



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ЗАЯВКА НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

(21)(22) Заявка: 2012121848/11, 15.10.2010

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
26.10.2009 US 12/589,424

(43) Дата публикации заявки: 10.12.2013 Бюл. № 34

(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на
национальной фазе: 28.05.2012(86) Заявка РСТ:
US 2010/002758 (15.10.2010)(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2011/087475 (21.07.2011)

Адрес для переписки:

129090, Москва, ул. Б. Спасская, 25, стр.3, ООО
"Юридическая фирма Городиский и Партнеры"

(71) Заявитель(и):

ЭЙРИОН КОРПОРЕЙШН (US)

(72) Автор(ы):

**ТРЕЙСИ Ричард Р. (US),
СТУРДЗА Петер (US),
ЧЭЙЗ Джеймс Д. (US)****(54) КРЫЛО С ЛАМИНАРНЫМ ОБТЕКАНИЕМ, ОПТИМИЗИРОВАННОЕ ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО
АППАРАТА СВЕРХЗВУКОВОГО И ВЫСОКОГО ДОЗВУКОВОГО КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА****(57) Формула изобретения**

1. Способ обеспечения летательного аппарата, имеющего фюзеляж и крыло, сконфигурированные для обширного ламинарного обтекания в расчетных условиях крейсерского полета, причем способ отличается этапами, на которых:

а) обеспечивают аэродинамические профили крыла двояковыпуклого типа, имеющие значения толщины, хорды и формы вдоль размаха крыла, которые обеспечивают, по существу, оптимальную дальность полета летательного аппарата в упомянутых расчетных условиях крейсерского полета, учитывая влияния лобового сопротивления крыла и веса крыла,

б) обеспечивают передние кромки крыла, которые сконфигурированы так, чтобы влиять на ламинарное обтекание, и

с) обеспечивают контуры фюзеляжа и крыла, которые в комбинации создают пониженное общее волновое сопротивление и создают обширные области ламинарного течения пограничного слоя на крыле,

д) обеспечивают угол стреловидности крыла, который способствует обеспечению упомянутых а), б) и с),

е) и упомянутые обеспечиваемые аэродинамические профили имеют в местах вдоль размаха отношение t/c максимальной толщины, t , к хорде, c , в таких местах упомянутое отношение t/c имеет значение вдоль размаха снаружи зоны влияния фюзеляжа такое, что среднее от упомянутого отношения задано как

$$\frac{t}{c} \leq 0,024 \times \sqrt{M},$$

где М - сверхзвуковое расчетное число Маха крейсерского полета,

f) и при этом для значений расчетного числа Маха М крейсерского полета между 1,3 и 2,8 соответствующие максимальные значения t/c примерно линейно пропорциональны максимальным значениям между 0,027 и 0,040, где t - толщина аэродинамического профиля, а c - хорда аэродинамического профиля вдоль размаха крыла снаружи зоны влияния фюзеляжа.

2. Способ по п.1, для которого зона влияния фюзеляжа определяется на наименьшем расчетном числе Маха крейсерского полета как часть крыла с внутренней стороны местоположения крыла, определяемого пересечением линий Маха, исходящих от пересечения продленных передней и задней кромок крыла и продольной плоскостью симметрии летательного аппарата.

3. Способ по п.2, для которого значения толщины и хорды вдоль размаха такие, что среднее значение упомянутого отношения, t/c , снаружи упомянутой зоны влияния фюзеляжа меньше, чем примерно 0,040.

4. Способ по п.1, дополнительно отличающийся по меньшей мере одним из следующего:

- $t/c <$ примерно 0,027 для расчетной сверхзвуковой скорости крейсерского полета примерно 1,3 М,

- $t/c <$ примерно 0,034 для расчетной сверхзвуковой скорости крейсерского полета примерно 2,0 М,

- $t/c <$ примерно 0,040 для расчетной сверхзвуковой скорости крейсерского полета примерно 2,8 М.

5. Способ по п.1, в котором упомянутые контуры фюзеляжа и крыла объединяются, чтобы создать значения толщины, хорды и формы аэродинамического профиля вдоль размаха крыла, определяемые одним из следующего:

i) процессом, в котором лобовое сопротивление и вес летательного аппарата, а также результирующая дальность полета летательного аппарата определяются для ряда вариаций аэродинамического профиля, и

ii) прочими характеристиками или факторами летательного аппарата, включая форму фюзеляжа вблизи и впереди крыла.

6. Способ по п.5, в котором упомянутые прочие факторы, включенные в упомянутое определение, включают в себя стоимость производства, установку оборудования, легкость доступа, эксплуатационные и текущие расходы.

7. Способ по п.5, в котором упомянутые прочие факторы включают в себя дальность полета летательного аппарата на скоростях, отличных от расчетного числа Маха крейсерского полета, таких как, например, высокие дозвуковые скорости.

8. Способ по п.5, в котором упомянутые прочие факторы включают в себя топливную экономичность с точки зрения определенной дальности полета для конкретной задачи или выбранного сочетания задач.

9. Способ по п.5, в котором упомянутые прочие факторы включают в себя взлетно-посадочные характеристики летательного аппарата, а также связанные с этим пилотажные качества.

10. Способ по п.1, в котором аэродинамические профили двояковыпуклого типа обеспечены, чтобы иметь в местах вдоль размаха отношение t/c максимальной толщины t к хорде c , упомянутое отношение t/c лежит между примерно 0,015 и 0,047.

11. Способ по п.10, в котором для сверхзвукового расчетного числа Маха крейсерского полета, равного 1,3, среднее значение t/c вдоль размаха снаружи влияния фюзеляжа меньше, чем 0,027.

12. Способ по п.10, в котором t/c увеличивается примерно на 50% по мере того, как расчетное число Маха крейсерского полета увеличивается между 1,3 и 2,8.

13. Способ по п.1, в котором крыло дополнительно отличается ламинарной частью около 0,7.

14. Летательный аппарат, имеющий фюзеляж и крыло, сконфигурированные для обширного ламинарного обтекания при сверхзвуковом расчетном числе Маха M крейсерского полета, крыло отличающееся тем, что

а) угол стреловидности передней кромки достаточно мал, чтобы поддерживать присоединенный скачок уплотнения при расчетном крейсерском полете, но не более, чем примерно 20 градусов, и

б) аэродинамические профили крыла двояковыпуклого типа имеют значения отношения толщины t к хорде c вдоль размаха крыла, в соответствии с чем среднее значение упомянутого отношения, t/c , вдоль размаха снаружи зоны влияния фюзеляжа задано неравенством:

$$\frac{t}{c} \leq 0.024 \times \sqrt{M} ,$$

где упомянутая зона влияния фюзеляжа определена на расчетном числе Маха, M , крейсерского полета как часть крыла с внутренней стороны местоположения крыла, определяемого пересечением линий Маха, исходящих от пересечений продленных передней и задней кромок крыла и плоскостью симметрии фюзеляжа, и

с) упомянутые передние кромки имеют выпуклую форму и эффективную толщину, h , определенную как расстояние между точками касания передней кромки с верхней и нижней поверхностями крыла, в каждом месте вдоль размаха, так что h/t меньше, чем примерно 0,05, где t - максимальная толщина крыла в таком месте, и

д) контуры фюзеляжа и крыла, в комбинации предусматривают уменьшенное волновое сопротивление и обширное ламинарное течение пограничного слоя на крыле, первое отличается тем, что общая площадь поперечного сечения летательного аппарата плавно изменяется вместе с продольным положением относительно летательного аппарата, а последнее - дополнительным избеганием резких изменений наклона и кривизны полуденных линий на сторонах фюзеляжа, расположенных рядом и впереди упомянутого крыла.

15. Летательный аппарат по п.14, для которого значения толщины и хорды вдоль размаха такие, что среднее значение упомянутого отношения, t/c , снаружи упомянутой зоны влияния фюзеляжа, меньше, чем примерно 0,040.

16. Летательный аппарат по п.14, в котором упомянутые контуры фюзеляжа и крыла объединяются, чтобы создать значения толщины, хорды и формы аэродинамического профиля вдоль размаха крыла, определяемые одним из следующего:

i) лобовым сопротивлением и весом летательного аппарата, а также результирующей дальностью полета летательного аппарата, определенной для ряда вариаций аэродинамического профиля, и

ii) прочими характеристиками или факторами летательного аппарата, включая форму фюзеляжа вблизи и впереди крыла.

17. Летательный аппарат по п.16, в котором упомянутые прочие факторы, включенные в упомянутое определение, включают в себя стоимость производства, установку оборудования, легкость доступа, эксплуатационные и текущие расходы.

18. Летательный аппарат по п.16, в котором упомянутые прочие факторы включают в себя дальность полета летательного аппарата на скоростях, отличных от расчетного числа Маха крейсерского полета.

19. Летательный аппарат по п.16, в котором упомянутые прочие факторы включают в себя топливную экономичность с точки зрения определенной дальности полета для

конкретной задачи или выбранного сочетания задач.

20. Летательный аппарат по п.16, в котором упомянутые прочие факторы включают в себя взлетно-посадочные характеристики летательного аппарата, а также связанные с этим пилотажные качества.

21. Летательный аппарат по п.14, в котором аэродинамические профили двояковыпуклого типа обеспечены, чтобы иметь в местах вдоль размаха отношение t/c максимальной толщины t к хорде c , упомянутое отношение t/c лежит между примерно 0,015 и 0,047.

22. Способ по п.1, в котором упомянутые выпуклые передние кромки обеспечены, чтобы иметь эффективный размер по толщине между примерно,01 дюйма и примерно,10 дюйма.

23. Летательный аппарат по п.14, в котором фюзеляж, имеющий нижнее пространство внутри соединений передней и задней кромки крыла левой стороны и правой стороны с наплывами на левой стороне и правой стороне, упомянутое нижнее пространство фюзеляжа имеет уменьшенную ширину в местах внутри упомянутых соединений передней и задней кромки и по отношению к ширине фюзеляжа на позициях продольно между упомянутыми местами, чтобы таким образом содействовать в оптимизации ламинарного обтекания воздуха над крылом на сверхзвуковых скоростях летательного аппарата.

24. Летательный аппарат, имеющий фюзеляж и крыло, сконфигурированные для обширного ламинарного обтекания в расчетных условиях крейсерского полета, крыло отличающееся тем, что

а) аэродинамические профили крыла двояковыпуклого типа имеют значения толщины, хорды и формы вдоль размаха крыла, которые обеспечивают, по существу, оптимальную дальность полета летательного аппарата в упомянутых расчетных условиях крейсерского полета, учитывая влияния лобового сопротивления крыла и веса крыла,

б) передние кромки имеют выпуклую форму и эффективную толщину, h , определенную как расстояние между точками касания передней кромки с верхней и нижней поверхностями крыла, в каждом месте вдоль размаха крыла, так что h/t меньше, чем примерно 0,05, где t - максимальная толщина крыла в таком месте, и

с) фюзеляж и крыло имеют контуры, которые вместе обеспечивают комбинацию уменьшенного волнового сопротивления и обширного ламинарного течения пограничного слоя на крыле, первое отличается тем, что общая площадь поперечного сечения летательного аппарата плавно изменяется вместе с продольным положением относительно летательного аппарата, а последнее - дополнительным избеганием резких изменений наклона и кривизны полуденных линий на сторонах фюзеляжа, расположенных рядом и впереди упомянутого крыла,

д) крыло имеет угол стреловидности, который способствует обеспечению упомянутых а), б) и с) и

е) упомянутые аэродинамические профили имеют в местах вдоль размаха отношение t/c максимальной толщины, t , к хорде, c , в таких местах, упомянутое соотношение t/c имеет значение вдоль размаха снаружи зоны влияния фюзеляжа такое, что среднее от упомянутого соотношения задано как

$$\frac{t}{c} \leq 0.024 \times \sqrt{M} .$$