

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

Статус: по данным на 09.03.2016 - действует
Пошлина: учтена за 5 год с 21.07.2015 по 20.07.2016(21), (22) Заявка: **2011130266/06, 20.07.2011**(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
20.07.2011

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **20.07.2011**(43) Дата публикации заявки: **27.01.2013**(45) Опубликовано: [27.07.2013](#)(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: **RU 2300007 C1, 27.05.2007. RU 2273754 C2,
10.04.2006. RU 2183761 C2, 20.06.2002. US 4326377 A1,
27.04.1982. DE 1264870 B, 28.03.1968. FR 2640322 A,
15.06.1990.**

Адрес для переписки:

634050, г.Томск, пр. Ленина, 36, НИИ ПММ ТГУ

(72) Автор(ы):

**Архипов Владимир Афанасьевич (RU),
Борисов Борис Владимирович (RU),
Жуков Александр Степанович (RU),
Бондарчук Сергей Сергеевич (RU),
Куденцов Владимир Юрьевич (RU),
Трушляков Валерий Иванович (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

**Государственное образовательное
учреждение высшего профессионального
образования Томский государственный
университет (ТГУ) (RU)**(54) СПОСОБ ОРГАНИЗАЦИИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КОСМИЧЕСКОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ
УСТАНОВКЕ НА ГАЗООБРАЗНОМ ТОПЛИВЕ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области ракетной техники, а именно к организации процесса подготовки и сжигания газообразного топлива в камере сгорания. Предварительно газифицированные компоненты топлива, газообразный гелий из системы вытеснения и порошок алюминия подаются в форкамеру для смешения. Далее смесь через периферийный тангенциальный завихритель вводится в камеру сгорания со стороны сопловой крышки. Двигаясь по спирали вдоль стенки камеры сгорания в сторону головной части, смесь защищает стенки камеры сгорания от теплового воздействия горячей части потока из осевой области двигателя. Наличие гелия уменьшает молекулярную массу продуктов сгорания, что ведет к увеличению удельного импульса двигателя. Для повышения температуры горения в смесь вводится порошок алюминия. Изобретение обеспечивает увеличение энерготяговых характеристик и защиту корпуса камеры от теплового воздействия продуктов сгорания. 1 з.п. ф-лы, 4 ил.

Изобретение относится к области ракетной техники и может быть использовано при разработке ракетных двигателей, работающих на газообразных компонентах топливной смеси.

В настоящее время наиболее распространенными типами ракетных двигателей являются жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) и ракетные двигатели на твердом топливе (РДТТ) [1]. Организация процессов горения в ракетном двигателе на газообразном топливе может найти применение при создании специальных двигательных установок. В частности, при создании ракетных двигателей малой тяги для увода отработанных ступеней ракет-носителей с занимаемых орбит, перспективным является использование в качестве газообразного топлива газифицированных жидких компонентов гарантийного запаса топлива ЖРД [2].

Известен способ организации рабочего процесса в камере сгорания ракетного двигателя [3], в котором используют самовоспламеняющиеся компоненты топлива. При этом их подача в камеру сгорания осуществляется через тангенциальные вводы в соответствующие соосные камеры закручивания двухкомпонентной центробежной форсунки. Закрутка компонентов способствует более полному перемешиванию компонентов топливной смеси и обеспечивает тепловую защиту камеры сгорания. В патенте [4] предложено использование форкамеры (предкамеры) для закрутки и смешения топливной смеси за счет подачи газообразных компонентов с помощью шнека. Для повышения энергетических характеристик ракетных двигателей в [5] предложено использовать газообразный гелий в качестве инертной добавки, снижающей молекулярную массу продуктов сгорания.

Наиболее близким по технической сущности к заявляемому способу является организация процесса сжигания топлива в камере сгорания с использованием вихревого движения для организации процессов смесеобразования и сгорания компонентов топлива [6]. При этом основная часть компонентов подается со стороны соплового блока через форсунки, расположенные равномерно по касательной к окружности под углом 60° к поверхности свода камеры сгорания.

Техническим результатом настоящего изобретения является организация процесса сжигания газообразного топлива, обеспечивающая достижение максимального значения энерго-тяговых характеристик двигательной установки и защиту корпуса камеры сгорания от теплового воздействия со стороны зоны горения при минимизации габаритов конструкции.

Технический результат достигается тем, что в камере сгорания космической двигательной установки на газообразном топливе топливные компоненты закручивают посредством их тангенциального ввода в камеру сгорания со стороны сопловой крышки двигателя. Газообразные горючее и окислитель предварительно перемешивают в форкамере с газообразным гелием и порошком алюминия со средним размером частиц не более 10 мкм, причем массовые доли компонентов топливной смеси (горючее, окислитель, порошок алюминия и гелий) находятся в соотношении, соответственно

$$Z_f / Z_{Ox} / Z_{Al} / Z_{He} = 0.10 / 0.45 / 0.09 / 0.36$$

для топлива керосин+кислород,

$$Z_f / Z_{Ox} / Z_{Al} / Z_{He} = 0.11 / 0.55 / 0.11 / 0.23$$

для топлива водород+кислород,

где Z_f - массовая доля горючего;

Z_{Ox} - массовая доля окислителя;

Z_{Al} - массовая доля порошка алюминия;

Z_{He} - массовая доля гелия.

Ввод гелия в форкамеру осуществляют из системы вытеснения топливных баков ЖРД, а газообразные горючее и окислитель получают газификацией гарантийного запаса жидких компонентов в топливных баках ЖРД, причем наряду с перечисленными традиционными компонентами (керосин, водород) используют и другие углеводородные соединения, например, метан, бутан, пропан.

Достижение положительного эффекта изобретения обеспечивается следующими факторами.

1. Применение предварительного перемешивания компонентов топлива в форкамере (предкамере) с инертным газообразным гелием и порошком алюминия обеспечивает более однородную топливную смесь.
2. Подача закрученного потока со стороны сопла позволяет, сократить габариты камеры сгорания и организует эффективную тепловую защиту стенок камеры сгорания.
3. Использование при горении смеси порошка алюминия увеличивает температуру в камере сгорания T , что обеспечивает устойчивое горение топлива при содержании инертного разбавителя (гелия) $Z_{He} > \text{масс.}\%$.

4. Использование в процессе горения порошка алюминия дисперсностью не менее 10 мкм позволяет добиться высокой полноты сгорания алюминия.

5. Добавление в топливную смесь инертного газообразного гелия уменьшает молекулярную массу рабочего тела и увеличивает значение удельного импульса тяги, [1]:

$$I_{уд} \sim \sqrt{\frac{T}{M}}, \quad (1)$$

где $I_{уд}$ - удельный импульс тяги;

T - температура в камере сгорания;

M - молекулярная масса рабочего тела.

6. Применение для работы двигателя газифицированных компонентов жидкого топлива из гарантийных запасов ЖРД и газообразного гелия из системы вытеснения топливных баков позволяет добиться более полной их утилизации, что повышает энерго-массовые характеристики двигателя.

Сущность изобретения поясняется схемой (Фиг.1), где представлен способ организации рабочего процесса в космической двигательной установке на газообразном топливе. Цифрами обозначено: 1. - корпус камеры сгорания; 2. - сопло; 3. - бак горючего; 4. - бак окислителя; 5. - форкамера; 6. - периферийный тангенциальный завихритель. Реализация способа осуществляется следующим образом. Предварительно газифицированные компоненты топлива (горючее и окислитель) совместно с газообразным гелием из системы вытеснения подаются в форкамеру смешения. Одновременно в эту же форкамеру поступает порошок алюминия дисперсностью не менее 10 мкм. Из форкамеры смесь через периферийный тангенциальный завихритель поступает в камеру сгорания со стороны сопловой крышки по направлению к головной части камеры. Двигаясь по спирали вдоль стенки камеры сгорания в сторону головной части подготовленная к сжиганию смесь нагревается. Воспламенение уже нагретой смеси, происходит при развороте потока в области головной крышки камеры сгорания. Горящая часть потока занимает центральную часть полости камеры в области оси двигательной установки. Одновременно, нагреваясь, периферийная часть потока смеси защищает стенки камеры сгорания от теплового воздействия со стороны горячей части потока из осевой области двигателя.

Пример реализации 1

Для двигательной установки с керосином в качестве горючего и кислородом в качестве окислителя топливная смесь включает керосин, кислород, порошок алюминия и гелий. Оптимальное соотношение массовых долей каждого из компонент (соответственно, z_f , z_{ox} , z_{Al} и z_{He}) было определено при анализе результатов параметрических расчетов величины удельного импульса для степени расширения сопла $p_k/p_a = 1/0.05$ (p_k - давление в камере сгорания, p_a - наружное давление). Выбор степени расширения обусловлен условиями работы двигателя в космосе на высоте разделения ступеней ракеты - носителя с ЖРД. В расчетах, проведенных по программе «Астра-2» [7], предполагалось, что в данной смеси горючие компоненты (керосин и алюминий) с окислителем (кислород) находятся в стехиометрическом соотношении. Причем, содержание порошка алюминия составляет 20 масс.% от массы газообразных компонентов топлива (керосина и кислорода, требующегося для его сгорания). Для определения оптимального содержания гелия в указанной смеси варьировали его массовую долю z_{He} . Результаты расчета $I_{уд}$ от z_{He} приведены на Фиг.2. Анализ результатов, представленных на фиг.2, показывает, что для состава без алюминия (кривая 1) максимальное значение $I_{уд}=2.77$ км/с достигается при $z_{He}=0.37$. Для состава с алюминием (кривая 2) максимальное значение $I_{уд}=3.19$ км/с достигается при $z_{He}=0.45$. Таким образом, введение в данную смесь порошка алюминия увеличивает удельный импульс на 15%. Из этих же графиков видно, что сначала добавление доли гелия в топливную смесь приводит к росту удельного импульса, а затем повышение доли гелия приводит к снижению удельного импульса. Таким образом, оптимальное для данного примера соотношение массовых долей компонент является $z_f/z_{ox}/z_{Al}/z_{He}=0.10/0.45/0.09/0.36$.

Выбор значения z_{Al} в количестве 20 масс.% обусловлен анализом литературных данных [8] по оптимальному содержанию порошка алюминия для твердых ракетных топлив. Проведенный анализ показывает, что дальнейшее увеличение содержания алюминия приводит к росту двухфазных потерь и, в конечном счете, к снижению $I_{уд}$.

Наличие оптимального значения z_{He} в топливной смеси связано с наличием двух альтернативных механизмов влияния добавки гелия на удельный импульс двигателя. С одной стороны, низкая молекулярная масса гелия M_{He} ведет к уменьшению молекулярной массы смеси M и увеличению $I_{уд}$, согласно соотношению (1), а, с другой стороны, гелий является инертным веществом, не участвует в процессе горения, снижает общую температуру в камере как балластное вещество.

В данном примере реализации 1 максимальное повышение $I_{уд}$ при совместном влиянии добавок порошка алюминия и гелия в топливную смесь относительно $I_{уд}$ при $z_{He}=0$ и $z_{Al}=0$ составило 52%.

Пример реализации 2.

Для двигательной установки (Фиг.1) в топливную смесь, включающую окислитель - кислород, горючее - водород и порошок алюминия, добавляется инертный разбавитель - гелий. Как и в примере реализации 1 соотношение горючего и окислителя выбирается стехиометрическим, доля алюминия составляет 20 масс.% от массы газообразных компонентов топлива (водорода и кислорода, необходимого для его сжигания), а оптимальное соотношение массовых долей каждого из компонент (соответственно, z_f , z_{Ox} , z_{Al} и z_{He}) было определено при анализе результатов параметрических расчетов величины удельного импульса для степени расширения сопла $p_k/p_a=1/0.05$, проведенных по программе «Астра-2». Результаты расчета $I_{уд}$ от z_{He} приведены на Фиг.3. Анализ результатов, представленных на Фиг.4, показывает, что для состава без алюминия (кривая 1) максимальное значение $I_{уд}=3.95$ км/с достигается при $z_{He}=0.25$. Для состава с алюминием (кривая 2) максимальное значение $I_{уд}=4.27$ км/с достигается при $z_{He}=0.23$. Таким образом, введение в данную смесь порошка алюминия увеличивает удельный импульс на 8%. Из этих же графиков видно, что сначала добавление доли гелия в топливной смеси приводит к росту удельного импульса, а затем повышение доли гелия приводит к снижению удельного импульса. Таким образом, оптимальное для данного примера соотношение массовых долей компонент является $z_f/z_{Ox}/z_{Al}/z_{He}=0.11/0.55/0.11/0.23$.

В данном примере реализации 2 максимальное повышение $I_{уд}$ при совместном влиянии добавок порошка алюминия и гелия в топливную смесь относительно $I_{уд}$ при $z_{He}=0$ и $z_{Al}=0$ составило 22%.

Пример реализации 3.

В качестве горючего в топливной смеси могут использоваться и другие углеводороды. В частности для двигательной установки (Фиг.1) в топливную смесь, включающую окислитель - кислород, горючее - метан и порошок алюминия, добавляется инертный разбавитель - гелий. Как и в примере реализации 1 соотношение горючего и окислителя выбирается стехиометрическим, доля алюминия составляет 20 масс.% от массы газообразных компонентов топлива (метана и кислорода, необходимого для его сжигания), а оптимальное соотношение массовых долей каждого из компонент (соответственно, z_f , z_{Ox} , z_{Al} и z_{He}) было определено при анализе результатов параметрических расчетов величины удельного импульса для степени расширения сопла $p_k/p_a=1/0.05$, проведенных по программе «Астра-2». Результаты расчета $I_{уд}$ от z_{He} приведены на фиг.3. Анализ результатов, представленных на Фиг.4, показывает, что для состава без алюминия (кривая 1) максимальное значение $I_{уд}=3.71$ км/с достигается при $z_{He}=0.25$. Для состава с алюминием (кривая 2) максимальное значение $I_{уд}=3.93$ км/с достигается при $z_{He}=0.25$. Таким образом, введение в данную смесь порошка алюминия увеличивает удельный импульс на 5%. Из этих же графиков видно, что сначала добавление доли гелия в топливной смеси приводит к росту удельного импульса, а затем повышение доли гелия приводит к снижению удельного импульса. Таким образом, оптимальное для данного примера соотношение массовых долей компонент является $z_f/z_{Ox}/z_{Al}/z_{He}=0.11/0.53/0.11/0.25$.

В данном примере реализации 3 максимальное повышение $I_{уд}$ при совместном влиянии добавок порошка алюминия и гелия в топливную смесь относительно $I_{уд}$ при $z_{He}=0$ и $z_{Al}=0$ составило 26%.

Приведенные результаты анализа примеров реализации доказывают, что поставленная задача по повышению энерго-массового совершенства (в частности, удельного импульса ракетной системы) с использованием газифицированных компонентов топлива, газообразного гелия из системы вытеснения и порошка алюминия решена.

ЛИТЕРАТУРА

1. Алемасов В.Е. и др. Теория ракетных двигателей: Учебник для студентов машиностроительных специальных вузов/ В.Е.Алемасов, А.Ф.Дрегалин, А.П.Тишин; под ред. В.П.Глушко. - М.: Машиностроение, 1980. - 533 с.
2. Белоконов И.В., Круглов Г.Е., Трушляков В.И., Юдинцев В.В. Оценка возможности управляемого схода с орбиты верхней ступени РН "Союз" за счет использования остатков топлива в баках. Всероссийская научно-техническая конференция "Актуальные проблемы ракетно-космической техники и ее роль в устойчивом социально-экономическом развитии общества", посвященная 50-летию образования ЦСКБ и 90-летию со дня рождения Д.И.Козлова. (4/2) Самара. 2009 (с.68-72).
3. Казанкин Ф.А., Кутуев Р.Х., Ларин Е.Г., Мезенин П.Б. Способ организации рабочего процесса в камере жидкостного ракетного двигателя малой тяги: RU 2192556 С2. Российская Федерация//Б.И. 10.11.2002.
4. Весноватов А.Г., Барсуков О.А. Жидкостной ракетный двигатель малой тяги и способ запуска жидкостного двигателя малой тяги: RU 2183761 С2. Российская Федерация//Б.И. 20.05.2002.
5. Чванов В.А., Архангельский В.И., Клепиков И.А., Стернин Л.Е., Хазов В.Н., Коновалов С.Г., Каторин Б.И. Жидкостной ракетный двигатель на топливе, содержащим гелиевую добавку: RU 2273754 С2. Российская Федерация//Б.И. 20.03.2005.
6. Тимошенко И.К. Вихревой ракетный двигатель: RU 2300007 С1. Российская Федерация//Б.И. 27.05.2007.

7. Применение ЭВМ для термодинамических расчетов металлургических процессов /Г.Б.Синярев, Н.А.Ватолин, Б.Г.Трусов, Г.К.Моисеев. М.: Наука, 1982. - 263 с.

8. А.В.Алиев и др. Внутренняя баллистика РДТТ / А.В.Алиев, Г.Н.Амарантов, В.Ф.Ахмадеев, под ред. А.М.Липанова, Ю.М.Милехина Серия: Справочная б-ка разработчика-исследов. - М: Машиностроение, 2007, - 501 с.

Формула изобретения

1. Способ организации рабочего процесса в космической двигательной установке на газообразном топливе, включающий закрутку топливных компонентов посредством их тангенциального ввода в камеру сгорания со стороны сопловой крышки двигателя, отличающийся тем, что газообразные горючее и окислитель предварительно перемешивают в форкамере с газообразным гелием и порошком алюминия со средним размером частиц не более 10 мкм, причем массовые доли компонентов топливной смеси - горючего, окислителя, порошка алюминия, гелия находятся в соотношении

$$z_f/z_{Ox}/z_{Al}/z_{He}=0,10/0,45/0,09/0,36$$

для топлива керосин + кислород,

$$z_f/z_{Ox}/z_{Al}/z_{He}=0,11/0,55/0,11/0,23$$

для топлива водород + кислород,

где z_f - массовая доля горючего;

z_{Ox} - массовая доля окислителя;

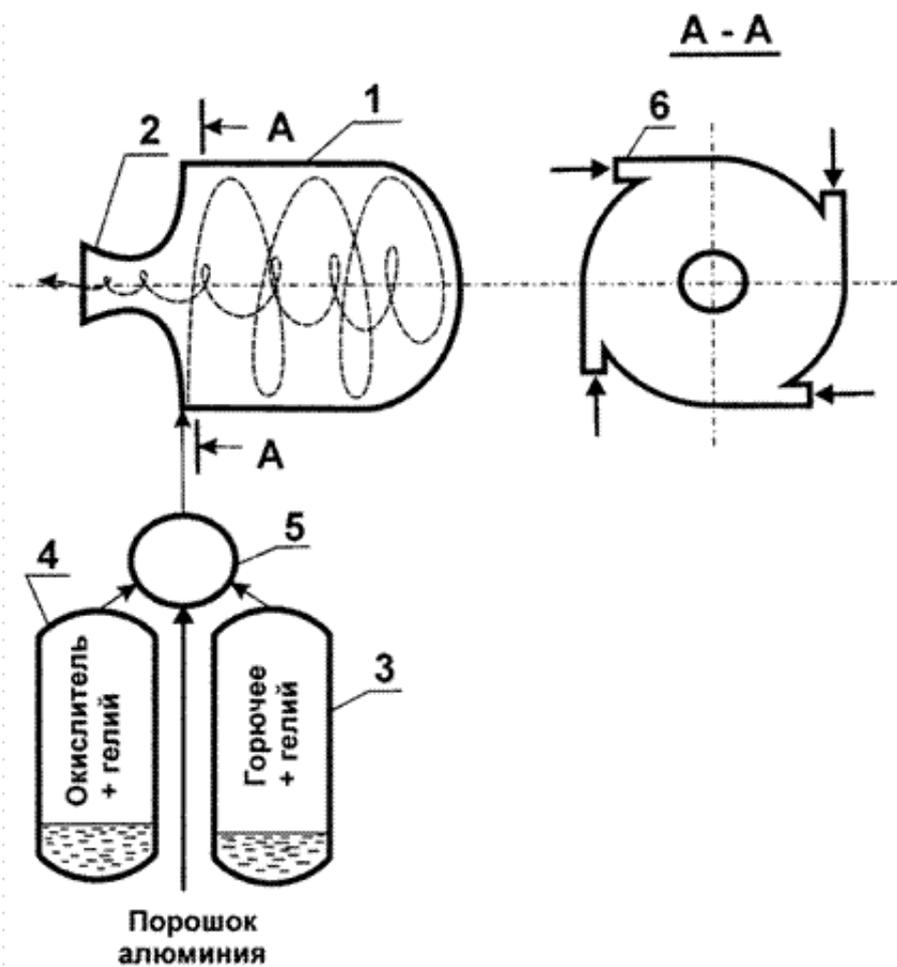
z_{Al} - массовая доля порошка алюминия;

z_{He} - массовая доля гелия,

ввод гелия в форкамеру осуществляют из системы вытеснения топливных баков ЖРД, а газообразные горючее и окислитель получают газификацией гарантийного запаса жидких компонентов в топливных баках ЖРД.

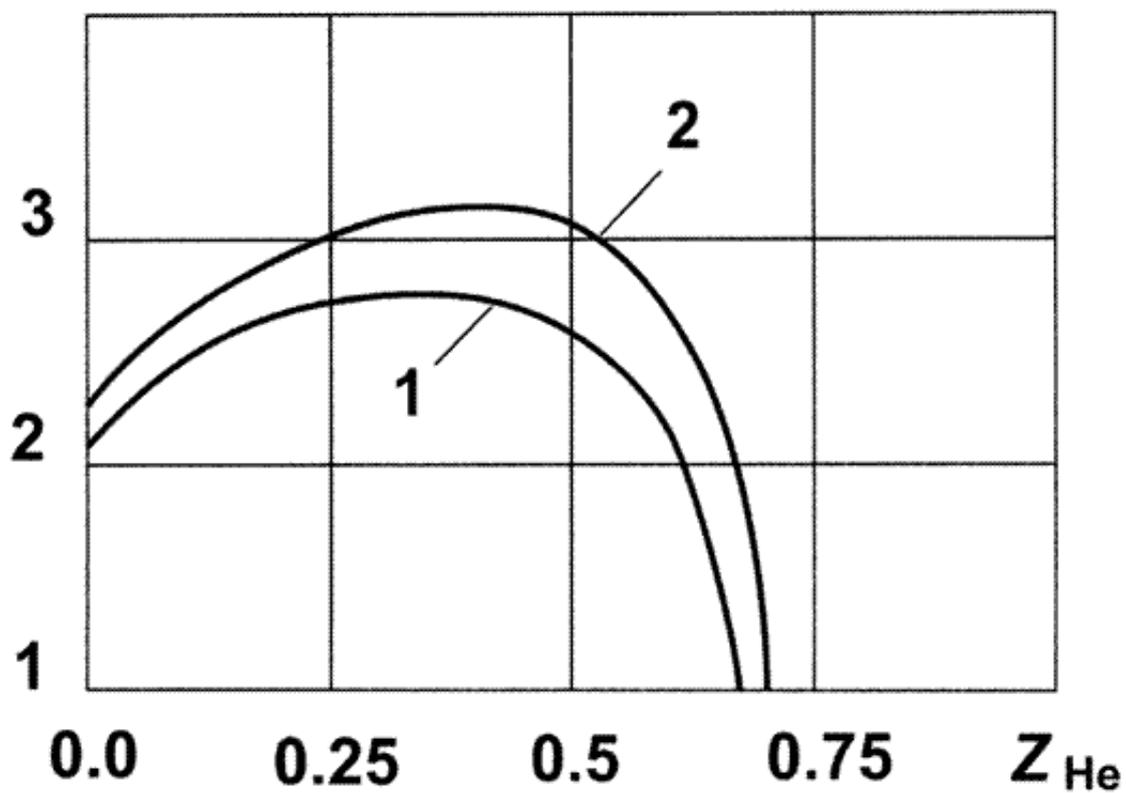
2. Способ по п.1, отличающийся тем, что в качестве горючего используют другие углеводородные горючие, например метан, бутан, пропан.

РИСУНКИ



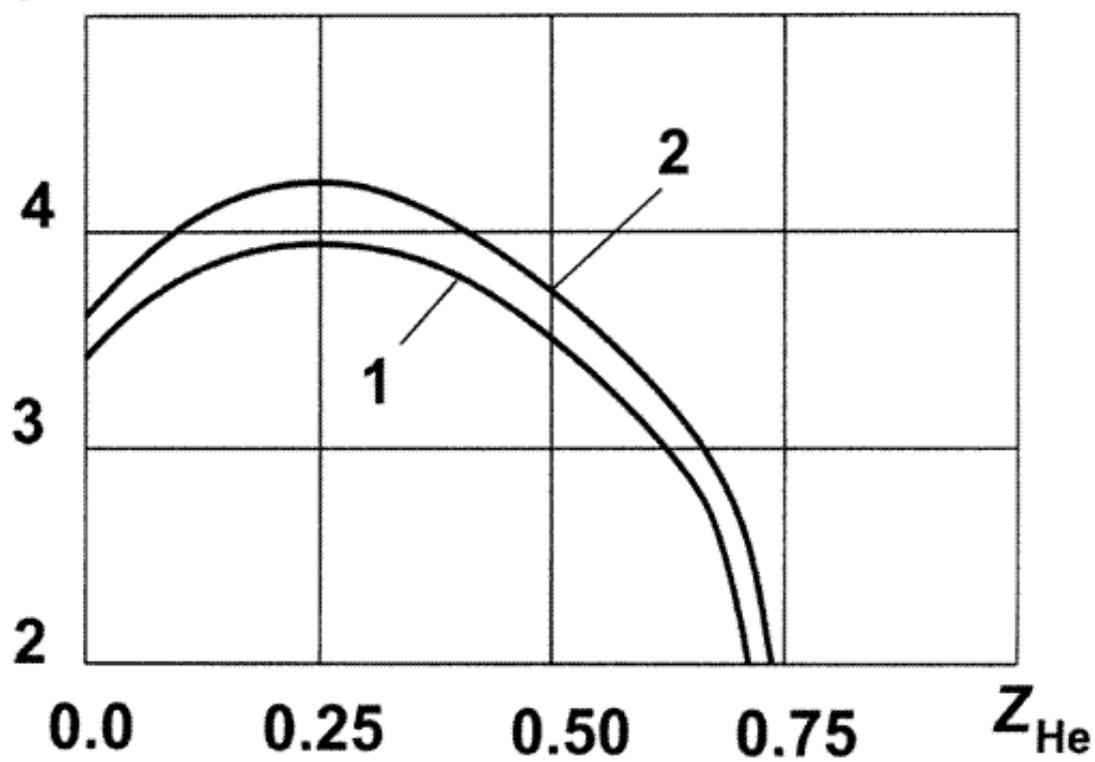
Фиг. 1

$I_{уд}, \text{ км/с}$



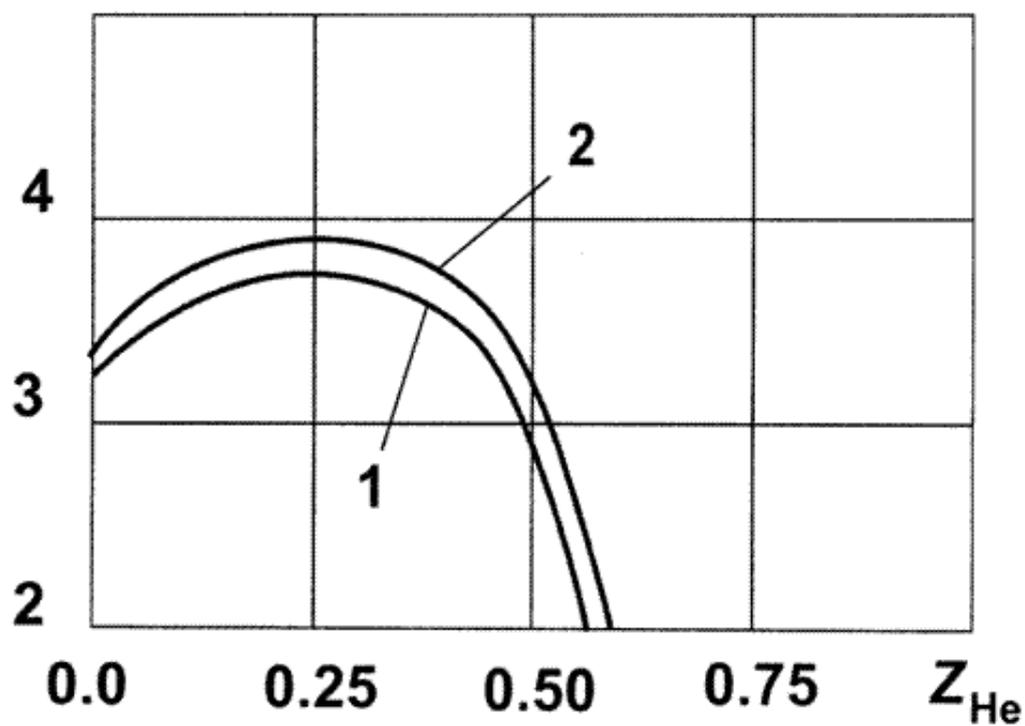
Фиг. 2

$I_{уд}, \text{ км/с}$



Фиг.3

$I_{уд}, \text{ км/с}$



Фиг.4