



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 007 331** ⁽¹³⁾ **C1**

(51) МПК⁵ **B 64 C 1/14**

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) **ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

(21), (22) Заявка: 4859488/23, 15.08.1990

(46) Дата публикации: 15.02.1994

(71) Заявитель:
Уфимский авиационный институт
им.С.Орджоникидзе

(72) Изобретатель: Драган В.Ф.,
Поляков В.В.

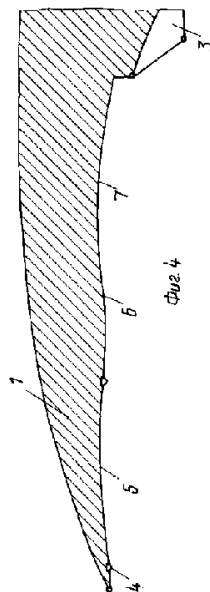
(73) Патентообладатель:
Драган Владимир Федорович,
Поляков Владимир Васильевич

(54) **НОСОВАЯ ЧАСТЬ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ**

(57) Реферат:

Изобретение относится к авиационной и ракетной технике и может быть использовано в решении технической задачи согласования планера высокоскоростного летательного аппарата с силовой установкой, включающее в себя воздушно-реактивный двигатель, расположенный под фюзеляжем. Целью изобретения является улучшение летно-технических характеристик летательного аппарата путем оптимального формирования потока за головным скачком уплотнения перед воздухозаборником двигателя. Для этого профиль нижней части поверхности фюзеляжа в плоскости его главного батокса выполнен по трем смежным дугам кривых 5, 6 и 7, имеющих в точках сопряжения общие касательные, при этом первая от носка фюзеляжа дуга 5 обращена выпуклостью вверх, промежуточная дуга 6 обращена выпуклостью вниз, а третья дуга 7 также обращена выпуклостью вверх. Причем для упрощения технологии изготовления поверхности носовой части 1 фюзеляжа профиль ее поверхности выполнен по форме упомянутых выше кривых, содержащих

отрезки прямых и представляющих собой смежные дуги кусочно-гладких кривых. 1 з. п. ф-лы, 5 ил.



RU 2 007 331 C1

RU 2 007 331 C1



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 007 331** ⁽¹³⁾ **C1**

(51) Int. Cl.⁵ **B 64 C 1/14**

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: 4859488/23, 15.08.1990

(46) Date of publication: 15.02.1994

(71) Applicant:
UFIMSKIJ AVIATIONNYJ INSTITUT
IM.S.ORDZHONIKIDZE

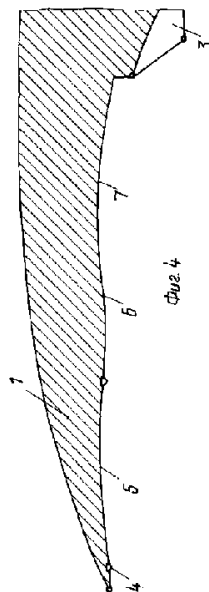
(72) Inventor: DRAGAN V.F.,
POLJAKOV V.V.

(73) Proprietor:
DRAGAN VLADIMIR FEDOROVICH,
POLJAKOV VLADIMIR VASIL'EVICH

(54) **NOSE PART OF HIGH-SPEED FLYING VEHICLE WITH AIR-BREATHING ENGINE**

(57) Abstract:

FIELD: aircraft engineering and space technology. SUBSTANCE: profile of the lower part of a fuselage surface in the plane of its main buttock is made along three adjacent arcs of curves 5, 6 and 7 which have common tangents at the mating points. The convexity of first from the fuselage nose arc 5 is directed up, the convexity of intermediate arc 6 is directed down, and the convexity of third arc 7 is also directed up. The surface profile of nose part 1 of the fuselage is made in the form of these curves which have sections of straight lines and which are adjacent arcs of piece-smooth curves. EFFECT: improved flight performance and simplified technological effectiveness. 2 cl, 5 dwg



RU 2 0 0 7 3 3 1 C 1

RU 2 0 0 7 3 3 1 C 1

Изобретение относится к авиационной и ракетной технике и может быть использовано в решении технической задачи согласования планера высокоскоростного летательного аппарата с силовой установкой, включающей в себя воздушно-реактивный двигатель, расположенный под фюзеляжем.

Известна носовая часть гиперзвукового самолета для полетов с числом Маха, равным 10. Нижняя поверхность этой носовой части включает в себя поверхность заостренного фюзеляжа, ограниченную по направлению течения входным устройством воздушно-реактивного двигателя. Профиль этой поверхности в плоскости главного батокса состоит из дуги кривой второго порядка, обращенной выпуклостью вниз, и отрезка прямой, сопрягающихся между собой. Поперечное сечение поверхности представляет собой нижнюю половину эллипса с отношением длин горизонтальной и вертикальной полуосей равным 7.

Недостатки такого устройства носовой части заключаются в том, что форма профиля нижней поверхности в плоскости главного батокса способствует существенным потерям полного давления в формируемом потоке воздуха при прохождении головного скачка уплотнения, снижении величины коэффициента расхода воздухозаборника входного устройства двигателя, увеличению скорости формируемого потока перед входным устройством, уменьшению аэродинамической подъемной силы летательного аппарата.

Известна также носовая часть гиперзвукового самолета высокоплана с числом Маха крейсерского полета от 6 до 8,5. Нижняя поверхность этой носовой части включает в себя поверхность заостренного фюзеляжа, ограниченную по направлению течения плоскостью, расположенной перед входным устройством воздушно-реактивного двигателя. Профиль этой поверхности в плоскости главного батокса состоит из отрезка прямой и четырех, обращенных выпуклостью вверх, дуг кривых второго порядка, расположенных по направлению течения и сопрягающихся между собой. Поперечное сечение поверхности представляет собой нижнюю половину эллипса с отношением длин горизонтальной и вертикальной полуосей, убывающим по направлению потока от 1 до 0,8.

Недостатки такого устройства носовой части заключаются в малом полезном объеме, большом потребном расходе топлива, соответствующем расходу воздуха в трубке тока, протекающей к кромкам входного устройства, а также в значительном лобовом сопротивлении летательного аппарата.

Наиболее близким по технической сущности и достигаемому положительному эффекту к предлагаемому изобретению является носовая часть гиперзвуковой крылатой ракеты низкоплана с числом Маха крейсерского полета, равным 6. Нижняя поверхность этой носовой части включает в себя нижние поверхности заостренного фюзеляжа и крыла с дозвуковой прямолинейной острой передней кромкой, ограниченные по направлению течения плоскостью, расположенной перед входным устройством маршевого воздушно-реактивного двигателя. Профиль

нижней поверхности в плоскости главного батокса является отрезком прямой. Поперечное сечение поверхности представляет собой также отрезок горизонтальной прямой.

5 Такое устройство носовой части обеспечивает предварительное поджатие формируемого потока воздуха с умеренными значениями потерь полного давления, умеренную неравномерность полей газодинамических параметров и скорость формируемого потока перед входным устройством маршевого двигателя. При этом достигаются сравнительно высокие значения коэффициента расхода воздухосборника и аэродинамической подъемной силы летательного аппарата, а также полезного объема его носовой части.

Основной недостаток такого устройства носовой части заключается в неудовлетворительном согласовании процесса формирования потока воздуха, притекающего к входному устройству маршевого воздушно-реактивного двигателя, с процессом обтекания внешней поверхности летательного аппарата. Это выражается в неоптимальности характеристик названных процессов.

25 Целью изобретения является улучшение летно-технических характеристик летательного аппарата путем оптимального формирования потока за головным скачком уплотнения перед воздухозаборником двигателя.

30 Поставленная цель достигается тем, что у известной носовой части высокоскоростного летательного аппарата с воздушно-реактивным двигателем, имеющим входное устройство с воздухозаборником подфюзеляжной компоновки, профиль нижней поверхности в плоскости главного батокса между носком фюзеляжа и входным устройством двигателя выполнен по трем смежным дугам кривых, имеющих в точках сопряжения общие касательные, причем первая от носка фюзеляжа дуга обращена выпуклостью вверх, промежуточная дуга обращена выпуклостью вниз, а третья дуга также обращена выпуклостью вверх.

45 С целью упрощения технологии изготовления поверхности носовой части, путем придания ей более простой формы, профиль ее поверхности в плоскости главного батокса между носком фюзеляжа и входным устройством воздушно-реактивного двигателя выполнен по трем смежным дугам кусочно-гладких кривых, содержащих отрезки прямых.

55 На фиг. 1 изображена носовая часть высокоскоростного аппарата, фронтальная проекция; на фиг. 2 - горизонтальная проекция этой же носовой части; на фиг. 3 - ее поперечное сечение А-А на фиг. 1; на фиг. 4 - сечение носовой части фюзеляжа плоскостью главного батокса; на фиг. 5 - сечение носовой части в плоскости главного батокса, выполненной соответственно второму пункту формулы изобретения. Это сечение аналогично сечению, представленному на фиг. 4, но отличается от него кусочной гладкостью дуг, и составленных из отрезков прямых.

60 Носовая часть летательного аппарата включает следующие элементы устройства: 1 - носовая часть фюзеляжа летательного

аппарата, 2 - крыло, 3 - воздухозаборник двигателя, 4 - точка соединения первой дуги с передним участком профиля нижней поверхности носовой части фюзеляжа в плоскости главного батокса, 5, 6 и 7 - первая, вторая и третья дуги участка профиля главного батокса соответственно носку фюзеляжа и входному устройству двигателя.

Длины хорд дуг кривых 5, 6 и 7 и их другие геометрические параметры не имеют существенного значения для уточнения изобретения. Конкретные значения этих параметров определяют лишь различные варианты исполнения носовой части без изменения существа предлагаемого технического решения. Длины хорд могут составлять от 10 до 80% у первой 5 и третьей 7 из этих дуг и от 0,01 до 80% у промежуточной дуги 6. При очень малых относительных размерах дуга 6 практически вырождается в точку излома профиля между первой 5 и третьей 7 дугами.

Работа предложенного устройства носовой части заключается в следующем.

Сверхзвуковой набегающий поток встречается с поверхностью носовой части с образованием головного скачка уплотнения. Возмущенное сверхзвуковое течение за головным скачком уплотнения взаимодействует с внешней поверхностью летательного аппарата при ее дальнейшем обтекании. При этом на обтекаемой поверхности по направлению течения нарастает пограничный слой, в возмущенном сверхзвуковом течении распространяются волны сжатия и расширения, образуемые при обтекании выпуклых внутрь и наружу участков этой поверхности, а на саму поверхность действуют распределенные силы давления и трения. Формируемый поток воздуха, притекающий к входному устройству воздушно-реактивного двигателя, претерпевает сжатие с отклонением вниз в головном скачке уплотнения, ослабленным по сравнению с прототипом за счет веера волн расширения, образуемых при обтекании выпуклого наружу участка нижней поверхности носовой части вблизи точки 4, ускоряющих и отклоняющих формируемый поток воздуха вверх. Далее формируемый поток воздуха затормаживается с отклонением вниз в слабых волнах сжатия или скачках уплотнения при обтекании участка нижней поверхности носовой части, соответствующего дуге 5, затем он ускоряется

в веере волн расширения с отклонением вверх при обтекании участка нижней поверхности носовой части, соответствующего дуге 6, и снова затормаживается с отклонением вниз в слабых волнах сжатия или скачках уплотнения при обтекании участка нижней поверхности носовой части, соответствующего дуге 7. Носовая часть 1 с описанным профилем поверхности плоскости главного батокса отличается более выгодным сочетанием сил давления и трения, действующих на обтекаемые поверхности летательного аппарата с параметрами формируемого потока воздуха, притекающего ко входному устройству воздушно-реактивного двигателя. (56) Обзор ОНТИ ЦАГИ, N 522, с. 178-193, 1977 г.

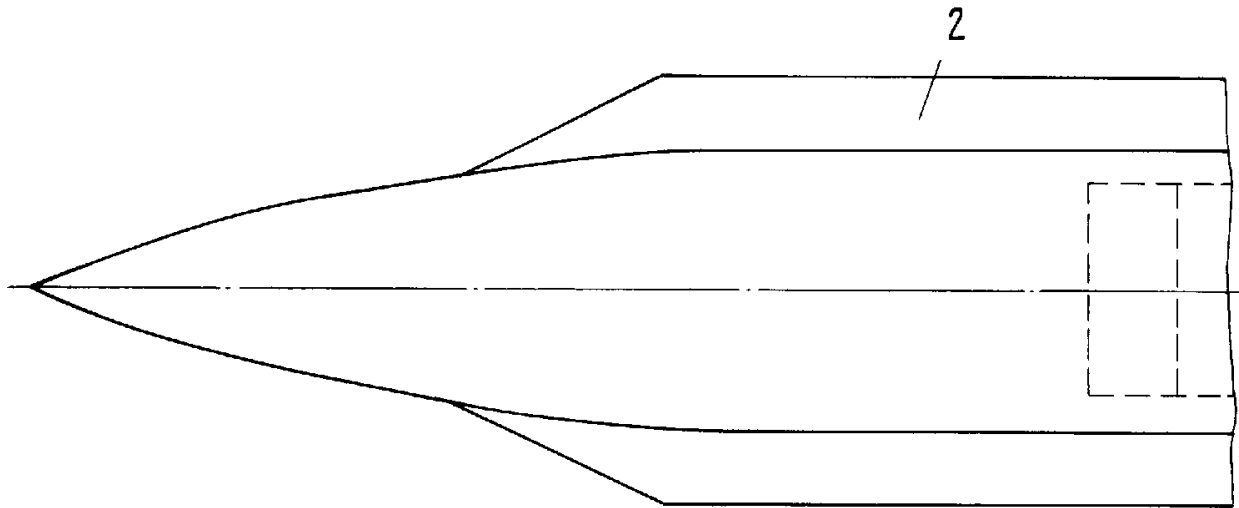
Обзор ОНТИ ЦАГИ, N 522, с. 193-220, 1977 г.

Журн. Новое в зарубежном авиадвигателестроении, N 12, ЦИАМ, с. 10-15, "модель А", 1981 г.

Формула изобретения:

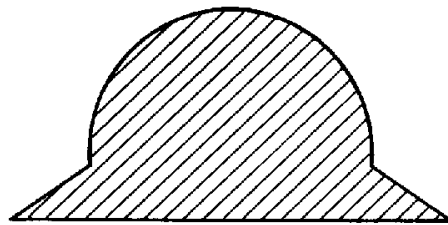
1. НОСОВАЯ ЧАСТЬ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ, имеющим входное устройство с воздухозаборником подфюзеляжной компоновки, отличающаяся тем, что, с целью улучшения летно-технических характеристик летательного аппарата путем оптимального формирования потока за головным скачком уплотнения перед воздухозаборником двигателя, профиль ее нижней поверхности в плоскости главного батокса между носком фюзеляжа и входным устройством двигателя выполнен по трем смежным дугам кривых, имеющих в точках сопряжения общие касательные, причем первая от носка фюзеляжа дуга обращена выпуклостью вверх, промежуточная дуга обращена выпуклостью вниз, а третья дуга обращена выпуклостью вверх.

2. Носовая часть по п. 1, отличающаяся тем, что, с целью упрощения технологии изготовления поверхности носовой части путем придания ее панелям более простой формы, профиль поверхности в плоскости главного батокса между носком фюзеляжа и входным устройством воздушно-реактивного двигателя выполнен по трем смежным дугам кусочно-гладких кривых, содержащих отрезки прямых.

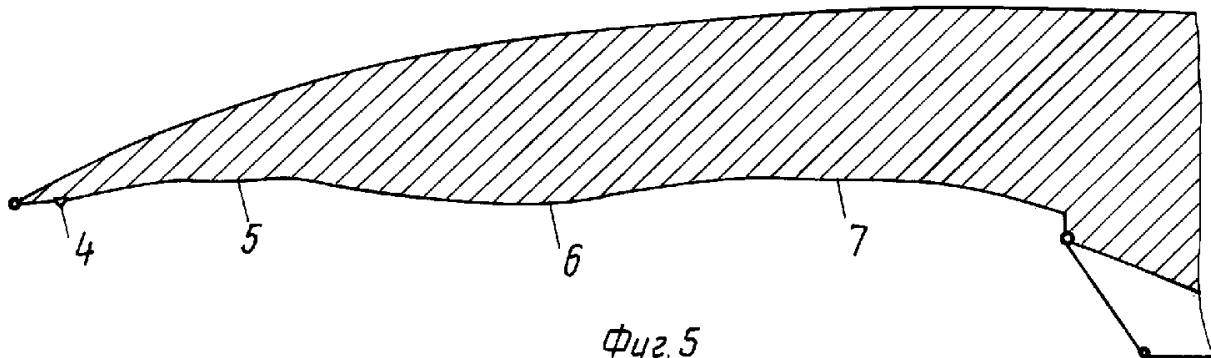


Фиг. 2

A-A

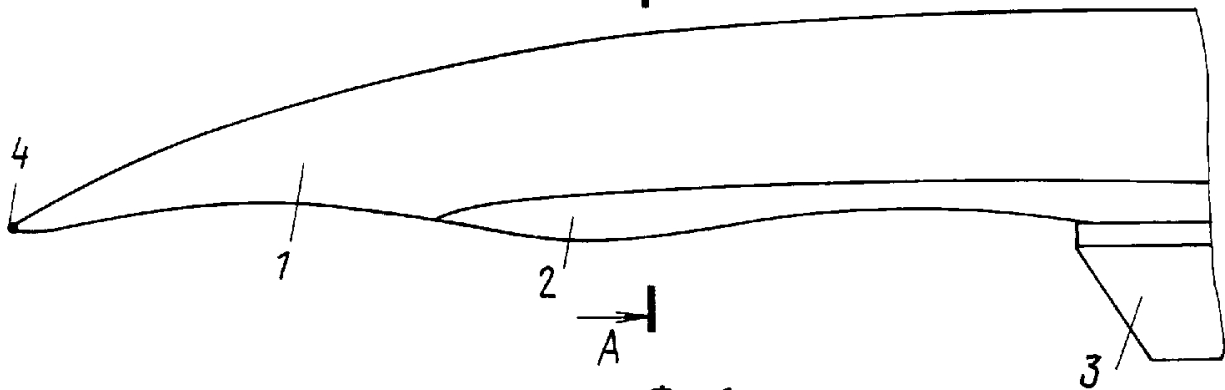


Фиг. 3



Фиг. 5

A



Фиг. 1

RU 2007331 C1

RU 2007331 C1