РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 394 201** (13) **C2**

(51) МПК
F41F 3/06 (2006.01)
B64G 1/24 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2008138340/11, 25.09.2008**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
25.09.2008

(43) Дата публикации заявки: **27.03.2010**

(45) Опубликовано: **10.07.2010** Бюл. № **19**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2289084 C2, 10.12.2006. RU 2160214 C1, 10.12.2000. RU 2159727 C1, 27.11.2000. RU 2068169 C1, 20.10.1996. US 5279199 A, 18.01.1994. DE 2428402 B2, 02.01.1976.**

Адрес для переписки:
456300, Челябинская обл., г. Миасс, Тургоякское ш., 1, ОАО "ГРЦ Макеева"

(72) Автор(ы):
Чернышёв Геннадий Иванович (RU),
Проскурин Александр Георгиевич (RU),
Семенов Андрей Александрович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Открытое акционерное общество "Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева" (RU)

(54) СПОСОБ СТАРТА РАКЕТЫ С САМОЛЕТА ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА НА ОРБИТУ

(57) Реферат:

Изобретение относится к способам воздушного старта баллистических ракет, выводящих на орбиту полезные грузы. Способ включает выход ракеты с полезным грузом из самолета и запуск на безопасном от самолета расстоянии маршевого двигателя первой ступени. При этом плоскости отклонения управляющих органов данного двигателя развернуты по отношению к плоскостям стабилизации ракеты. Разворот ракеты после ее выхода из самолета в заданное угловое положение в вертикальной плоскости производят с помощью дополнительной реактивной установки. Этот разворот ракеты осуществляют перед началом ее программного движения. Используя особенность управляющей схемы маршевого двигателя, осуществляют ускоренную отработку угловых параметров движения ракеты в наиболее критичном канале тангажа, приводя их к заданным величинам в момент окончания участка старта. Эти величины определяются из условия обеспечения стабилизации ракеты на последующем участке движения, что позволяет сократить продолжительность участка старта и снизить энергетические потери на нем. Технический результат изобретения состоит в увеличении массы выводимого на орбиту полезного груза.

RU 2394201 C2

RU 2394201 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 394 201** (13) **C2**

(51) Int. Cl.
F41F 3/06 (2006.01)
B64G 1/24 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2008138340/11, 25.09.2008**

(24) Effective date for property rights:
25.09.2008

(43) Application published: **27.03.2010**

(45) Date of publication: **10.07.2010 Bull. 19**

Mail address:
456300, Cheljabinskaja obl., g. Miass, Turgojakskoe sh., 1, OAO "GRTs Makeeva"

(72) Inventor(s):
Chernyshev Gennadij Ivanovich (RU),
Proskurin Aleksandr Georgievich (RU),
Semenov Andrej Aleksandrovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Gosudarstvennyj raketnyj tsentr imeni akademika V.P. Makeeva" (RU)

(54) METHOD OF LAUNCHING ROCKET FROM AIRCRAFT TO PLACE PAYLOAD INTO ORBIT

(57) Abstract:

FIELD: weapons and ammunition.

SUBSTANCE: proposed method comprises rocket release with payload from aircraft and starting first-stage sustainer engine at distance safe for aircraft. Note here that engine control surface deflection planes are turned relative to rocket stabilisation planes. Rocket turn after coming out from aircraft into preset angular position in vertical plane is performed with the help of additional jet unit. Said turn is carried out prior to rocket programmed flight. Using peculiarity of sustainer engine control circuit allows accelerated processing of rocket flight angular parametres in the most crucial pitch channel by reducing them to preset magnitudes at the start section end moment. Said magnitudes are defined from rocket stabilisation conditions at subsequent flight section which allows reducing start section duration and power losses thereat.

EFFECT: increased payload.

RU 2394201 C2

RU 2394201 C2

Изобретение относится к ракетной технике и может быть использовано для выведения полезного груза на орбиту с помощью баллистических ракет, стартующих с самолета. Участок старта начинается с момента отделения ракеты от самолета и заканчивается моментом ее вывода в вертикальной плоскости на заданные угловые параметры движения.

Параметры движения ракеты, полученные в конце участка старта, являются начальными условиями при обеспечении стабилизации движения ракеты на последующем участке движения и при реализации программного движения ракеты с целью вывода полезного груза на орбиту.

Ракета, как правило, перед стартом размещается в грузовом отсеке самолета в горизонтальном положении, головной частью против направления полета. Из самолета ракета катапультируется с помощью специальных энергетических средств. Запуск маршевого двигателя первой ступени производится на безопасном от самолета расстоянии. После выхода ракеты из самолета используется дополнительная реактивная установка для разворота ракеты из горизонтального положения в вертикальное к моменту начала ее управляемого движения с помощью маршевого двигателя. В процессе этого разворота на участке старта возникают потери по величинам вертикальной, горизонтальной составляющих начальной скорости полета, дальности и высоты полета центра масс ракеты, что увеличивает затраты топлива при работе маршевого двигателя для компенсации этих потерь. Все это приводит к снижению веса полезного груза, выводимого на орбиту. При этом величины угловых параметров движения ракеты на момент окончания участка старта не должны выходить за пределы области допустимых значений, заданных из условия обеспечения стабилизации ракеты на последующем участке движения.

Известен способ, описанный в патенте РФ №2068169 (с приоритетом от 24.08.1992 г.), по которому старт осуществляется с использованием специальной платформы, на которую уложена ракета. Ракета с платформой извлекается из грузовой кабины с помощью вытяжного парашюта. Затем усилием парашюта платформу с ракетой разворачивают в канале тангажа до положения, при котором воздушный поток начинает набегать на ракету со стороны, противоположной платформе, отделяют платформу от ракеты и уводят ее при помощи вытяжного парашюта, запускают двигатели ракеты и при помощи органов управления стабилизируют ее на заданной траектории.

Известен также способ управления авиационно-космической системой для выведения полезного груза (патент РФ №2160214 с приоритетом от 29.07.1999 г.), по которому после прилета на максимальном крейсерском режиме в район запуска ракеты-носителя осуществляют пикирование самолета-носителя и в момент набора им максимально допустимой скорости полета переводят в кабрирование с максимально допустимым углом атаки. Затем переводят на угол атаки, дающий близкую к нулю нормальную перегрузку.

Параметры кабрирования таковы, что самолет в момент отделения от него ракеты с полезным грузом имеет скорость, высоту и наклон траектории полета, дающие максимум выводимого полезного груза, а нормальную перегрузку - близкую к нулю. При отделении сообщают ракете скорость отставания от самолета на безопасное расстояние к моменту включения ее маршевых двигателей. Ракету с полезным грузом разворачивают с помощью маршевых двигателей после их включения или до их включения с помощью дополнительной реактивной установки в положение, отличное от вертикального на угол 10-30 град в вертикальной плоскости в направлении

выведения.

По технической сути наиболее близким к предлагаемому изобретению является вариант 4 изобретения под названием "Способ старта ракеты с самолета для выведения полезного груза на орбиту (варианты)" (патент РФ №2289084 с приоритетом от 11.10.2004 г.), который был выбран в качестве прототипа.

В этом способе, включающем выход ракеты с полезным грузом из самолета, задействование маршевого двигателя первой ступени на безопасном от самолета расстоянии, разворот ракеты с использованием дополнительной реактивной установки в заданное угловое положение в вертикальной плоскости перед началом реализации ее программного движения, после выхода из самолета в зависимости от величин контролируемых параметров углового движения ракеты включение дополнительной реактивной установки осуществляют с временной задержкой относительно момента выхода ракеты из самолета, обеспечивающей вывод ракеты на заданные величины угловых параметров движения в вертикальной плоскости к моменту начала ее управляемого движения с помощью маршевого двигателя, прекращая к этому же моменту работу дополнительной реактивной установки, а затем с помощью маршевого двигателя стабилизируют ракету относительно программной траектории.

Началом управляемого движения ракеты с помощью маршевого двигателя является момент готовности к работе рулевого привода двигателя, заключающийся в том, что после подачи команды на запуск двигателя и процесса его выхода на рабочий режим рулевые машины готовы обеспечивать поворот органов управления двигателя с заданными (рабочими) скоростями перекладки в соответствии с командами системы управления. От момента подачи команды на запуск двигателя это время может составлять до ~2 сек. В дополнительной реактивной установке могут быть использованы как поворотные сопла с рулевым приводом, так и неподвижные.

С целью упрощения конструкции и снижения веса ракеты применяется реактивная установка с неподвижными соплами и нерегулируемой тягой, состоящей из двигателя разворота и блока крена. Крепление двигателя разворота на ракете производится таким образом, чтобы создать необходимый постоянный момент в сторону разворота ракеты на кабрирование. Для обеспечения разворота ракеты строго в вертикальной плоскости предусмотрен блок крена, включение (выключение) сопел которого производится по алгоритму, зависящему от параметров углового движения ракеты относительно продольной оси.

Ракета как объект стабилизации характеризуется статической неустойчивостью, значительными разбросами аэродинамических характеристик (до ±20%), широким диапазоном величин параметров движения ракеты на момент ее выхода из самолета (начальные условия), обусловленными разбросами энергетических характеристик катапультирующих устройств и особенностью поведения самолета при выполнении маневра "горка" к моменту ее десантирования.

Кроме того, реализация запуска маршевого двигателя на безопасном от самолета расстоянии приводит к возникновению значительного неуправляемого участка движения ракеты, продолжительностью до ~7,5 сек (от момента выхода ракеты из самолета).

В качестве маршевого двигателя первой ступени на баллистических ракетах, стартующих с самолета, обычно используется двигатель с качающейся подвижной частью (или качающимся центральным соплом) для управления в каналах тангажа и рыскания, а для управления в канале крена - блок крена. Подвижная часть двигателя

(сопло) отклоняется в плоскостях поворота, развернутых (в плане) относительно плоскостей стабилизации ракеты. Такая схема двигателя позволяет при необходимости на отдельных участках движения ракеты по команде системы управления перераспределять располагаемую управляющую силу между каналами тангажа и рыскания.

В известном способе (прототипе) участок старта заканчивается к моменту начала управляемого движения ракеты с помощью маршевого двигателя.

При этом величины угловых параметров движения ракеты на этот момент времени не сравниваются с их допустимыми значениями из условия обеспечения стабилизации ракеты на последующем участке движения, но они гарантированно не должны выходить за пределы допустимых значений при всех возможных режимах движения ракеты.

Это достигается за счет улучшения аэродинамических характеристик ракеты, увеличения управляющих усилий дополнительной реактивной установки, маршевого двигателя, расширения области допустимых величин угловых параметров движения ракеты на момент начала управляемого движения, а также за счет наложения ограничения на условия пусков и на параметры движения самолета в момент десантирования ракеты.

Но эти меры не всегда могут быть реализованы в достаточном объеме по ряду технических причин, связанных, например, с ограничениями, наложенными на массогабаритные характеристики ракеты при ее размещении в грузовом отсеке самолета, с нежелательным снижением эффективности комплекса при выведении полезного груза на орбиту в случае введения ограничений на условия пуска и параметры движения самолета в момент десантирования ракеты и пр.

Поэтому не исключаются случаи, когда при отдельных режимах движения ракеты участок старта не может быть закончен к моменту начала управляемого движения из-за невыполнения требований по величинам угловых параметров движения ракеты на этот момент времени.

Потребуется дополнительное время работы маршевого двигателя с целью приведения угловых рассогласований ракеты в допустимую зону их значений, что увеличивает диапазон продолжительности участка старта и приводит к энергетическим потерям, влияющим на массу выводимого полезного груза на орбиту.

В этом есть недостаток известного способа старта.

Задачей, на решение которой направлено настоящее изобретение, является улучшение условий вывода полезного груза на орбиту за счет сокращения продолжительности участка старта и, как следствие, снижение потерь по параметрам движения ракеты при выполнении заданных требований по величинам угловых параметров ее движения на момент окончания участка старта.

Указанная задача решается за счет того, что в известном способе старта ракеты с самолета, включающем выход ракеты с полезным грузом из самолета, запуск на безопасном от самолета расстоянии маршевого двигателя первой ступени, плоскости отклонения управляющих органов которого развернуты (в плане) по отношению к плоскостям стабилизации ракеты, разворот ракеты с использованием дополнительной реактивной установки в заданное угловое положение в вертикальной плоскости перед началом реализации ее программного движения, вводятся следующие дополнительные операции.

В момент начала управляемого движения ракеты с помощью маршевого двигателя замеряют и сравнивают в бортовой системе управления величины угловых

параметров движения в канале тангажа с заданной областью их допустимых значений, определяемых из условия обеспечения стабилизации ракеты на последующем участке движения. В случае нахождения их в пределах допустимых значений с указанного момента времени осуществляют при помощи маршевого двигателя стабилизацию ракеты относительно программной траектории. Если в момент начала управляемого движения ракеты величины угловых параметров в канале тангажа превосходят пределы допустимых значений, то с этого момента времени по команде системы управления отклоняют одновременно управляющие органы двигателя в направлении отработки полученных угловых рассогласований в каналах тангажа и крена. Затем с момента окончания приведения величин угловых параметров движения в канале тангажа в область их допустимых значений осуществляют управление в канале рыскания и с этого же момента времени с помощью маршевого двигателя начинают стабилизировать ракету относительно программной траектории. С точки зрения устойчивости движения первой ступени ракеты канал тангажа является наиболее критическим по сравнению с другими каналами стабилизации. Поэтому достигнутые величины угловых параметров движения ракеты в канале тангажа на момент начала управляемого движения могут быть использованы в качестве критерия обеспечения стабилизации ракеты на последующем участке ее движения. Ввиду меньшей "загруженности" канала рыскания возможное наличие временной задержки при управлении этим каналом с помощью маршевого двигателя не оказывает существенного влияния на дальнейшую стабилизацию ракеты.

Сравнение известного способа старта с предложенным рассмотрено на примере расчета пуска одной из баллистических ракет с самолета Ан-124 ВС.

Ракета весом 100 т размещается в грузовом отсеке самолета в горизонтальном положении, головной частью против направления его полета. После выполнения маневра "горка" параметры движения самолета на момент страгивания ракеты составляли следующие величины:

- скорость полета 650 км/час (относительно воздуха);
- высота полета 10 км;
- угол наклона траектории 24 град (от горизонта).

Время движения ракеты в самолете ~2,5 сек.

После выхода из самолета ракета разворачивается в сторону вертикали с помощью дополнительной реактивной установки.

Команда на запуск маршевого двигателя подается спустя 5,5 сек от момента выхода ракеты из самолета, при этом время начала управляемого движения составляет 7,5 сек. Управление ракетой в канале тангажа и рыскания осуществляется за счет отклонения центрального сопла маршевого двигателя, а в канале крена - с помощью блока крена. Отклонение сопла двигателя происходит одновременно двумя рулевыми машинами, расположенными в плоскостях поворота, развернутых на 45 град (в плане) к плоскостям стабилизации ракеты. Максимальные рабочие углы отклонения сопла составляют:

- в плоскостях поворота ±4 град;
- в плоскостях стабилизации ракеты ±5,6 град.

Из условия обеспечения стабилизации ракеты на последующем участке движения величины угла и угловой скорости ракеты в канале тангажа на момент окончания участка старта не должны превышать следующие заданные значения:

$\upsilon \leq \pm 6$ град; $\omega_{z1} \leq \pm 10$ град/с (отсчет угловых параметров производится от вертикали).

При положительном υ головная часть ракеты направлена против направления выведения (полета самолета).

Результаты оценки параметров движения ракеты на участке старта приведены для наиболее "тяжелого" режима с точки зрения обеспечения стабилизации ракеты, характеризующегося наихудшими сочетаниями разбросов величин параметров движения самолета, условий пуска, характеристик ракеты, маршевого двигателя, энергетических средств старта, а также величиной и направлением ветровых возмущений.

При реализации такого режима движения угол и угловая скорость ракеты в канале тангажа на момент начала управляемого движения (7,5 сек) достигают величин υ=28,2 град, ω_{z1}=-16,6 град/с, что превосходит заданные ограничительные значения.

В известном способе старта отработка полученных угловых рассогласований в канале тангажа с помощью маршевого двигателя до величин, не превосходящих допустимых значений, происходит к 13,8 сек полета ракеты (окончание участка старта, отсчет времени от момента выхода ракеты из самолета). При этом масса израсходованного топлива в процессе работы двигателя на участке старта составляет 4040 кг.

Однако особенность используемой схемы маршевого двигателя позволяет в отдельных случаях увеличить эффективность управления в канале тангажа за счет менее "загруженного" канала рыскания без практического ухудшения стабилизации ракеты в дальнейшем и тем самым сократить время участка старта и энергетические потери на нем.

Согласно предлагаемому изобретению с момента начала управляемого движения по выработанной команде бортовой системы управления отклоняют сопло двигателя одновременно в обоих плоскостях поворота в направлении отработки полученных угловых рассогласований только в канале тангажа, а управление в канале рыскания осуществляют позднее, с момента начала приведения величин параметров в канале тангажа в область их допустимых значений. Управление ракетой в канале крена происходит с момента начала управляемого движения с помощью блока крена. В этом случае продолжительность участка старта уменьшается до 9,6 сек, а расход топлива до 1500 кг.

Наблюдается некоторое возрастания величин угловых параметров движения ракеты в канале рыскания на момент окончания участка старта из-за возникновения задержки в управлении этим каналом, которая составила 2,1 сек. Угол и угловая скорость в канале рыскания достигли величин ψ=10,1 град, ω_{y1}=-3,5 град/с, но которые в дальнейшем не вносят трудностей в обеспечении стабилизации движения ракеты.

В известном способе старта значения этих величин на этот же момент времени были следующими:

ψ=5,6 град, ω_{y1}=-7,4 град/с.

Таким образом, предложенный способ старта по сравнению с известным позволяет сократить продолжительность участка старта, уменьшить энергетические потери и увеличить массу выводимого на орбиту полезного груза. Например, для круговой орбиты выводимая масса груза может быть увеличена на ~140 кг.

Формула изобретения

Способ старта ракеты с самолета для выведения полезного груза на орбиту, включающий выход ракеты с полезным грузом из самолета, запуск на безопасном от

самолета расстоянии маршевого двигателя первой ступени, плоскости отклонения управляющих органов которого развернуты в плане по отношению к плоскостям стабилизации ракеты, разворот ракеты с использованием дополнительной реактивной установки в заданное угловое положение в вертикальной плоскости перед началом реализации программного движения, отличающийся тем, что в момент начала управляемого движения с помощью маршевого двигателя в бортовой системе управления замеряют и сравнивают величины угловых параметров движения в канале тангажа с заданной областью их допустимых значений, определяемых из условия обеспечения стабилизации ракеты на последующем участке движения, причем в случае нахождения их в пределах допустимых значений с указанного момента времени осуществляют при помощи маршевого двигателя стабилизацию ракеты относительно программной траектории, а если в момент начала управляемого движения ракеты величины угловых параметров в канале тангажа превосходят пределы допустимых значений, то с этого момента времени по команде системы управления отклоняют одновременно управляющие органы двигателя в направлении отработки полученных угловых рассогласований в каналах тангажа и крена, при этом управление ракетой в канале рыскания осуществляют с момента окончания приведения величин угловых параметров движения в канале тангажа в область их допустимых значений и с этого же момента времени с помощью маршевого двигателя начинают стабилизировать ракету относительно программной траектории.