



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
B64D 5/00 (2020.02)

(21)(22) Заявка: 2020107110, 17.02.2020

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
17.02.2020

Дата регистрации:
23.07.2020

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: 17.02.2020

(45) Опубликовано: 23.07.2020 Бюл. № 21

Адрес для переписки:
141980, Московская обл., г. Дубна, ул.
Жуковского, 2а, АКЦИОНЕРНОЕ
ОБЩЕСТВО "ГОСУДАРСТВЕННОЕ
МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОЕ
КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО "РАДУГА"
ИМЕНИ А.Я. БЕРЕЗНЯКА

(72) Автор(ы):
Мищенко Анатолий Петрович (RU),
Плохих Дмитрий Сергеевич (RU),
Чернов Леонид Александрович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
"ГОСУДАРСТВЕННОЕ
МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОЕ
КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО "РАДУГА"
ИМЕНИ А.Я. БЕРЕЗНЯКА (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2702261 C2, 07.10.2019. US
4901949 A1, 20.02.1990. UA 54311 C2, 15.03.2005.
JP 2018135025 A, 30.08.2018.

(54) Беспилотный летательный аппарат

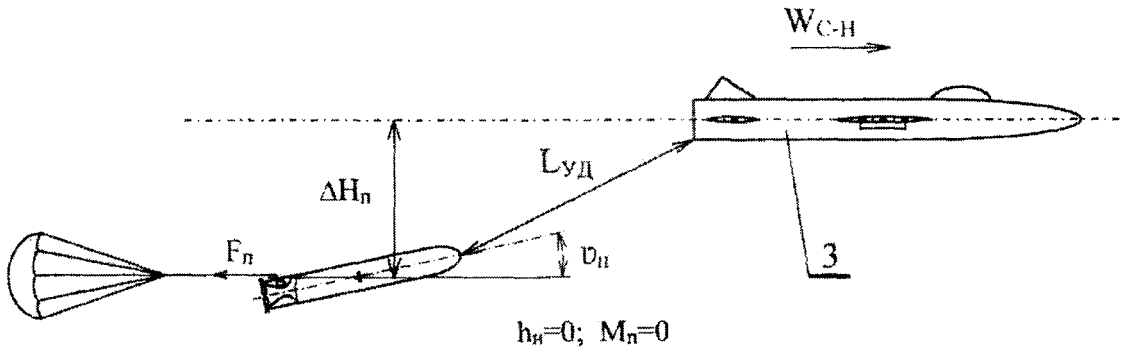
(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации, в частности к системам запуска беспилотных летательных аппаратов с самолетов-носителей. Беспилотный летательный аппарат содержит узлы для крепления на пусковое устройство самолета-носителя, разгонную двигательную установку, систему управления его положением в автономном полете, полезную нагрузку, а также импульсные реактивные двигатели для создания импульса вращения вокруг поперечной оси, проходящей через центр тяжести беспилотного летательного аппарата, с увеличением угла тангажа, и компенсации этого импульса вращения. БПЛА снабжен тормозным парашютом, содержащим купол, трос и стропы,

соединяющие купол с тросом. БПЛА снабжен коробом, закрепленным на беспилотном летательном аппарате со стороны хвостовой части через устройство крепления короба, выполненное с возможностью расфиксации его крепления, и устройством крепления конечного участка троса в зоне верхней точки поверхности хвостовой части, выполненным с возможностью расфиксации крепления. Купол, стропы и начальный участок троса упакованы в короб, а конечный участок троса парашюта закреплен в устройстве его крепления. Обеспечивается уменьшение массы беспилотного летательного аппарата и времени его выведения на высотную траекторию полета. 6 ил.

RU 2 727 770 C1

RU 2 727 770 C1



Фиг. 3

RU 2727770 C1

RU 2727770 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
B64D 5/00 (2020.02)

(21)(22) Application: **2020107110, 17.02.2020**

(24) Effective date for property rights:
17.02.2020

Registration date:
23.07.2020

Priority:

(22) Date of filing: **17.02.2020**

(45) Date of publication: **23.07.2020** Bull. № 21

Mail address:

**141980, Moskovskaya obl., g. Dubna, ul.
Zhukovskogo, 2a, AKTSIONERNOE
OBSHCHESTVO "GOSUDARSTVENNOE
MASHINOSTROITELNOE
KONSTRUKTORSKOE BYURO "RADUGA"
IMENI A.YA. BEREZNYAKA**

(72) Inventor(s):

**Mishchenko Anatolij Petrovich (RU),
Plokhikh Dmitrij Sergeevich (RU),
Chernov Leonid Aleksandrovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**AKTSIONERNOE OBSHCHESTVO
"GOSUDARSTVENNOE
MASHINOSTROITELNOE
KONSTRUKTORSKOE BYURO "RADUGA"
IMENI A.YA. BEREZNYAKA (RU)**

(54) **UNMANNED AERIAL VEHICLE**

(57) Abstract:

FIELD: aviation.

SUBSTANCE: invention relates to aircraft engineering, particularly, to systems for launching of unmanned aerial vehicles from aircraft carriers. Unmanned aerial vehicle comprises units for fixation on launching device of carrier aircraft, acceleration propulsion system, control system of its position in autonomous flight, payload, as well as pulse jet engines for creation of rotation pulse around transverse axis passing through gravity center of unmanned aerial vehicle, with pitch angle increase, and compensation of this rotation pulse. UAV is equipped with braking parachute, which comprises canopy, rope and slings

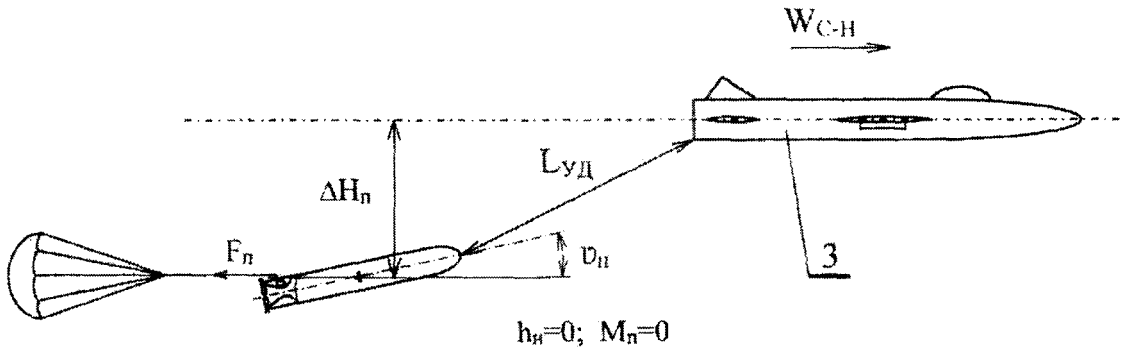
connecting canopy with rope. UAV is equipped with a box fixed on the UAV from the tail part through the box fixing device, configured to unfix its attachment, and a device for fixing the end section of the cable in the zone of the upper point of the surface of the tail part, configured to unfix the attachment. Canopy, slings and initial section of rope are packed in box, and final section of parachute rope is fixed in its attachment device.

EFFECT: reduced weight of unmanned aerial vehicle and time of its launching to altitude flight path.

1 cl, 6 dwg

RU 2 727 770 C1

RU 2 727 770 C1



Фиг. 3

RU 2727770 C1

RU 2727770 C1

Изобретение относится к беспилотным летательным аппаратам (БПЛА), транспортируемым другими летательными аппаратами и отделяемым в полете для выведения на высотную траекторию полета.

Известен БПЛА, патент RU №2702261, принятый за прототип, содержащий узлы для крепления на пусковое устройство самолета-носителя вдоль фюзеляжа, выполненное с возможностью его отделения в полете, разгонную двигательную установку, систему управления его положением в автономном полете, полезную нагрузку, а также импульсные реактивные двигатели, создания импульса вращения вокруг поперечной оси, проходящей через центр тяжести беспилотного летательного аппарата, с увеличением угла тангажа, и компенсации этого импульса вращения.

Все существенные признаки прототипа совпадают с существенными признаками предлагаемого устройства.

Известный БПЛА изготавливают с формой внешней поверхности, обеспечивающей минимальное аэродинамическое сопротивление в обтекающем его потоке атмосферного воздуха, для уменьшения массы топлива разгонной двигательной установки, необходимой для выполнения полета и массы БПЛА в целом. Минимальное аэродинамическое сопротивление БПЛА после его отделения обеспечивает уменьшение ускорения торможения БПЛА в потоке обтекающего воздуха, вследствие чего увеличиваются время удаления БПЛА от самолета-носителя на безопасное расстояние и потеря высоты полета перед запуском разгонной двигательной установки. На компенсацию потери высоты полета БПЛА расходуется топливо разгонной двигательной установки, что увеличивает потребную массу топлива разгонной двигательной установки.

Техническим результатом, на достижение которого направлено техническое решение, является уменьшение потребной массы топлива разгонной двигательной установки.

Для решения поставленной задачи беспилотный летательный аппарат, содержащий узлы для крепления на пусковое устройство самолета-носителя вдоль фюзеляжа, выполненное с возможностью его отделения в полете, разгонную двигательную установку, систему управления его положением в автономном полете, полезную нагрузку, а также импульсные реактивные двигатели, создания импульса вращения вокруг поперечной оси, проходящей через центр тяжести беспилотного летательного аппарата, с увеличением угла тангажа, и компенсации этого импульса вращения, снабжен тормозным парашютом, содержащим купол, трос и стропы, соединяющие купол с тросом, а также снабжен коробом, закрепленным на беспилотном летательном аппарате со стороны хвостовой части через устройство крепления короба, выполненное с возможностью расфиксации его крепления, и устройством крепления конечного участка троса в зоне верхней точки поверхности хвостовой части, выполненным с возможностью расфиксации крепления, при этом купол, стропы и начальный участок троса упакованы в короб, а конечный участок троса закреплен в устройстве его крепления.

Отличительными признаками предлагаемого беспилотного летательного аппарата является то, что беспилотный летательный аппарат снабжен тормозным парашютом, содержащим купол, трос и стропы, соединяющие купол с тросом, а также снабжен коробом, закрепленным на беспилотном летательном аппарате со стороны хвостовой части через устройство крепления короба, выполненное с возможностью расфиксации его крепления, и устройством крепления конечного участка троса в зоне верхней точки поверхности хвостовой части, выполненным с возможностью расфиксации крепления, при этом купол, стропы и начальный участок троса упакованы в короб, а конечный участок троса закреплен в устройстве его крепления.

Благодаря наличию указанных отличительных признаков в совокупности с известными, достигается уменьшение времени выхода БПЛА на высотную траекторию полета и запаса топлива, необходимого для работы разгонной двигательной установки, а также уменьшение массы БПЛА в целом перед запуском разгонной двигательной

5 установки.

Предложенное техническое решение может найти применение в авиации, например, для запуска спутников связи или мониторинга поверхности, исследовательских аппаратов для изучения космических объектов, потоков космических излучений, состояния верхних слоев атмосферы.

10 Устройство и его работа поясняются чертежами, фиг. 1 - фиг. 6.

На фиг. 1 представлено устройство БПЛА, выводимого на высотную траекторию полета.

На фиг. 2 показано положение БПЛА в автономном полете после отделения от самолета-носителя при стабилизации его положения при торможении обтекающим

15 потоком воздуха и расфиксации устройства крепления короба.

На фиг. 3 показано положение БПЛА в автономном полете после удаления от самолета-носителя на безопасное расстояние для выведения на высотную траекторию полета перед расфиксацией крепления конечного участка троса парашюта и включением реактивного двигателя создания импульса вращения вокруг поперечной

20 оси, проходящей через центр тяжести беспилотного летательного аппарата.

На фиг. 4 показан вид фиг. 2 по стрелке А при случайном отклонении или колебаниях БПЛА по курсу на угол β , поясняющий формирование стабилизирующего момента M_β от силы натяжения троса парашюта, противоположного направления, возвращающего

БПЛА в исходное состояние.

25 На фиг. 5 показан виды фиг. 2 по стрелке А при случайном отклонении или колебаниях БПЛА по крену на угол γ (вращение вокруг продольной оси БПЛА) поясняющий формирование стабилизирующего момента M_γ от силы натяжения троса парашюта, противоположного направления, возвращающего БПЛА в исходное

состояние.

30 На фиг. 6 показано положение БПЛА в автономном полете относительно самолета-носителя при запуске разгонной двигательной установки БПЛА.

Представленный на фиг. 1-6 БПЛА 1 содержит узлы крепления на пусковое устройство 2 самолета-носителя вдоль его фюзеляжа 3, состоящие из переднего упора 4, замковой ниши 5 для подъема БПЛА 1 и его крепления на пусковом устройстве 2, и заднего упора 6, разгонную двигательную установку 7, систему управления его

35 положением в автономном полете, включающую блок 8 управления, сообщенный с устройством 9 стабилизации положения БПЛА 1 после отделения от пускового устройства 2, и с устройством 10 управления положением БПЛА 1 после запуска разгонной двигательной установки 7. БПЛА 1 снабжен полезной нагрузкой 11,

40 импульсным реактивным двигателем 12, для создания импульса вращения вокруг поперечной оси, проходящей через центр 13 тяжести (ЦТ) БПЛА 1, с увеличением угла тангажа, и импульсным реактивным двигателем 14, для создания импульса компенсации вращения БПЛА 1 вокруг поперечной оси, проходящей через центр 13 тяжести. Пусковое

45 устройство 2 содержит раздвижные элементы 15 для подъема БПЛА 1 и его крепления на пусковом устройстве 2 и выполнено с возможностью отделения БПЛА 1 от самолета-носителя в полете. БПЛА 1 снабжен тормозным парашютом, содержащим купол 16, стропы 17 и трос 18. Стропы 17 соединяют купол 16 с тросом 18. БПЛА 1 снабжен коробом 19, закрепленным со стороны хвостовой части БПЛА 1 через устройство 20

крепления короба 19, выполненное с возможностью расфиксации его крепления, и устройством 21 крепления конечного участка троса 18 в зоне верхней точки поверхности хвостовой части БПЛА 1, выполненным с возможностью расфиксации его крепления, при этом купол 16, стропы 17 и начальный участок троса 18 упакованы в короб 19, а конечный участок троса 18 закреплен в устройстве 21 его крепления.

БПЛА 1 работает следующим образом. Средствами подъема пускового устройства 2 (на чертежах не показаны) БПЛА 1 устанавливается на пусковое устройство 2 до контакта с передним и задним упорами 4 и 6, раздвижные элементы 15 фиксируются в замковой нише 5. Самолет-носитель выполняет полет к месту отцепки с подъемом на высоту отцепки. В месте отцепки расфиксируются раздвижные элементы 15 и БПЛА 1 под действием силы тяжести отделяется от пускового устройства 2. При необходимости, пусковое устройство 2 может содержать устройство отталкивания БПЛА 1 (на чертежах не показано). После отделения БПЛА 1, по команде блока 8 управления задействуется устройство 9, обеспечивая стабилизацию положения БПЛА 1 в автономном полете, при котором импульсный реактивный двигатель 12 располагается в нижней части БПЛА 1, а импульсный реактивный двигатель 14, соответственно, в верхней. При стабилизации положения БПЛА 1 расфиксируют устройство 20 крепления короба 19, что приводит к отделению от БПЛА 1 короба 19. Купол 16, его стропы 17 и начальный участок троса 18 оказываются в потоке воздуха, обтекающего БПЛА 1. Купол 16 раскрывается (см. фиг. 2), воспринимая динамическое давление обтекающего потока воздуха. Сила F_{Π} от динамического давления потока воздуха на купол 16 через стропы 17 и трос 18 передается в зону верхней точки поверхности хвостовой части БПЛА 1. Сила F_{Π} направлена в противоположную сторону от направления полета БПЛА 1 и создает дополнительное, по отношению к торможению БПЛА 1 обтекающим потоком воздуха, отрицательное ускорение, действующее на БПЛА 1 и дополнительно уменьшающее его скорость полета, по отношению к скорости самолета-носителя. Кроме того, сила F_{Π} благодаря действию в зоне верхней точки поверхности хвостовой части БПЛА 1 создает момент M_{ϑ} вращения БПЛА 1 относительно его центра 13 тяжести, увеличивающий угол ϑ тангажа: $M_{\vartheta} = F_{\Pi} * h_{\vartheta}$, где h_{ϑ} - плечо силы F_{Π} относительно центра 13 тяжести БПЛА 1 (см. фиг. 2), поэтому к моменту достижения необходимого расстояния ($L_{уд}$) удаления БПЛА 1 от самолета-носителя, обеспечивающего безопасность самолета-носителя при выведении БПЛА 1 на высотную траекторию полета, при запуске импульсного реактивного двигателя 12, БПЛА 1 располагается под предварительным углом ϑ_{Π} тангажа (см. фиг. 3), поэтому для достижения значения угла $\vartheta_{ЗАП}$ тангажа БПЛА 1, необходимого для запуска разгонной двигательной установки 7, импульсный реактивный двигатель 12, по сравнению с прототипом, обеспечивает увеличение угла тангажа БПЛА 1 на меньшую величину ($\vartheta_{ЗАП} - \vartheta_{\Pi}$), что обеспечивает уменьшение затрат топлива на увеличение угла тангажа, соответственно, уменьшаются и затраты топлива импульсного реактивного двигателя 14 создания импульса компенсации вращения БПЛА 1. Благодаря дополнительному уменьшению скорости полета БПЛА 1, по отношению к скорости самолета-носителя, уменьшается время достижения необходимого расстояния ($L_{уд}$) удаления БПЛА 1 от самолета-носителя, обеспечивающее безопасность самолета-носителя при выведении БПЛА 1 на высотную траекторию полета. Благодаря уменьшению времени достижения необходимого расстояния ($L_{уд}$, см. фиг. 3) удаления БПЛА 1 от самолета-носителя, уменьшается также и потеря высоты (АН) полета БПЛА 1, относительно высоты полета

самолета-носителя, при включении импульсного реактивного двигателя 12 и, соответственно, при запуске разгонной двигательной установки 7, что обеспечивает уменьшение времени выведения БПЛА 1 на высотную траекторию полета, и необходимого для этого запаса топлива разгонной двигательной установки 7, уменьшение ее массы и массы БПЛА 1 в целом. Уменьшение массы БПЛА 1 обеспечивает его большее ускорение при действии силы тяги разгонной двигательной установки 7, что дополнительно уменьшает время выведения БПЛА 1 на высотную траекторию полета. Кроме того, при действии силы F_{Γ} и случайном повороте или колебаниях БПЛА 1 по курсу на угол β (см. фиг. 4), сила F_{Γ} , относительно центра 13 тяжести, действует на плечо h_{β} , создавая момент вращения $M_{\beta}=F_{\Gamma}*h_{\beta}$, противоположного направления, который возвращает БПЛА 1 в исходное состояние, обеспечивая стабилизацию БПЛА 1 по курсу. Аналогично, момент вращения противоположного действия формируется и при повороте БПЛА 1 по курсу в противоположном направлении (на угол минус β). При действии силы F_{Γ} и случайном повороте или колебаниях БПЛА 1 по крену вокруг его продольной оси на угол γ (см. фиг. 5), точка приложения силы F_{Γ} смещается относительно вертикальной плоскости, при этом трос 18 располагается под углом к ней и сила F_{Γ} раскладывается на продольную составляющую ($F_{\Gamma-ПР}$) и боковую составляющую ($F_{\Gamma-Б}$). Боковая составляющая $F_{\Gamma-Б}$, относительно центра 13 тяжести, действует на плечо h_{γ} , создавая момент вращения $M_{\gamma}=F_{\Gamma-Б}*h_{\gamma}$, противоположного действия, который возвращает БПЛА 1 в исходное состояние, обеспечивая стабилизацию БПЛА 1 по крену. Аналогично, момент вращения противоположного действия формируется и при повороте БПЛА 1 по крену в противоположном направлении (на угол минус γ). Благодаря стабилизации БПЛА 1 по курсу и крену уменьшается запас топлива, необходимый для работы устройства 9 стабилизации положения БПЛА 1 от момента его отделения от пускового устройства 2 до достижения необходимого расстояния $L_{уд}$. После достижения необходимого расстояния $L_{уд}$ удаления БПЛА 1 от самолета-носителя блок 8 управления задействует расфиксацию устройства 21 крепления конечного участка троса 18 и импульсный реактивный двигатель 12, который обеспечивает увеличение угла тангажа БПЛА 1. В процессе увеличения угла тангажа БПЛА 1 до необходимого значения $\vartheta_{ЗАП}$ (фиг. 6) по сигналам блока 8 управления задействуется импульсный реактивный двигатель 14, обеспечивая компенсацию импульса вращения БПЛА 1 вокруг поперечной оси, проходящей через ЦТ 13, а после уменьшения угловой скорости вращения БПЛА 1 выполняется запуск разгонной двигательной установки 7.

(57) Формула изобретения

Беспилотный летательный аппарат, содержащий узлы для крепления на пусковое устройство самолета-носителя вдоль фюзеляжа, выполненное с возможностью его отделения в полете, разгонную двигательную установку, систему управления его положением в автономном полете, полезную нагрузку, а также импульсные реактивные двигатели для создания импульса вращения вокруг поперечной оси, проходящей через центр тяжести беспилотного летательного аппарата, с увеличением угла тангажа, и компенсации этого импульса вращения, отличающийся тем, что снабжен тормозным парашютом, содержащим купол, трос и стропы, соединяющие купол с тросом, а также снабжен коробом, закрепленным на беспилотном летательном аппарате со стороны хвостовой части через устройство крепления короба, выполненное с возможностью

расфиксации его крепления, и устройством крепления конечного участка троса в зоне верхней точки поверхности хвостовой части, выполненным с возможностью расфиксации крепления, при этом купол, стропы и начальный участок троса упакованы в короб, а конечный участок троса закреплен в устройстве его крепления.

5

10

15

20

25

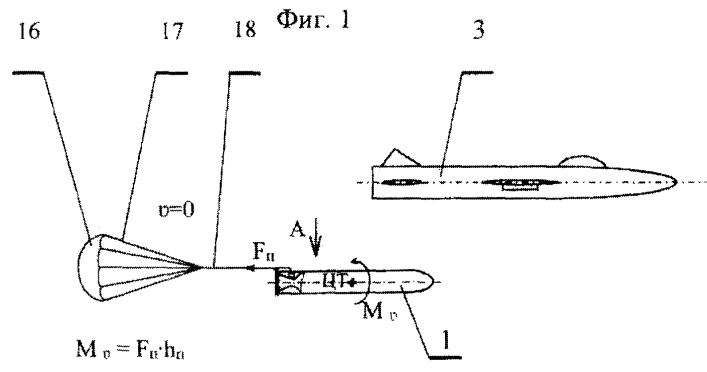
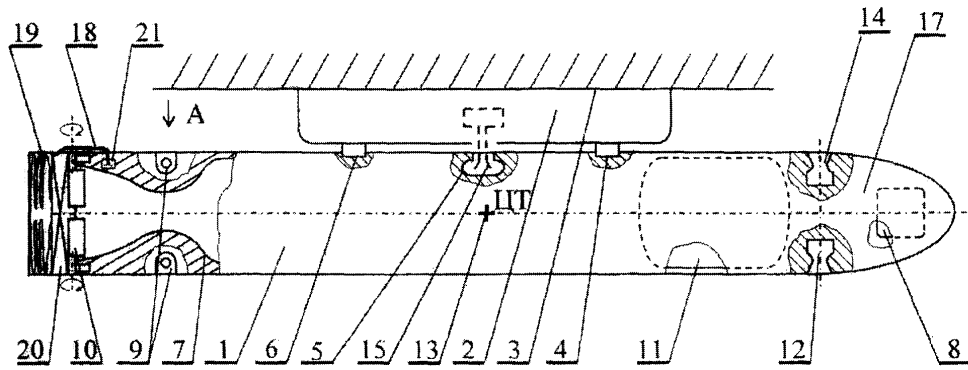
30

35

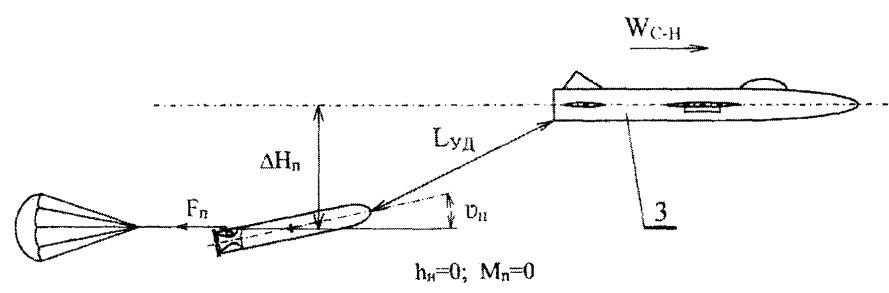
40

45

1



Фиг. 2



Фиг. 3

2

