

УДК 626.764.064

- Михальчишин Р. В.** ведущий инженер-конструктор отдела разработки и экспериментальной отработки пневмогидравлических систем ракет-носителей ГП «КБ «Южное», Днепр, Украина, e-mail: r.mykhal89@gmail.com;
- Рожко В. И.** инженер-конструктор 1 категории отдела разработки и экспериментальной отработки пневмогидравлических систем ракет-носителей ГП «КБ «Южное», Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com

ОСОБЕННОСТИ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ КРИОГЕННЫХ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА «КИСЛОРОД-МЕТАН»

Несмотря на огромный объем информации по разработке жидкостных ракетных двигателей на компонентах топлива «кислород-метан», в настоящее время сведения по облику пневмогидравлических систем подачи топлива для этих двигателей практически отсутствуют. Выполнен анализ оптимальных параметров пневмогидравлической системы подачи, в том числе конструкции баков, системы наддува, а также захлаживания трактов питания двигателя. В статье представлено сравнительное исследование характеристик метана, керосина и водорода в паре с кислородом. Показаны особенности каждого из этих компонентов.

Ключевые слова: метан, керосин, кислород, пневмогидравлическая система, компоненты топлива, энергетические характеристики, бак.

Введение

В настоящее время одним из перспективных направлений в ракетно-космической технике является использование в качестве горючего (в паре с кислородом) сжиженного природного газа (СПГ), который содержит от 88 до 99% метана CH_4 . СПГ представляет собой своего рода компромисс между керосином и водородом.

Цель работы заключается в анализе влияния применения метана на характеристики пневмогидравлической системы подачи (ПГСП), определение облика системы и основных ее параметров.

1. Анализ опубликованных материалов

Из опубликованных материалов [1-3] известны следующие преимущества применения метана:

- повышение удельного импульса тяги на $\sim 8\%$ при умеренно напряженных параметрах ($P_k=16\dots 19$ МПа) по сравнению с кислородно-керосиновыми жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) с высоконапряженными параметрами (P_k до 26 МПа);
- простота производства и низкая стоимость метана (в 3 раза дешевле по сравнению с керосином);
- экологическая чистота (токсичность продуктов сгорания на 14,5% ниже);
- по сравнению с керосином охлаждающая способность метана в 2,5 раза выше;
- повышение надежности ЖРД за счет применения восстановительного газогенератора;
- возможность применения управляющих блоков жидкостной реактивной системы на газообразных компонентах;

– газификация и полное удаление остатков топлива в баках и магистралях после приземления ступени или слива топлива;

– снижение требований к жаростойкости конструкционных материалов ЖРД (температура газов перед турбиной до 600 К) и др.

К основным недостаткам метана обычно относят его низкую плотность (на 46% ниже, чем у керосина). В ходе исследований принят комплекс мероприятий, направленных на преодоление этого отрицательного эффекта.

2. Постановка задачи

Несмотря на огромный объем информации по разработке двигателей на этих компонентах, в настоящее время сведения по облику ПГСП ракет-носителей практически отсутствуют.

Для сравнения принята первая ступень разработки КБ «Южное» на компонентах «кислород-керосин», проведен анализ изменения параметров ПГСП и ступени в целом при использовании метана вместо керосина.

3. Изложение основного материала

В табл. 1 представлено сравнение основных характеристик метана, керосина и водорода как горючего для ЖРД. С учетом таких параметров, как плотность жидкости и удельная теплота сгорания, было получено, что, для того чтобы иметь на борту 100 МДж энергии потребуется водородный бак на 14 л или метановый всего лишь на 4 л, керосиновый – на 2,7 л. Но с точки зрения унификации криогенность метана скорее его преимущество, чем недостаток, поскольку все равно нужна инфраструктура для жидкого кислорода, который кипит при более низких температурах, чем метан. Тем более, что для

водорода нужны температуры вчетверо ниже, чем для кислорода (по абсолютной шкале).

Для 100 МДж энергии при сгорании водорода понадобится 6,6 кг (5,8 л) кислорода. При сжигании метана – 7,25 кг (6,35 л). Соответственно объем баков у ракеты на метане-кислороде получается вдвое меньше, чем на водородно-кислороде при равной энергоёмкости. При равном импульсе разница будет несколько меньше, но все равно в пользу метана, если не учитывать усложнение конструкции баков, потребное для водорода [4].

Таблица 1. Основные характеристики горючих для ЖРД

| Параметр, размерность | Керосин, $\text{C}_{11}\text{H}_{24}$ | Водород, H_2 | Метан, CH_4 |
|--|---------------------------------------|-----------------------|----------------------|
| Температура кипения, К | 450-547 | 23 | 112 |
| Температура замерзания, К | 224 | 14 | 91 |
| Плотность при 15 °С, кг/м ³ | 809 | 0,09 | 0,72 |
| Плотность жидкости, кг/м ³ | – | 70 | 422,5 |
| Критическая температура, К | 662 | 33 | 190 |
| Критическое давление, Па | 2 171 848 | 13 170 00 | 4 599 200 |
| Удельная теплоемкость, Дж/(кгК) | 2 093 | 14 300 | 3 480 |
| Эксплуатационные свойства | Длительного хранения | Криогенный | Криогенный |
| Молекулярная масса, г/моль | 172 | 2 | 16 |
| Удельная теплота сгорания, МДж/кг | 55 | 120 | 43 |
| Соотношение компонентов | 2,8 | 6 | 3,5 |

Для сравнения за основу принята топливная система первой ступени, одной из разработок КБ «Южное», подтвердившая свою работоспособность многократными успешными пусками. При этом объем бака окислителя соответствует прототипу, а расход – близкий по значению.

Исходя из плотности и оптимального соотношения компонентов топлива увеличение объема бака горючего составит 37%. При этом сухая масса бака увеличится на 18%. Но близкие температурные режимы компонентов топлива позволяют использовать промежуточное днище и тем самым сэкономить почти 1400 кг на массе верхнего днища бака горючего и стенках межбакового отсека.

Использование метана в качестве горючего позволяет снизить массу бака на ~ 11% благодаря конструкции топливного отсека с промежуточным днищем.

Учитывая, что метан – криогенная жидкость, то для исключения гейзерного эффекта необходимо перед запуском предусмотреть захлаживание тракта двигателя, например, используя систему «газ-лифт».

На рис. 1 показано перераспределение массовых характеристик топливных систем РН по сравнению с эталонной конструкцией.

Из изложенного следует, что первая ступень на компонентах «кислород-водород» с требуемыми параметрами будет существенно больше двух других рассматриваемых вариантов. Габариты этой ступени превышают допустимые значения для железнодорожной транспортировки, что в свою очередь, влечет за собой эксплуатационные ограничения и сложности при транспортировке. Варианты с метаном и керосином требуют более подробного анализа для определения наиболее оптимальной пары компонентов топлива.

С целью обеспечения требуемой температуры жидкого метана в трактах двигателя предусматривается система захлаживания методом циркуляции (рис. 2). Система представляет собой трубопровод, соединяющий занасосную полость двигателя с баком и через который осуществляется сброс перегретого метана в бак. Такая система эффективно применяется для поддержания температуры жидкого кислорода в тракте двигателя и для охлаждения камеры сгорания, поэтому для оценки ее работоспособности на метане был проведен расчет.

В табл. 2 приведено сравнение физико-химических свойств жидкого метана и жидкого кислорода.

Таблица 2. Физико-химические свойства жидкого метана и жидкого кислорода

| Свойство | Жидкий кислород | Жидкий метан |
|---|-----------------|--------------|
| Температура кипения при атмосферном давлении, °С | -183 | -162 |
| Температура плавления, °С | -219 | -184 |
| Плотность при атмосферном давлении и температуре кипения, кг/м ³ | 1140 | 420 |
| Теплоемкость, Дж/(кгград) | 1709,8 | 3399 |

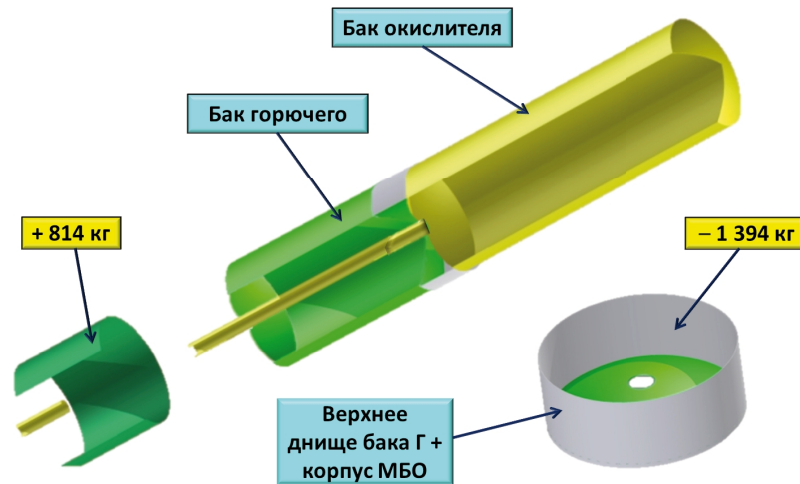


Рис. 1. Изменение конструкции топливной системы

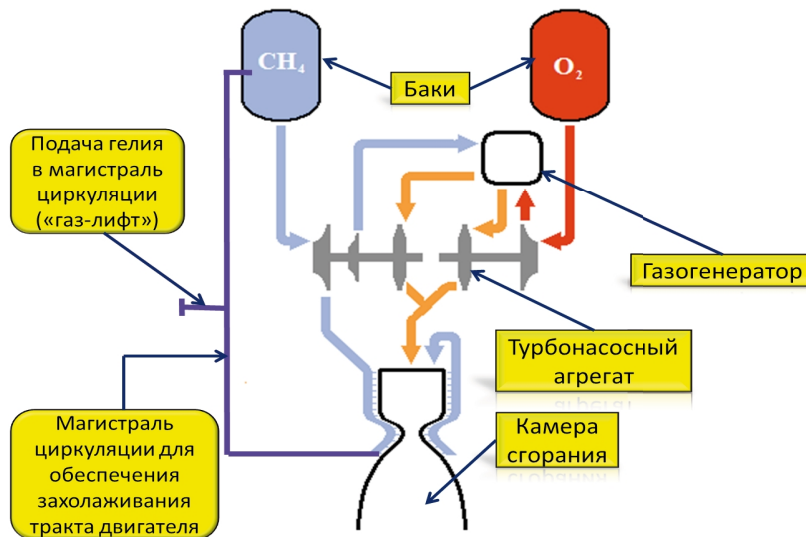


Рис. 2. Принципиальная схема системы захолаживания тракта маршевого двигателя горючего

Принята методика для оценки расхода компонента в контуре циркуляции [5]:

$$\dot{G} = \frac{\rho_{т.ц} F_{т.ц}}{\sqrt{\xi + 1}} \sqrt{2gh \frac{\rho_{р.м} - \rho_{т.ц}}{\rho_{т.ц}}}, \quad (1)$$

где ξ – суммарный коэффициент гидравлических потерь в контуре циркуляции;
 g – ускорение свободного падения;
 h – высота трубопровода циркуляции;

$F_{т.ц}$ – площадь поперечного сечения трубопровода циркуляции;

$\rho_{т.ц}$ – осредненное по высоте значение плотности компонента в трубопроводе циркуляции;

$\rho_{р.м}$ – осредненное по высоте значение плотности компонента в расходной магистрали и баке (ниже точки ввода трубопровода циркуляции в бак).

Чтобы понять, как соотносятся расходы циркуляции жидкого метана и жидкого кислорода для одного и того же контура циркуляции в одинаковых условиях окружающей среды, было выведено соотношение (в индексах жк – жидкий кислород, жм – жидкий метан):

$$\frac{\dot{G}_{жк_т.ц}}{\dot{G}_{жм_т.ц}} = \sqrt{\frac{\rho_{жк_т.ц} \cdot (\rho_{жк_р.м} - \rho_{жк_т.ц})}{\rho_{жм_т.ц} \cdot (\rho_{жм_р.м} - \rho_{жк_т.ц})}}. \quad (2)$$

Из данного соотношения было получено, что при одинаковых условиях в одном и том же контуре циркуляции расход жидкого метана будет примерно в 3 раза меньше чем расход жидкого кислорода. С учетом данной особенности была спроектирована оптимальная система захолаживания для метанового тракта двигателя, основные характеристики которой приведены в табл. 3.

Таблица 3. Основные характеристики системы захлаживания метанового тракта двигателя

| Параметр | Значение |
|--|----------|
| Масса конструкции системы захлаживания, кг | 22 |
| Расход гелия на «газ-лифт», г/с | 1 |
| Обеспечиваемая температура на входе в двигатель, К | 111,5 |

При минимальной массе конструкции представленная система захлаживания является достаточно надежной и обеспечивает необходи-

мые тепловые режимы горючего и конструкции двигателя.

Важным аспектом при проектировании ракет-носителей является выбор оптимальных систем наддува баков. Одним из основных критериев в этом направлении является минимальная масса системы.

Для выбора оптимального варианта систем наддува проведен анализ трех их типов: холодной и горячей газобаллонных, а также наддув баков парами компонентов топлива. Расчет основных характеристик проводился в соответствии с апробированной методикой [6].

Таблица 4. Основные характеристики систем наддува баков для рассматриваемой РН

| Бак | Тип системы наддува | Газ наддува | Газовая постоянная, Дж/(кгК) | Масса газа наддува, кг | Масса конструкции СН, кг | Масса СН, кг |
|------------|--------------------------------|-------------|------------------------------|------------------------|--------------------------|--------------|
| Окислителя | Газобаллонная, холодный наддув | Гелий | 212 | 143 | 13 баллонов – всего 603 | 746 |
| | Газобаллонная, горячий наддув | | | 86 | 8 баллонов – всего 392 | 478 |
| | Наддув бака кислородом | Кислород | 26,5 | 686 | 34 | 720 |
| Горючего | Газобаллонная, холодный наддув | Гелий | 212 | 104 | 9 баллонов – всего 423 | 527 |
| | Газобаллонная, горячий наддув | | | 68 | 6 баллонов – всего 302 | 370 |
| | Наддув бака метаном | Метан | 52 | 277 | 32 | 309 |

Как видно из табл. 4, для бака окислителя оптимальной является гелиевая горячая газобаллонная система, а для бака горючего – наддув парами метана, так как газовая постоянная метана – 52 Дж/(кг°С) (по сути, она отражает энергетическую эффективность газа как рабочего тела наддува). Для бака окислителя наддув кислородом не эффективен, поскольку необходимый запас кислорода превышает массу баллонов горячей системы наддува, при этом горячая система

наддува в целом легче холодной на ~ 268 кг.

На рис. 3 представлена принципиальная схема рациональной системы наддува бака горючего. Отбор метана проводится за насосом двигателя, далее он газифицируется на камере двигателя, затем подается в свободный газовый объем бака.

В итоге по апробированной методике [7] проведена оценка влияния вышеприведенных изменений в конструкции ПГСР на энерго-массовые характеристики РН (табл.5).

Таблица 5. Анализ влияния представленных изменений на массу полезной нагрузки

| № | Особенность | Изменение массы ступени, кг | Изменение массы ПГ, кг |
|----------------------------------|--|-----------------------------|------------------------|
| 1. | Система захлаживания тракта горючего | + 32 | – 2 |
| 2. | Увеличение объема бака горючего | + 814 | – 50 |
| 3. | Совмещение нижнего днища бака окислителя и нижнего днища бака горючего | – 1 394 | + 88 |
| 4. | Уменьшение суммарной массы КТ | – 19 802 | – 396 |
| 5. | Наддув бака горючего газифицированным метаном | – 218 | + 14 |
| 6. | Повышение удельного импульса | + 23 | + 920 |
| Суммарное изменение массы | | – 20 500 | + 574 |

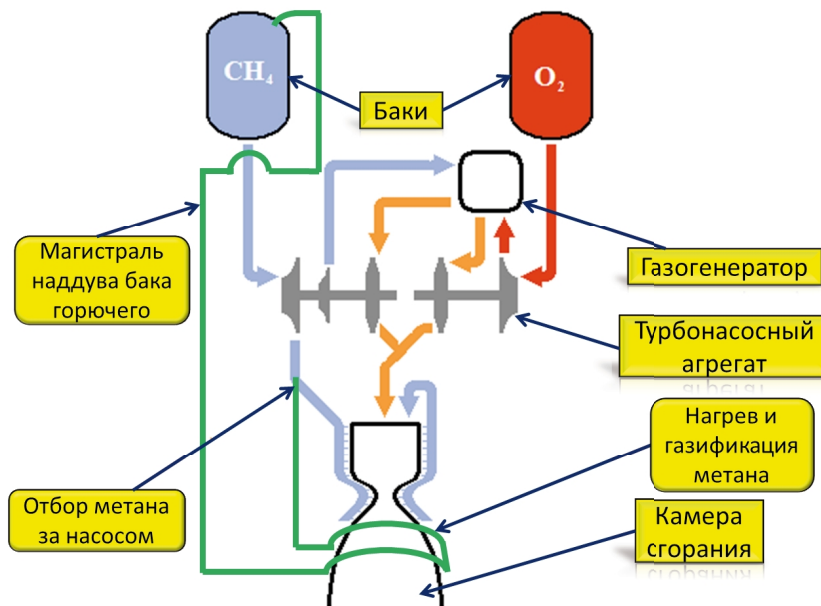


Рис. 3. Принципиальная схема системы наддува бака горючего

Выводы

Анализ влияния изменений конструкции ПГСП на энергомассовые характеристики ступени и РН в целом показал, что для рассматриваемого варианта стартовая масса первой ступени уменьшится на 14%, при этом РН сможет вывести полезный груз приблизительно на полтонны больше.

Таким образом, в ходе комплексных исследований:

- предложена эффективная система захлаживания тракта горючего с применением функции «газ-лифт»;

- увеличен объем бака горючего при уменьшении сухой массы конструкции за счет применения промежуточного днища оптимальной конструкции;

- проанализированы и выбраны наиболее рациональные варианты систем наддува баков окислителя и горючего;

- выполнен анализ влияния применения метана на характеристики ПГСП, определен облик системы и основных ее параметров.

В целом модификация ПГСП под интеграцию двигателей на компонентах метан-кислород при снижении массы ступени на 8% и увеличении ее высоты на 11% приведет к повышению массы полезного груза на ~ 10%.

Выбор наиболее оптимальной пары компонентов топлива для ступени ракеты-носителя является сложной комплексной задачей требующей учета многих факторов, представленные результаты актуальны только для рассматриваемой ступени. Каждое изделие ракетной техники является по своему уникальным и

требует индивидуального подхода для выбора компонентов топлива, учитывая назначение, условия эксплуатации, класс РН, параметры траектории и др.

Литература

1. Burkhardt H. Comparative Study of Kerosene and Methane Propellant Engines for Reusable Liquid Booster Stages [Text] / H. Burkhardt, M. Sippel, A. Herbertz, J. Klevanski // 4th International Conference on Launcher Technology «Space Launcher Liquid Propulsion», Liège, 3-6 Dec. 2002 – p. 4-12.

2. Pempie P. LOX/CH₄ expander upper stage engine [Text] / P. Pempie, L. Boccaletto // 55th International Astronautical Congress, Vancouver 24-29 Oct. 2004 – p. 5-9.

3. Kyoung-Ho, K. Development of “Chase-10” liquid rocket engine having 10tf thrust using LOX & LNG (Methane) / K. Kyoung-Ho, J. Dae-Sung // ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, 9-12 July, 2016 – p. 3-6.

4. Salvatore V. Recent Progress On The Development Of A Lox/Lch₄ Rocket Engine Demonstrator In The Framework Of The Italian Hyprob Program [Text] / V. Salvatore, F. Battista, P. de Matteis, M. Rudnykh, L. Arione, F. Ceccarelli // 64th International Astronautical Congress, Beijing, 28 Oct.-1 Nov., 2013 – p. 4-5.

5. Ринг Э. Двигательные установки ракет на жидком топливе [Текст] : пер. с англ. / Э. Ринг – М.: Мир, 1986. – 113 с.

6. Беляев Н. М. Пневмогидравлические системы. Расчет и проектирование [Текст]: учеб. пособие / Беляев Н.М., Уваров Е.И., Степанчук Е.М – М. : Высшая шк., 1988. – 104 с.

Р. В. Михальчишин, В. І. Рожко. Особливості пневмогідравлічної системи подачі при використанні криогенних компонентів палива «кисень-метан»

Незважаючи на величезний обсяг інформації по розробці рідинних ракетних двигунів на компонентах палива «кисень-метан», на сьогоднішній день відомості щодо вигляду пневмогідравлічних систем подачі палива для цих двигунів практично відсутні. Виконано аналіз оптимальних параметрів пневмогідравлічної системи подачі, в тому числі конструкції баків, системи наддуву, а також заходження трактів живлення двигуна. У статті представлено порівняльне дослідження характеристик метану, гасу і водню в парі з киснем. Показано особливості кожного з цих компонентів.

Ключові слова: метан, гас, кисень, пневмогідравлічна система, компоненти палива, енергетичні характеристики, бак.

R. V. Mykhalchyshyn, V. I. Roshko. Features of supply pneumatic and hydraulic systems when «oxygen-methane» cryogenic propellant components are used

Currently, one of the perspective direction in rocket technology is the methane using as fuel (paired with oxygen). Methane is a kind of trade-off between kerosene and hydrogen.

The aim of the work is to analyze the effect of methane using on the characteristics of the pneumatic and hydraulic systems, the appearance definition of the system and its main parameters. Despite the huge amount of information on the development of liquid-fuel rocket engines with “oxygen-methane” propellant components, at present review information on the pneumatic and hydraulic systems for these engines is practically absent.

An analysis of influence of the structure changing caused methane using on the performance of the first stage and the launch vehicle as a whole has showed that for the considered variant launch mass of first stage decrease by 14%, while the LV be able to increase the payload by approximately half a ton more.

Thus, in the course of complex studies: an effective system for fuel path chilldown with using a “gas-lift” function was proposed; the volume of the fuel tank was increased with reducing of the dry weight of the structure due to the using of an intermediate bottom for optimal design; the most reasonable variant of the pressurization systems for the oxidizer and fuel tanks have been analyzed and selected; an effect of the methane using for LV pneumatic and hydraulic systems is analyzed, the system appearance and main parameters are determined.

In general, the modification of the pneumatic and hydraulic system for the integration of engines on methane-oxygen components with a reduction in the mass of the step by 8% and an increase in its height by 11% will lead to an increase in the payload mass by ~ 10%.

The choice of the most optimal pair of propellant components for the LV stage is a laborious complex task required consideration of many factors, the presented results are relevant only for the stage under consideration. Each product of LV technology is unique in its own way and requires an individual approach for selecting fuel components, taking into account the purpose, operating conditions, LV class, trajectory parameters, etc.

Key words: methane, kerosene, oxygen, pneumatic and hydraulic system, propellant components, energy characteristics, tank.

References

1. Burkhardt H., Sippel M. Herbertz A. Klevanski J. Comparative Study of Kerosene and Methane Propellant Engines for Reusable Liquid Booster Stages. 4th International Conference on Launcher Technology “Space Launcher Liquid Propulsion”. Liège, 2002, pp. 4-12.
2. Pempie P., Boccaletto L. LOX/CH4 expander upper stage engine. 55th International Astronautical Congress. Vancouver, 2004, pp. 5-9.

3. Kyoung-Ho K., Dae-Sung J. Development of “Chase-10” liquid rocket engine having 10tf thrust using LOX & LNG (Methane). ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento, 2016, pp. 3-6.
4. Salvatore V., Battista F., de Matteis P., Rudnykh M., Arione L., Ceccarelli, F. Recent Progress On The Development Of A LOX/LCH4 Rocket Engine Demonstrator In The Framework Of The

Italian Hyprob Program. 64th International Astronautical Congress. Beijing, 2013, pp. 4-5.

5. Ring E. Rocket propellant and pressurization system. Englewood cliffs, Prentice hall, 1964. 86 p. (Russ. ed. : Ring, E. Dvigatel'nye ustanovki raket na zhidkom toplive. Moscow, Mir Publ., 1986. 113 p.).

6. Belayev N.M., Uvarov Ye.I., Stepanchuk Ye.M. Pnevmohidravlicheskie sistemy. Raschet i proyektirovanie [Pneumatic and hydraulic systems. Calculation and designing]. Moscow, "Vischaya shkola" Publ., 1988. 104 p.

7. Pavluk Yu. S. Ballisticheskoye proektirovaniye raket [Rocket ballistic designing]. Chelabinsk, ChGTU Publ., 1996. 64 p.