



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2012150702/11, 26.11.2012

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
26.11.2012

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 26.11.2012

(45) Опубликовано: 27.06.2014 Бюл. № 18

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: ГОРДИЕВСКИЙ П.Ю., ЛЕВИН В.А. "СВЕРХЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ ТЕЛ ПРИ НАЛИЧИИ ВНЕШНИХ ИСТОЧНИКОВ ТЕПЛОЫДЕЛЕНИЯ", письма в ЖТФ, том 14, вып.8, 26.04.1988, с.с.384-387. US 53263661 A, 23.11.1993. US 7641153 B2, 05.01.2010. RU 2107010 C1, 20.03.1998

Адрес для переписки:

630090, г.Новосибирск, ул. Институтская, 4/1,
ФГБУН Институт теоретической и прикладной
механики им. С.А. Христиановича Сибирского
отделения Российской академии наук (ИТПМ
СО РАН)

(72) Автор(ы):

Потапкин Анатолий Васильевич (RU),
Москвичев Дмитрий Юрьевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Федеральное государственное бюджетное
учреждение науки Институт теоретической
и прикладной механики им. С.А.
Христиановича Сибирского отделения
Российской академии наук (ИТПМ СО РАН)
(RU)

(54) СПОСОБ СНИЖЕНИЯ УРОВНЯ ЗВУКОВОГО УДАРА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА (ЛА)

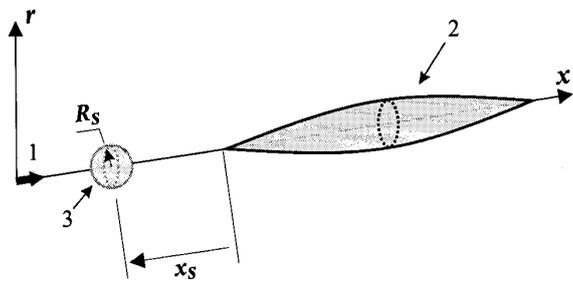
(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиационной техники, в частности к способам снижения уровня звукового удара от сверхзвукового летательного аппарата (ЛА). Способ снижения звукового удара включает воздействие на набегающий газовый поток перед ЛА источником энергоподвода, например лазерным излучением. При этом в газовой среде перед ЛА и соосно ему периодически или постоянно создают по крайней мере одну локальную область разогретого газа

с возможностью управления ее размерами и расстоянием до ЛА, обеспечивают управляемый температурный режим в области разогрева газа так, что ударные волны от ЛА и ударные волны от области разогретого газа имеют пониженную интенсивность и распространяются раздельно, не сливаясь в дальнем поле. Достигается снижение уровня звукового удара на поверхности земли от ЛА при сверхзвуковых режимах полета. 4 ил.

RU 2 520 591 C1

RU 2 520 591 C1



Фиг.1

RU 2520591 C1

RU 2520591 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2012150702/11, 26.11.2012

(24) Effective date for property rights:
26.11.2012

Priority:

(22) Date of filing: 26.11.2012

(45) Date of publication: 27.06.2014 Bull. № 18

Mail address:

630090, g.Novosibirsk, ul. Institutskaja, 4/1, FGBUN
Institut teoreticheskoy i prikladnoj mekhaniki im.
S.A. Khristianovicha Sibirskogo otdelenija
Rossijskoj akademii nauk (ITPM SO RAN)

(72) Inventor(s):

Potapkin Anatolij Vasil'evich (RU),
Moskvichev Dmitrij Jur'evich (RU)

(73) Proprietor(s):

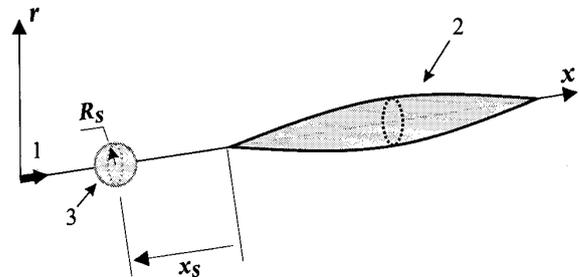
Federal'noe gosudarstvennoe bjudzhetnoe
uchrezhdenie nauki Institut teoreticheskoy i
prikladnoj mekhaniki im. S.A. Khristianovicha
Sibirskogo otdelenija Rossijskoj akademii nauk
(ITPM SO RAN) (RU)

(54) **METHOD OF DECREASING AIRCRAFT SOUND CHANNEL LEVEL**

(57) Abstract:

FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: proposed method comprises affecting the incident gas flow ahead of aircraft power supply source by, for example, laser radiation. Note here that at least one local heated gas area is created, intermittently or constantly, in gas medium ahead of aircraft or coaxially therewith, its size and distance to aircraft being controlled. Controlled temperature conditions in has heating area are created so that shock waves from aircraft and those from said heated gas area feature lower intensity and propagate separately without merging in far field.

EFFECT: lower sound channel at supersonic flight.
4 dwg

Фиг.1

Изобретение относится к области авиационной техники, к управлению уровнем звукового удара от сверхзвукового летательного аппарата (ЛА).

Известен способ минимизации звукового удара от сверхзвукового самолета с помощью разогрева атмосферы вокруг самолета (Miller D.S., Carlson H.W. A study of the application of heat or force fields to the sonic-boom-minimization problem. NASA TN D-5582. 1969).

Недостаток подобного способа в том, что необходимо искусственно создавать вокруг ЛА нагретую область газа определенной формы с контролируемым распределением температуры газа таким образом, чтобы возмущения от ЛА не выходили за границы нагретой области, что приводит к трудности технической реализации способа.

Известен способ снижения звукового удара от сверхзвукового летательного аппарата при помощи создания области нагретого газа в потоке перед и ниже ЛА (Патент US №7641153, МПК В64С 30/00, 2007 г.). Разогрев газа производится с помощью лазерного и микроволнового излучения от оборудования, расположенного в корпусе ЛА. В потоке создается сферическая область нагретого газа, которая располагается в ближнем поле в стороне от траектории полета ЛА. За областью нагретого газа в стороне от траектории полета ЛА формируется цилиндрический тепловой след. Изменение углов наклона ударных волн, распространяющихся от различных частей ЛА при их прохождении через тепловой след, предотвращает их слияние в дальнем поле в одну N-волну, что позволяет уменьшить звуковой удар на поверхности Земли. В патенте не рассматривается ударная волна от области нагрева газа и не учитывается ее роль в формировании звукового удара в дальнем поле. Авторы предполагают, что основное влияние на звуковой удар будет вызвано взаимодействием ударных волн от различных частей ЛА только с нагретым воздухом в тепловом следе.

Наиболее близким к заявленному изобретению является способ снижения звукового удара по патенту US №5263661, МПК В64С 1/38, в котором к набегающему потоку вдоль передней кромки крыла (перед точкой торможения потока) подводят лучистую энергию от источника лазерного излучения, расположенного в корпусе ЛА. Целью способа является разогрев потока перед крылом ЛА для снижения общего сопротивления ЛА и ослабления звукового удара при сверхзвуковом полете. Это достигается за счет того, что нагретый разреженный воздух создает режим дозвукового обтекания крыла. К недостаткам данного способа относится то, что не учитываются ударные волны от области нагрева потока и их роль в формировании звукового удара от ЛА в дальнем поле. В патенте предполагается, что этот способ работает только для тонкого, короткого и жесткого крыла с острой передней кромкой.

Задачей предлагаемого изобретения является уменьшение уровня звукового удара на поверхности земли от ЛА при сверхзвуковых режимах полета.

Технический результат достигается воздействием на поток перед ЛА источником энергоподвода, например лазерным излучением, согласно изобретению в газовой среде перед ЛА и соосно ему периодически или постоянно формируют по крайней мере одну локальную область разогретого газа с возможностью управления ее размерами и расстоянием до ЛА, при этом создают управляемый температурный режим в области разогрева газа так, что ударные волны от ЛА и от области разогретого газа имеют пониженную интенсивность и распространяются отдельно, не сливаясь в дальнем поле.

На фиг.1 и 2 изображены взаимные расположения ЛА и области теплоподвода и представлена схема течения с ударными волнами; на фиг.3 и 4 показан пример уменьшения звукового удара на больших расстояниях от тонкого тела вращения при

использовании предлагаемого способа (представлен пример для области теплоподвода в форме шара).

На поясняющих чертежах показано 1 - направление набегающего потока газа, 2 - ЛА в форме тонкого тела вращения, 3 - область теплоподвода перед ЛА, 4 - ударная волна от области теплоподвода, 5 - ударные волны от ЛА, 6 - граница теплового следа, 7 - положение максимума температуры в области теплоподвода, 8 - область низкого давления. На рисунке показан размер области теплоподвода R_s и расстояние x_s от области теплоподвода до ЛА. Эти параметры, наряду с температурой в области теплоподвода, являются основными параметрами, от которых зависит формируемая картина течения с ударными волнами и звуковой удар в дальнем поле.

Способ осуществляется следующим образом.

Перед ЛА 2 на траектории полета создают область теплоподвода 3, которая обтекается набегающим потоком газа почти как твердое тело, что приводит к формированию в окрестности области теплоподвода ударной волны 4. За областью теплоподвода формируется тепловой след 6 с повышенной температурой, пониженной плотностью и пониженными значениями чисел Маха. Область теплоподвода имеет такую форму и размер, чтобы нагретый газ в тепловом следе за областью теплоподвода обтекал ЛА или части ЛА, вносящие наибольший вклад в звуковой удар. Это меняет условия обтекания ЛА и позволяет уменьшить интенсивность ударных волн 5 от ЛА. Подбор размера области теплоподвода R_s и температуры нагрева воздуха в области теплоподвода обеспечивает снижение интенсивности ударной волны от области теплоподвода в дальнем поле. Расчеты дальнего поля показали, что малое расстояние между ударными волнами от области теплоподвода и тела ЛА может приводить к их слиянию в дальнем поле и увеличению звукового удара. Для снижения звукового удара от ЛА область теплоподвода необходимо располагать на расстоянии X_s от ЛА так, чтобы исключить слияние в дальнем поле ударных волн от области теплоподвода и от ЛА.

Пример.

На фиг.3 и 4 показан пример уменьшения звукового удара на больших расстояниях от тонкого тела вращения в результате использования предложенного способа. Представлены результаты расчетов звукового удара в дальнем поле от тонкого тела вращения (относительная толщина в миделе 10%) с областью теплоподвода в форме шара для числа Маха набегающего потока равного 2. Обозначения: $\Delta p/p_0$ - отношение избыточного давления Δp к нормальному атмосферному давлению p_0 , r/L - расстояние от траектории полета в длинах тела. На фиг.3 показано изменение интенсивности ударных волн при удалении от траектории полета. Линией (I) показана интенсивность головной ударной волны от тела без теплоподвода, точками (II) и (III) показаны интенсивности ударных волн от области теплоподвода и от тела соответственно. На фиг.4 показан пример профиля давления с ударными волнами, которые распространяются раздельно, не сливаясь в дальнем поле, от тела с областью теплоподвода в форме шара. Линией (IV) показан уровень интенсивности головной ударной волны от тела без теплоподвода на расстоянии 519.5 длин тела от траектории полета, линией (V) показан профиль давления в дальнем поле для тела с областью теплоподвода в форме шара. Для заданного числа Маха можно подобрать размер области теплоподвода, положение области теплоподвода относительно ЛА и температуру нагрева потока в области теплоподвода так, что ударные волны от области теплоподвода и ЛА будут иметь меньшие интенсивности, по сравнению с ударной

волной от ЛА без теплоподвода и будут распространяться отдельно, не сливаясь в дальнем поле. В представленном примере снижение звукового удара достигается при формировании области теплоподвода в форме шара с радиусом $R_s/L=0.05$ на расстоянии $x_s/L=0.5$ перед телом на траектории полета (L - длина тела), при наибольшей температуре воздуха в области теплоподвода $T/T_0=1.93$ по сравнению с температурой набегающего потока T_0 . Уменьшение интенсивности ударной волны от ЛА в тепловом следе и отсутствие слияния ударных волн от области теплоподвода и ЛА позволяют на 20% и более уменьшить уровень звукового удара в дальнем поле.

Существенным отличием предлагаемого способа от прототипа является то, что формируемая около тела среда с параметрами, отличающимися от параметров набегающего потока, обеспечивает снижение интенсивности ударной волны от тела, и формируется картина ударных волн с меньшей интенсивностью, включающая в себя ударные волны от области теплоподвода и ударные волны от ЛА. При этом область теплоподвода располагается на удалении от ЛА так, чтобы не происходило слияние ударных волн от области теплоподвода и ЛА в дальнем поле. Для создания картины течения с системой ударных волн и уменьшения звукового удара используются газодинамические особенности потока в тепловом следе за областью теплоподвода. Данный способ распространяется на летательные аппараты (тела) различной формы с острой или затупленной носовой частью.

Источники информации

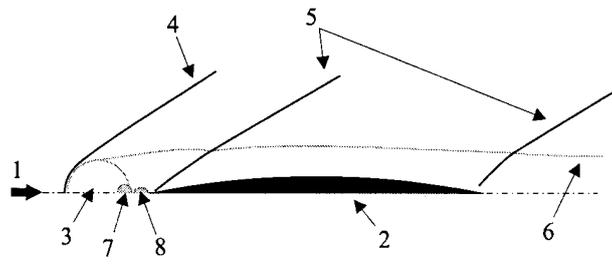
1. Miller D.S., Carlson H.W. A study of the application of heat or force fields to the sonic-boom-minimization problem. NASA TN D-5582 (1969).

2. Патент US №7641153, МПК В64С 30/00, 2007 г.

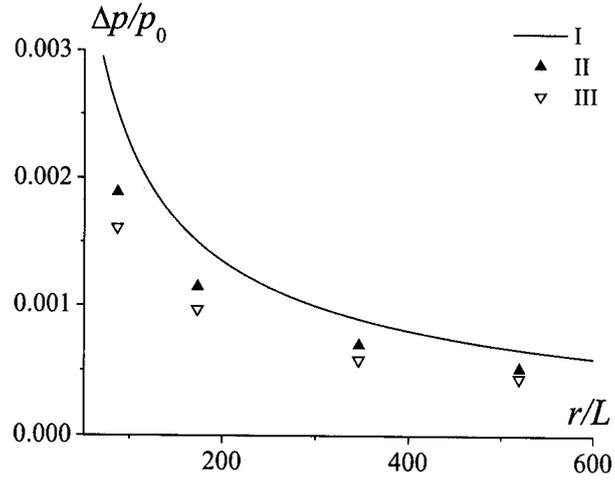
3. Патент US №5263661, МПК В64С 1/38 - прототип.

Формула изобретения

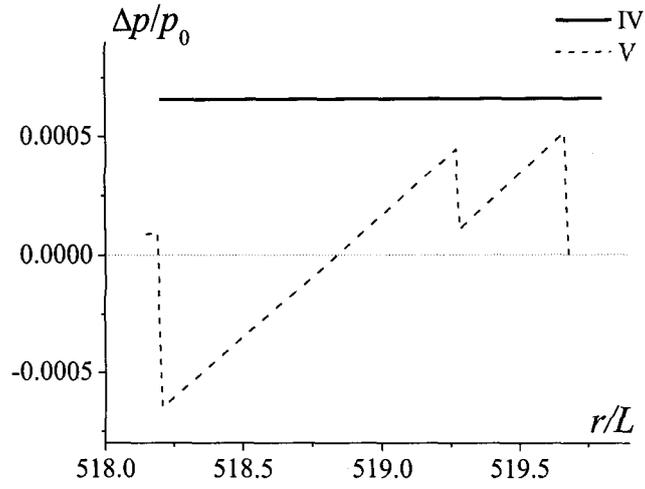
Способ снижения уровня звукового удара летательного аппарата (ЛА), включающий воздействие на набегающий газовый поток перед ЛА источником энергоподвода, например лазерным излучением, отличающийся тем, что в газовой среде перед ЛА и соосно ему периодически или постоянно создают по крайней мере одну локальную область разогретого газа источником энергоподвода, с возможностью управления ее размерами и расстоянием до ЛА, при этом обеспечивают управляемый температурный режим в области разогрева газа так, что ударные волны от ЛА и от области разогретого газа имеют пониженную интенсивность и распространяются не сливаясь в дальнем поле.



Фиг.2



Фиг.3



Фиг.4