



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(51) МПК
B64C 1/26 (2006.01)
B64C 3/14 (2006.01)

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2007103109/11, 26.01.2007

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
26.01.2007

(43) Дата публикации заявки: 10.08.2008

(45) Опубликовано: 10.04.2009 Бюл. № 10

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: РИГМАНТ В.Г. САМОЛЕТЫ ОКБ А.Н.ТУПОЛЕВА. - М.: РУСАВИА, 2001, с.244-249. RU 2174089 C1, 27.09.2001. DE 3538483 A, 30.04.1987. WO 02/079031 A2, 10.10.2002.

Адрес для переписки:
119180, Москва, Кадашевская наб., 1/6,
а/я 30, ОАО "Росавиаконсорциум"

(72) Автор(ы):

Галеев Даниил Иванович (RU),
Климов Валентин Тихонович (RU),
Кораблев Георгий Яковлевич (RU)

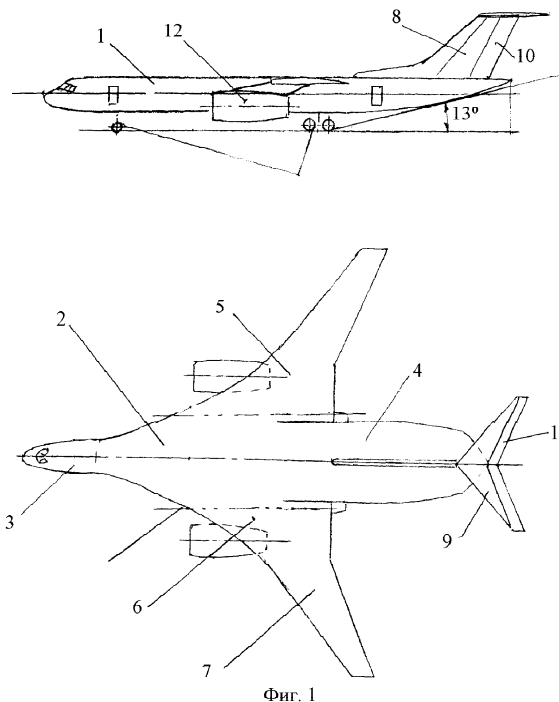
(73) Патентообладатель(и):

Открытое акционерное общество
"Центральная компания
Финансово-промышленной группы
"Российский авиационный консорциум" (RU)

(54) САМОЛЕТ ИНТЕГРальной СХЕМЫ

(57) Реферат:

Изобретение относится к авиационной технике. Самолет состоит из оперения, рулей, силовой установки, самолетных систем, оборудования, фюзеляжа, крыла со стреловидностью по передней кромке 30-35° и наплывом со стреловидностью 60-70°. Переходное сечение от крыла к фюзеляжу образовано симметричным профилем с толщиной 13-14%. Консоли крыла образованы единым сверхкритическим профилем толщиной от 13 до 10% с линейным изменением толщины профиля по размаху. Закрученность профилей на бортовой нервюре отрицательная (до -3°), на линии перехода наплыв-консоль положительная (до +2°), на бортовой нервюре отрицательная (до -3°), а закон изменения углов закрученности между указанными сечениями принят линейным. Изобретение направлено на повышение устойчивости и безопасности. 4 ил.





FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(51) Int. Cl.
B64C 1/26 (2006.01)
B64C 3/14 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

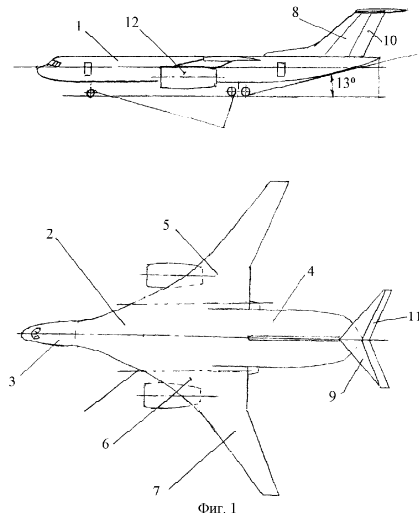
(21), (22) Application: **2007103109/11, 26.01.2007**
(24) Effective date for property rights:
26.01.2007
(43) Application published: **10.08.2008**
(45) Date of publication: **10.04.2009 Bull. 10**
Mail address:
**119180, Moskva, Kadashevskaja nab., 1/6, a/ja 30,
OAO "Rosaviakonsortsium"**

(72) Inventor(s):
**Gapeev Daniil Ivanovich (RU),
Klimov Valentin Tikhonovich (RU),
Korablev Georgij Jakovlevich (RU)**
(73) Proprietor(s):
**Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Tsentral'naja
kompanija Finansovo-promyshlennoj gruppy
"Rossijskij aviatsionnyj konsortsium" (RU)**

(54) INTEGRAL CONFIGURATION AIRCRAFT

(57) Abstract:
FIELD: aircraft engineering.
SUBSTANCE: invention relates to aircraft engineering. Proposed aircraft consists of empennage, control surfaces, power plant, aircraft systems, equipment, fuselage, wing with the sweepback of leading edge of 30° to 35° and leading-edge wing extension sweepback of 60° to 70°. The section of transition from wing to fuselage is formed by a symmetric section with the thickness of 13% to 14%. The outer wings are formed by unified supercritical section with thickness making from 13% to 10% with linear section thickness variation over the wing span. The section twist on inboard rib is negative approximating to -3°, that of the transition from leading-edge wing extension to wing spin is positive approximating to +2°. Note that the law of twist angle variation between the above

sections is taken to be linear.
EFFECT: higher stability and safety.
4 dwg



RU 2 3 5 1 5 0 3 C 2

RU 2 3 5 1 5 0 3 C 2

Изобретение относится к авиационной технике и может быть использовано для проектирования интегральных конструкций самолетов разного типа и назначения.

Известны схемы интегральных самолетов с единой конструкцией фюзеляжа и крыла, которая всеми элементами воспринимает основные нагрузки (см. 5 энциклопедию «Авиация» (под редакцией Г.П.Свищева, издательство «Российские энциклопедии», М., 1988 г.). На практике интегральная конструкция применяется на самолетах, выполненных по схеме «летающее крыло», или для многорежимных боевых самолетов: отечественного Ту-160 или американского В-1, которые выбраны в 10 качестве прототипа предлагаемого решения (В.Г.Ригмант. «Самолеты ОКБ А.Н.Туполева». - М.: Русавиа, 2001 г., стр.244-249).

Основной конструктивной особенностью такого самолета является то, что лонжероны и хорды, расположенные в условном корневом сечении, имеют большую 15 высоту, что требует соответственно и большей длины, что заставляет применять в компоновке большие наплывы очень большой стреловидности, с помощью которых можно перейти на базовое (трапециевидное) крыло.

При принятых и известных методах формирования системы крыла требуется обеспечивать прямую крутку сечений крыла от положительных (около $+2^\circ$) углов 20 закрученности корневого профиля до отрицательных (около -2°) углов закрученности концевого профиля, как правило с линейным изменением углов закрученности между указанными сечениями. Таким образом, решается задача сохранения устойчивого течения потока на крыле до максимально достижимых углов атаки, причем отрывные явления начинаются у борта фюзеляжа в ограниченной зоне, так как другие профили 25 по размаху крыла еще не достигли еще критических углов.

Однако большие размеры единой корневой хорды интегрального самолета не позволяют в полной мере использовать преимущества общепринятых законов 30 изменения углов закрученности сечений. При появлении отрыва на наплыве резко возрастает продольный момент на кабрирование, самолет становится неустойчивым и небезопасным. Требуется найти другой закон закрученности профилей самолета, который, с одной стороны, сохраняет в максимально возможной мере общую идею распространения отрыва в направлении от корневого к концевому сечению, с другой, исключает начало отрывных явлений на наплыве и появление больших продольных 35 моментов на кабрирование в рабочем диапазоне углов атаки.

Для достижения этой цели предлагается единая система крыло-фюзеляж, в которой стреловидность консолей по передней кромке составляет 30-35 и стреловидность 40 наплыва $60-70^\circ$, единое переходное сечение образовано симметричным профилем с толщиной 13-14%, консоли образованы единым сверхкритическим профилем толщиной от 13 до 10%, с линейным изменением толщины профиля по размаху, при этом закрученность профилей на бортовой нервюре отрицательная (до -3°), на линии перехода наплыв-консоли положительная (до $+2^\circ$), на бортовой нервюре отрицательная (до -3°), а закон изменения углов закрученности между указанными 45 сечениями принят линейным.

Суть предложения поясняется чертежами.

На фиг.1 показана схема интегрального самолета. На фиг.2 - результаты продувок модели при общепринятой схеме закрученности профилей на крыле. На фиг.3 - новый 50 закон изменения закрученности профилей в единой системе. На фиг.4 - экспериментальные данные, полученные при продувках новой модели в аэродинамической трубе.

Самолет 1 (фиг.1) состоит из интегрального узла 2, в который входит передняя

часть с кабиной экипажа 3, фюзеляж 4, переходящий в крыло 5, состоящего из наплыва 6 и консоли 7. Самолет имеет вертикальное 8 и горизонтальное 9 оперения центроплана с рулями 10 и 11. Силовая установка состоит из двигателей 12. На самолете установлены самолетные и двигательные системы, оборудование и приборы, которые условно не показаны.

Все режимы и этапы полета на самолете интегральной схемы выполняются без ограничений и не требуют особого мастерства.

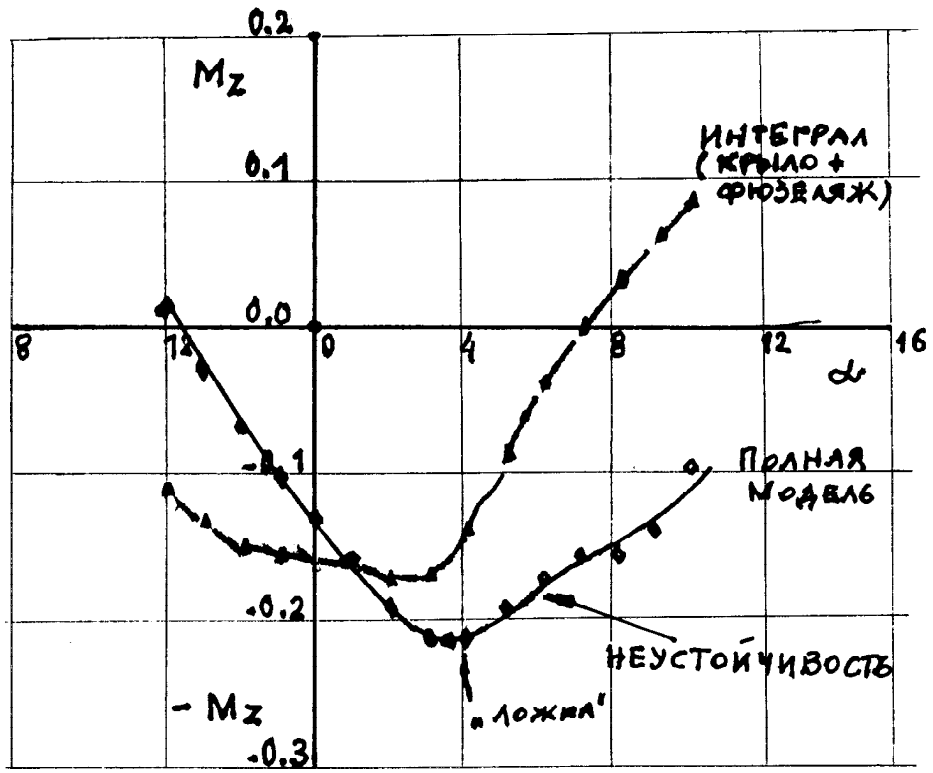
Но на больших углах атаки из-за отрыва потока в начале наплыва появляется значительный продольный момент (фиг.2), который по мере увеличения угла атаки увеличивается и становится недопустимым.

Экспериментальные и теоретические исследования показали, что причина такого явления заключается в том, что, применяя общепринятую схему изменения угла закрученности профилей по размаху крыла (фиг.3, линия «А»), которая действительно помогает улучшить характеристики поведения консоли на больших углах атаки (срыв идет от корневого сечения и медленно идет вдоль размаха), получаем недопустимый продольный момент из-за большого размера корневой хорды даже при незначительном срыве потока. В интегральной схеме необходимо изменить положение начала срыва и перенести его в положение, где длина хорды невелика. Более того, желательно в этих сечениях крыла применить сверхкритический профиль с моментными характеристиками, которые уравновесят в этих сечениях кабрирующий продольный момент. Было определено, что наилучшим образом эту задачу можно решить, применяя закон изменения углов закрученности по размаху, который показан на фиг.3 (линия «В»). При этом обеспечивается отрицательная закрученность профилей на бортовой нервюре (до -3°), положительная закрученность на линии перехода наплыв-консоль (до $+2^\circ$) и отрицательная закрученность на бортовой нервюре (до -3°). Закон изменения углов закрученности между указанными базовыми сечениями принят линейным.

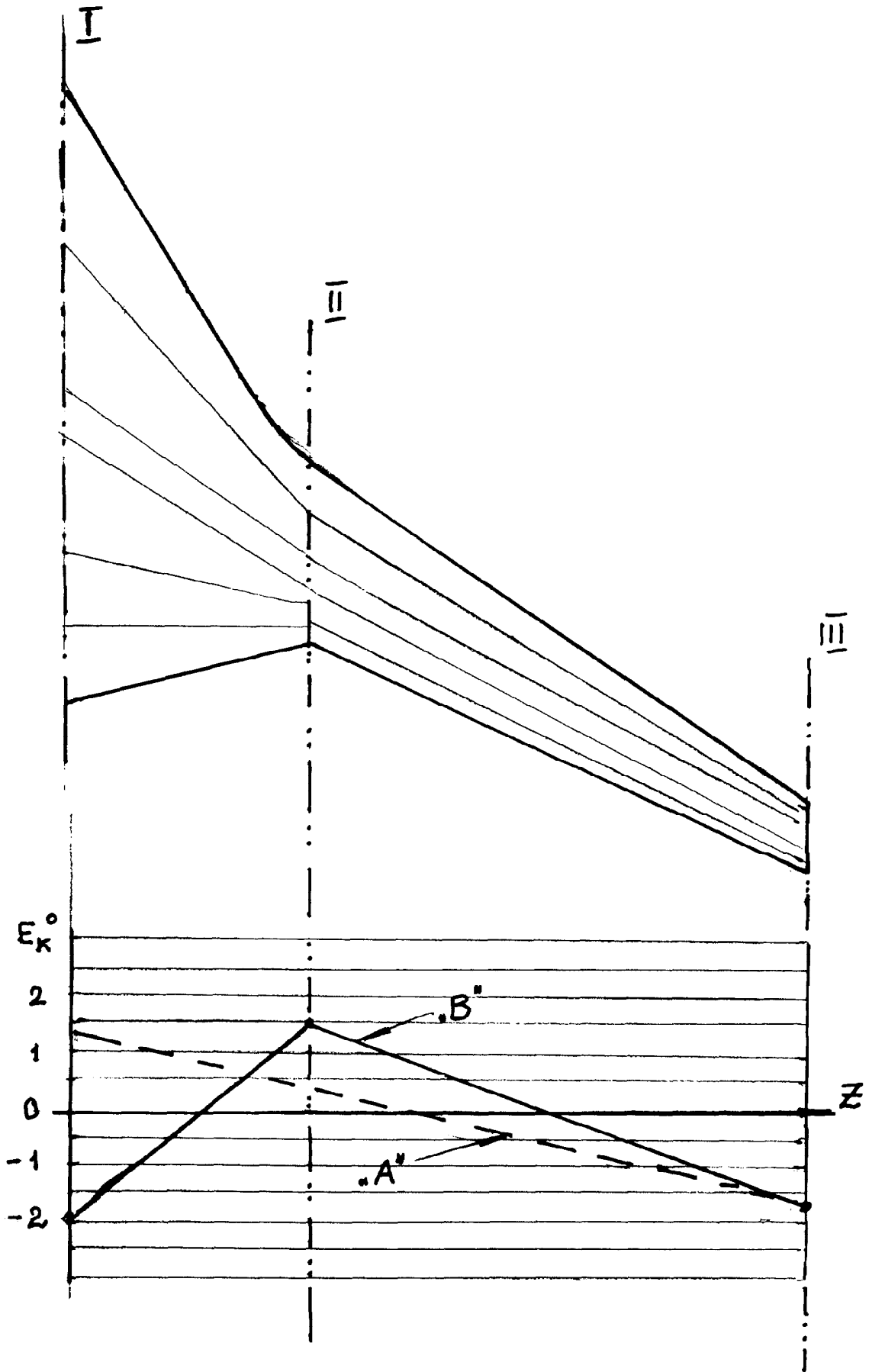
На фиг.4 показаны новые характеристики интегрального самолета при применении нового закона закрученности профилей. Очевидно, что во всем исследованном диапазоне углов атаки самолет устойчив и имеет высокие аэродинамические характеристики.

Формула изобретения

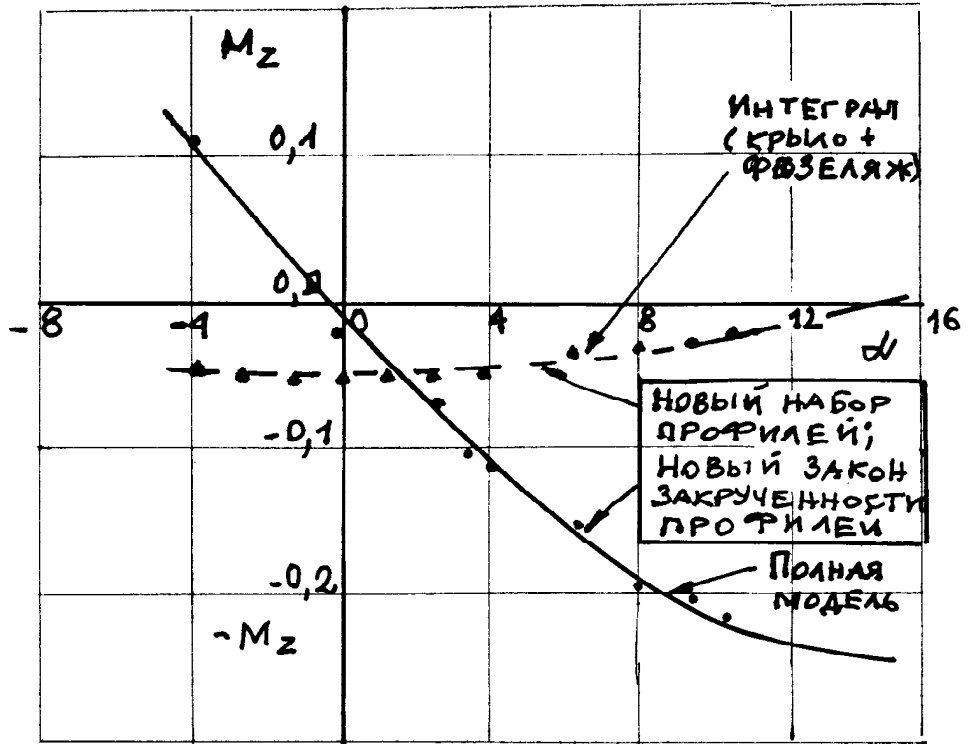
Самолет интегральной схемы, состоящий из оперения, рулей, силовой установки, самолетных систем, оборудования и единой конструкции фюзеляжа с крылом со стреловидностью по передней кромке $30-35^\circ$ и наплывом со стреловидностью $60-70^\circ$, содержащей сверхкритические и симметричные профили, отличающийся тем, что единое переходное сечение образовано симметричным профилем с толщиной 13-14%, консоли образованы единым сверхкритическим профилем толщиной от 13 до 10% с линейным изменением толщины профиля по размаху, при этом закрученность профилей на единой бортовой нервюре отрицательная (до -3°), на линии перехода наплыв-консоль положительная (до $+2^\circ$), на бортовой нервюре отрицательная (до -3°), а закон изменения углов закрученности между указанными сечениями принят линейным.



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4