РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 403 530** (13) **C1**

(51) МПК
F42B 10/14 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2009132446/02, 27.08.2009**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
27.08.2009

(45) Опубликовано: **10.11.2010** Бюл. № **31**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2194940 C2, 20.12.2002. RU 2103651 C1, 27.01.1998. US 6073879 A, 13.06.2000.**

Адрес для переписки:
300001, г.Тула, Щегловская засека, 59, Государственное унитарное предприятие "Конструкторское бюро приборостроения"

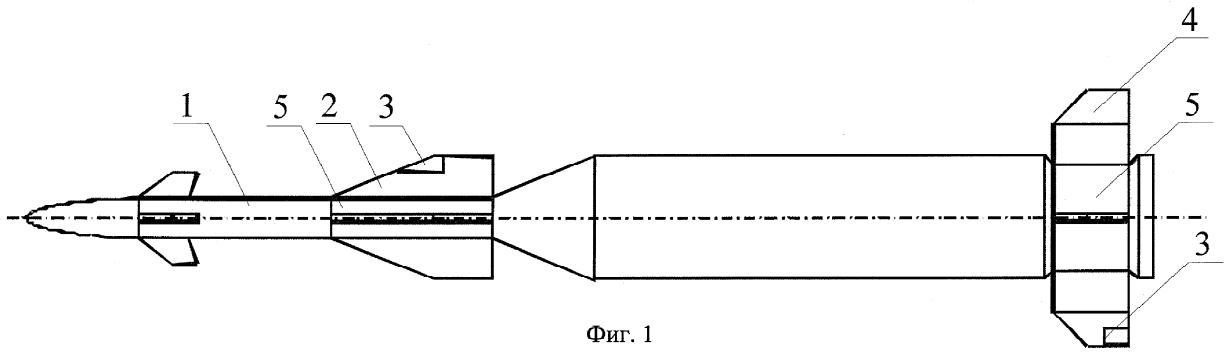
(72) Автор(ы):
Морозов Владимир Иванович (RU),
Голомидов Борис Александрович (RU),
Симаков Сергей Юрьевич (RU),
Петров Валерий Борисович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Государственное унитарное предприятие "Конструкторское бюро приборостроения" (RU)

(54) СПОСОБ УСТАНОВКИ ЛОПАСТЕЙ ОПЕРЕНИЯ СТАБИЛИЗИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВА РАКЕТЫ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области ракетной техники. Способ установки лопастей оперения стабилизирующего устройства ракеты включает в себя сборку оперения с жестко закрепленными лопастями на корпусе под заданным рабочим углом наклона лопасти, измерение и расчет фактического рабочего угла наклона каждой установленной лопасти. Несоответствие фактического и заданного рабочих углов наклона лопастей оперения стабилизирующего устройства ракеты компенсируется за счет выполнения на поверхности каждой лопасти нивелировочной площадки с заданной шириной, определяющий линейный размер которой вычисляют по заданной формуле. Обеспечивается заданный режим вращения ракеты. 1 з.п. ф-лы, 2 ил.



Фиг. 1

RU 2403530 C1

RU 2403530 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 403 530** (13) **C1**

(51) Int. Cl.
F42B 10/14 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2009132446/02, 27.08.2009**

(24) Effective date for property rights:
27.08.2009

(45) Date of publication: **10.11.2010 Bull. 31**

Mail address:
300001, g.Tula, Shcheglovskaja zaseka, 59, Gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija"

(72) Inventor(s):
Morozov Vladimir Ivanovich (RU),
Golomidov Boris Aleksandrovich (RU),
Simakov Sergej Jur'evich (RU),
Petrov Valerij Borisovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija" (RU)

(54) METHOD FOR INSTALLATION OF EMPENNAGE BLADES OF MISSILE STABILISING DEVICE

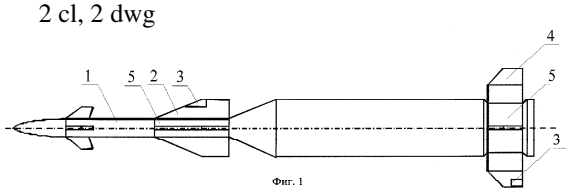
(57) Abstract:

FIELD: weapons and ammunition.

SUBSTANCE: method for installation of missile stabilising device empennage blades includes assembly of empennage with rigidly fixed blades on vessel at the specified working angle of blade inclination, measurement and calculation of actual working angle of inclination of each installed blade. Discrepancy of actual and specified working angles of missile stabilising device empennage blades inclination is compensated due to arrangement of levelling site with specified width at surface of each blade, and its determining linear size is calculated according to the given formula.

EFFECT: invention maintains specified mode of missile rotation.

2 cl, 2 dwg



Фиг. 1

RU 2403530 C1

RU 2403530 C1

Предлагаемое изобретение относится к области ракетной техники.

Известен способ установки лопастей стабилизатора под заданный рабочий угол наклона (патент России №2194940 от 20.12.2002 г.), в котором установку заданного рабочего угла наклона каждой лопасти осуществляют по перепаду реперных точек, попарно лежащих в n-количестве i-сечений, параллельных продольной оси лопасти стабилизатора. При этом сначала вращением эксцентрикового пальца устанавливают заданный рабочий угол наклона лопасти по перепаду реперных точек, лежащих в центре давления аэродинамических сил, действующих на лопасть, в сечении, делящем лопасть пополам, затем замеряют перепады реперных точек каждого из i-сечений, расположенных по обе стороны от центра давления аэродинамических сил. Вычисление значения фактического рабочего угла наклона лопасти осуществляют по формуле

$$\delta = \sum_{i=1}^{n} \frac{m_x^{\delta_i}}{m_x^{\delta}} \cdot \delta_i,$$

где $\sum_{i=1}^{n}$ сумма перепадов реперных точек, попарно лежащих в n-количестве i-сечений, параллельных продольной оси лопасти;

$m_x^{\delta_i}$ - частная производная коэффициента момента крена i-сечения по углу наклона;

m_x^{δ} - частная производная коэффициента момента крена всей лопасти по углу наклона;

δ_i - фактический угол наклона i-сечения, рассчитанный по замеренному перепаду реперных точек.

Если фактический расчетный угол наклона лопасти не соответствует заданному, то, вращая соединительный эксцентриковый палец, добиваются изменения перепада реперных точек, лежащих в центре давления аэродинамических сил, на величину несоответствия. Сущность данного способа заключается в том, что обеспечивается точность установки заданного рабочего угла наклона лопастей стабилизатора в заданных допусках с учетом неплоскостности самой лопасти. Установка заданного рабочего угла наклона лопастей стабилизатора в заданных допусках с учетом неплоскостности самой лопасти обеспечивает выбор заданного режима вращения ракеты из условия необходимости несовпадения частоты вращения и собственной аэродинамической частоты ракеты.

Недостатком данного способа является то, что он не применим для стабилизирующего устройства ракеты с жестко закрепленными лопастями оперения, имеющего существенные преимущества по сравнению со стабилизирующим устройством, содержащим соединительные эксцентриковые пальцы, поворачивая которые выставляют каждую лопасть под заданным рабочим углом наклона к продольной оси ракеты (патент России №2103651 от 27.01.1998 г.). К таким преимуществам можно отнести большую прочность, простоту конструкции, меньшие габариты.

Поэтому задачей предлагаемого изобретения является обеспечение заданного режима вращения ракеты из условия необходимости несовпадения частоты вращения и собственной аэродинамической частоты ракеты.

Решение указанной задачи достигается тем, что в способе установки лопастей оперения стабилизирующего устройства ракеты, включающем сборку оперения с жестко закрепленными лопастями на корпусе под заданным рабочим углом наклона

лопасти, измерение и расчет фактического рабочего угла наклона каждой установленной лопасти, несоответствие фактического и заданного рабочих углов наклона лопастей оперения стабилизирующего устройства ракеты компенсируется за счет выполнения на поверхности каждой лопасти нивелировочной площадки с заданной шириной, определяющий линейный размер которой вычисляют по формуле

$$l = \frac{\delta_{ном} - \delta}{\delta_{ном}} \cdot \frac{M_x}{M_x^L - M_x} \cdot L,$$

где $\delta_{ном}$ - заданный рабочий угол наклона лопасти;

$M_x = m_x^{\delta} \cdot \delta_{ном}$ - момент крена всей лопасти без нивелировочной площадки;

M_x^L - момент крена всей лопасти с нивелировочной площадкой максимально допустимого линейного размера $L=B \cdot ctg(\delta_c)$;

B -толщина лопасти;

δ_c - угол наклона нивелировочной площадки, назначенный из условия безотрывного обтекания в диапазоне от 0 до 10°;

$\delta = \sum_{i=1}^{n} \frac{m_x^{\delta_i}}{m_x^{\delta}} \cdot \delta_i$ - фактический рабочий угол наклона лопасти, рассчитанный до выполнения нивелировочных площадок;

$\sum_{i=1}^{n}$ - сумма перепадов реперных точек, попарно лежащих в n-количестве i-сечений, параллельных продольной оси лопасти;

$m_x^{\delta_i}$ - частная производная коэффициента момента крена i-сечения по углу наклона;

m_x^{δ} - частная производная коэффициента момента крена всей лопасти по углу наклона;

δ_i - фактический угол наклона i-ечения, рассчитанный по замеренному перепаду реперных точек.

Предлагаемый способ заключается в следующем. Производится сборка оперения с жестко закрепленными лопастями на корпусе под заданным рабочим углом наклона лопасти, измерение и расчет фактического рабочего угла наклона каждой установленной лопасти. Несоответствие фактического и заданного рабочих углов наклона лопастей оперения стабилизирующего устройства ракеты компенсируется за счет выполнения на поверхности каждой лопасти нивелировочной площадки с заранее определенными размерами. Выполнение нивелировочных площадок в виде скосов осуществляют фрезерованием нивелировочной площадки на поверхности каждой лопасти оперения стабилизирующего устройства ракеты. Установленная под фактическим рабочим углом наклона лопасть оперения стабилизирующего устройства ракеты создает момент крена за счет разности давлений - повышенного на подветренной (нижней) стороне лопасти и пониженного на наветренной (верхней) стороне. Выполнение скоса на задней кромке лопасти приводит к понижению давления на той стороне, на которой он выполнен. Если эта сторона верхняя, то разность давлений уменьшается, и, как следствие, понижается момент крена. Если же сторона нижняя, то разность давлений увеличивается, и, как следствие, возрастает момент крена. Выполнение скоса на передней кромке лопасти приводит к повышению давления на той стороне, на которой он выполнен. Если эта сторона верхняя, то разность давлений увеличивается, и, как следствие, возрастает момент крена. Если же сторона нижняя, то разность давлений уменьшается, и, как следствие, понижается

момент крена.

Поэтому, если фактический рабочий угол наклона лопасти, рассчитанный до выполнения нивелировочной площадки, меньше заданного рабочего угла наклона лопасти, нивелировочную площадку выполняют либо на передней кромке верхней стороны лопасти, либо на задней кромке нижней стороны, в противном случае - наоборот.

Сущность предлагаемого изобретения заключается в том, что обеспечивается заданный режим вращения ракеты из условия необходимости несовпадения частоты вращения и собственной аэродинамической частоты ракеты.

Предлагаемое изобретение поясняется графическими материалами. На фиг.1, 2 показан один из вариантов нивелировочной площадки на поверхности лопасти жестко закрепленного оперения стабилизирующего устройства ракеты, применяемый в предлагаемом способе, где: 1 - ракета; 2 - лопасть оперения (крыла), выполненная в виде пластины; 3 - нивелировочная площадка; 4 - лопасть оперения (стабилизатора), выполненная в виде пластины; 5 - стабилизирующее устройство.

Если потребовать, чтобы создаваемый момент крена каждой лопасти, установленной под фактическим углом наклона с учетом возможной неплоскостности самой лопасти, был эквивалентен моменту крена плоской лопасти, установленной под заданным рабочим углом наклона, в общем случае получится равенство

$$\sum_{i=1}^{n} m_x^{\delta_i} \cdot \delta_i + \frac{M_x^L - M_x}{L} \cdot l = m_x^{\delta} \cdot \delta_{ном}.$$

Откуда с учетом того, что $\sum_{i=1}^{n} m_x^{\delta_i} \cdot \delta_i = m_x^{\delta} \cdot \delta,$ и $m_x^{\delta} = \frac{M_x}{\delta_{ном}},$ определяется линейный размер нивелировочной площадки для каждой лопасти, равный

$$l = \frac{\delta_{ном} - \delta}{\delta_{ном}} \cdot \frac{M_x}{M_x^L - M_x} \cdot L.$$

Таким образом, после выполнения на поверхности каждой лопасти нивелировочной площадки в виде скосов достигается соответствие моментов крена лопасти, установленной под фактическим углом наклона с учетом возможной неплоскостности самой лопасти, и плоской лопасти, установленной под заданным рабочим углом наклона, что обеспечивает заданный режим вращения ракеты из условия необходимости несовпадения частоты вращения и собственной аэродинамической частоты ракеты.

Геометрия нивелировочной площадки, выполненной в виде скоса, определяется заданными шириной α, углом наклона δ_c и рассчитанным определяющим линейным размером l. Угол δ_c назначают из условия безотрывного обтекания в диапазоне от 0 до 10°, ширину скоса α - из конструктивных и технологических возможностей выполнения на поверхности каждой лопасти нивелировочной площадки в диапазоне от 0 до размаха лопасти.

Формула изобретения

1. Способ установки лопастей оперения стабилизирующего устройства ракеты, включающий сборку оперения с жестко закрепленными лопастями на корпусе под заданным рабочим углом наклона лопасти, измерение и расчет фактического рабочего угла наклона каждой установленной лопасти, отличающийся тем, что на поверхности каждой лопасти выполняют нивелировочную площадку с шириной,

заданной из условия компенсации несоответствия фактического и заданного рабочих углов наклона лопасти.

2. Способ по п.1, отличающийся тем, что определяющий линейный размер нивелировочной площадки для каждой лопасти вычисляют по формуле

$l = \frac{\delta_{ном} - \delta}{\delta_{ном}} \cdot \frac{M_x}{M_L^x - M_x} \cdot L$, где

$\delta_{ном}$ - заданный рабочий угол наклона лопасти;

$M_x = m_x^{\delta} \cdot \delta_{ном}$ - момент крена всей лопасти без нивелировочной площадки;

M_x^L - момент крена всей лопасти с нивелировочной площадкой максимально допустимого линейного размера $L=B \cdot ctg(\delta_c)$;

B - толщина лопасти;

δ_c - угол наклона нивелировочной площадки, назначенный из условия безотрывного обтекания в диапазоне от 0 до 10°;

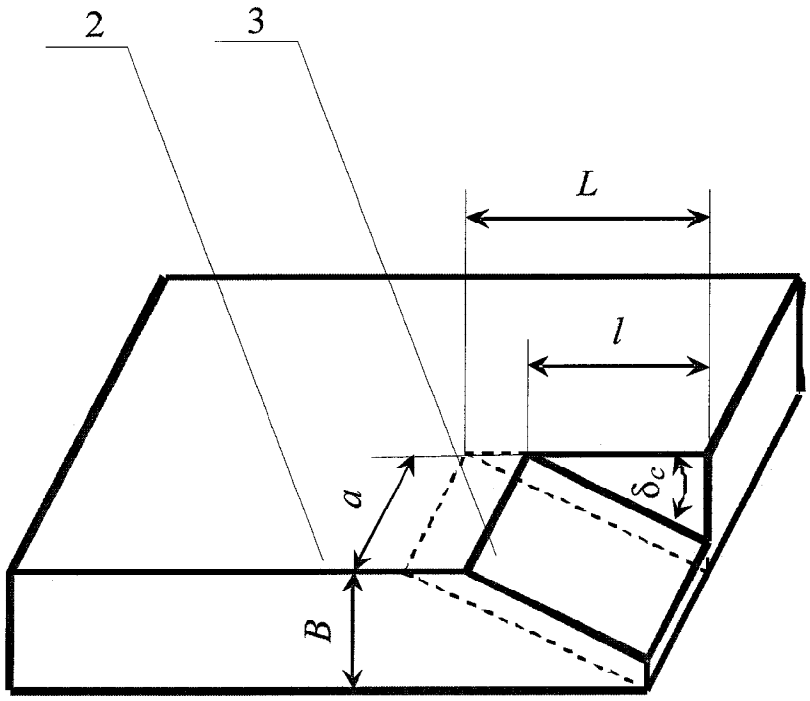
$\delta = \sum_{i=1}^{n} \frac{m_x^{\delta i}}{m_x^{\delta}} \cdot \delta_i$ - фактический рабочий угол наклона лопасти, рассчитанный до выполнения нивелировочных площадок;

$\sum_{i=1}^{n}$ - сумма перепадов реперных точек, попарно лежащих в n-количестве i-сечений, параллельных продольной оси лопасти;

$m_x^{\delta i}$ - частная производная коэффициента момента крена i-сечения по углу наклона;

m_x^{δ} - частная производная коэффициента момента крена всей лопасти по углу наклона;

δ_i - фактический угол наклона i-сечения, рассчитанный по замеренному перепаду реперных точек.



Фиг. 2