

$M_{кр}$ – крутящий момент в сечении фюзеляжа

$M_{кр.i}$ – крутящий момент в i -ом сечении фюзеляжа.

Нормальные напряжения от изгибающего момента, возникающие в
 25 консолях 1, воспринимаются в основном поясами лонжеронов 31, 32, 34, 35, 38, 39 и частично силовыми панелями. Напряжения от кручения консолей 1 крыла воспринимаются силовыми панелями и поясами нервюр 43.

30

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Планер многорежимного высокоманевренного самолета, содержащий фюзеляж и крыло, конструктивно-силовая схема которых образована продольными и поперечными силовыми элементами, к которым прикреплена обшивка, формирующая внешние обводы самолета, при этом фюзеляж включает отсек кабины экипажа, отсеки для размещения топлива, оборудования и опор шасси, хвостовое оперение, две расположенные в хвостовой части фюзеляжа мотогондолы для турбореактивных двигателей и пристыкованными к ним воздухозаборниками с воздухоподводящими каналами, а крыло включает консоли, соединенные с центропланом, объединенным со средней частью фюзеляжа, **отличающийся тем, что** конструктивно-силовая схема фюзеляжа представляет собой в продольном направлении многостеночную конструкцию, соединенную с центропланом, образованным шпангоутами и соединенным посредством моментных и шарнирных узлов с консолями крыла, конструктивно-силовая схема консолей крыла в продольном направлении представляет собой многолонжеронную конструкцию в сочетании со стенками, внешняя поверхность планера самолета образована силовыми панелями, в нижней части фюзеляжа выполнены крупногабаритные продольные вырезы для грузовых отсеков, конструктивно-силовая схема которых включает продольные стенки, соединенные со шпангоутами центроплана, центроплан расположен в зоне максимальных строительных высот крыла, при этом нижние силовые панели воздухозаборников и мотогондол расположены дальше от нейтральной линии сечения фюзеляжа, а крупногабаритные продольные вырезы приближены к нейтральной линии фюзеляжа.
2. Планер по п. 1, отличающийся тем, что силовые панели выполнены в виде многослойных, в частности, трехслойных панелей из полимерных композиционных материалов,
3. Планер по п. 1, отличающийся тем, что силовые панели выполнены цельнофрезерованными из алюминиевого сплава.
4. Планер по п.1, отличающийся тем, что силовые панели выполнены сварными из титанового сплава.

