

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ И МАТЕРИАЛОВЕДЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ В КОСМОС И СПУСКА НА ЗЕМЛЮ АППАРАТА С МАЛЫМИ ПЕРЕГРУЗКАМИ

Нерус М. А.

ГосХНИКЦ «Вектор» НАН Украины, Киев, Украина

Хозяйственное освоение космического пространства на современном этапе развития человечества является необходимостью.

Многие отрасли электроники, лазерной техники, медицины не могут обойтись без новых сверхчистых материалов, которые можно получить только в условиях космоса. А таких материалов надо достаточно много. Только полупроводниковых материалов для электроники уже сегодня надо не менее 40 тысяч тонн. Со временем спрос на совершенные материалы полученные в условиях микрогравитации и космического вакуума будет расти.

Небольшие орбитальные станции типа «Мир» или «МАКС» не могут решить хозяйственных проблем. При массе орбитальной станции «Мир» - 157 тонн, а станции «МАКС» порядка 300 тонн можно вести речь только о лабораторных экспериментах или о технологическом поиске.

Для удовлетворения назревших потребностей человека в сверхчистых материалах в космосе должны работать большие производственно-технологические комплексы массой в несколько тысяч тонн. Такие комплексы необходимо изготавливать на земле и готовыми выводить в космос. Современная ракетная техника не способна выводить в космос одновременно такие большие аппараты [1].

Принцип многоступенчатости, предложенный вначале прошлого века К. Э. Циолковским, радикальным образом расширил возможности реактивной техники. Однако, стоящие перед человечеством сегодня задачи по широкомасштабному хозяйственному освоению космического пространства не могут быть решены при использовании имеющийся ракетно-космической техники. Очевидным является то, что Принцип многоступенчатости ракет исчерпал свои возможности развития.

Согласно уравнению

$$V_p = \bar{U}_0 \ln \mu_k, \quad (1)$$

где \bar{U}_0 - скорость истечения, средняя за время работы двигателя; μ_k - массовое число реактивного аппарата – отношение масс аппарата в момент старта M_0 и в момент окончания работы двигателя M_k , иного и не следовало ожидать, т.к. в конечной массе аппарата M_k , только весьма малую часть составляет масса полезного груза, а осталь-

ное – масса паразитного груза (топливные баки, топливная аппаратура, двигатели и др.) [2].

Попытки решить проблему путем строительства больших ракет, т.е. экстенсивным способом, наоборот усугубляют её.

При постройке экономичных ракет-носителей следует применять новый более эффективный «Принцип неограниченной дискретности ракет». Новый принцип постройки ракет обеспечивает большее присутствие части полезного груза в конечной массе ракеты M_K , а самое главное создает неограниченные возможности интенсивного развития ракет, т.е. улучшения их эксплуатационных характеристик без увеличения массы.

Принцип неограниченной дискретности заключается в том, что ракета состоит из неограниченного множества дискретных реактивных силовых элементов (РеСЭЛ) собранных в единый силовой агрегат по схеме, обеспечивающей наибольший тяговый коэффициент полезного действия движителя.

При таком принципе построения ракет более легко решаются энергетические и материаловедческие проблемы.

В малых объемах можно применять смесевые высокотемпературные высокоэнергетические топлива, а в конструкциях РеСЭЛов могут применяться легкие, сверхпрочные или сгораемые материалы. При применении высокоэнергетических топлив в рабочем теле будут присутствовать парциально компоненты с разными скоростями истечения (например, Li_2O , Al_2O_3 , B_2O_3 , CO_2 , N_2 , H_2 и др.). В таком случае расчет конечной скорости ракеты следует осуществлять по парциальному уравнению Циолковского с учетом разных скоростей истечения компонентов рабочего тела

$$V_p = \bar{U}_1 \ln \mu_1 + \bar{U}_2 \ln \mu_2 + \dots + \bar{U}_i \ln \mu_i, \quad (2)$$

где $\bar{U}_1, \bar{U}_2, \dots, \bar{U}_i$ - скорость истечения отдельных компонентов рабочего тела, среднее за время работы двигателя; $\mu_1, \mu_2, \dots, \mu_i$ - массовое число ракетного аппарата – отношение масс аппарата в момент старта $M_{01}, M_{02}, \dots, M_{0i}$ только с одним из компонентов рабочего тела к массе аппарата в момент окончания работы двигателя M_K .

1. Дискретные ракетные системы

1.1. Дискретная гирляндная ракетная система Неруса показана на Рис.1. ДиГРСН состоит из гирлянд-цепочек реактивных силовых элементов собранных в пакет. Рис.1,а; Рис.1,б.

РеСЭЛы собраны между собой в гирлянду-цепочку по одной оси таким образом, что при полном выгорании топлива в мини-двигателе предшествующего силового элемента 1, срабатывает пороховой вышибной заряд 3, корпус 1 отработавшего мини-двигателя выстреливается со скоростью U_e , после чего начинает работать реактивный

силовой элемент 2. И так происходит по всей длине цепочки. В пакете реактивные силовые элементы одного слоя работают одновременно.

Выстреливание корпусов отработавших мини-двигателей можно считать как истечение одного из компонентов рабочего тела со скоростью U_b .

При этом суммарный (полный) импульс ракетного аппарата будет равен сумме количества движения от истечения основного рабочего тела $I_{от}$ и количества движения от выстреливания корпусов отработавших РеСЭЛов $I_{вк}$.

$$I_{\Sigma} = I_{от} + I_{вк} = m_{от} \bar{U}_0 + m_k \bar{U}_g, \quad (3)$$

где $m_{от}$ – масса основного топлива; m_k – масса выстреливаемых корпусов.

1.2. Дискретная пирамидная ракетная система Неруса показана на Рис.2. ДиПРСН наиболее выгодна с энергетической точки зрения для экономичной доставки груза в космос. Дискретная пирамидная ракетная система состоит из реактивных силовых элементов $(1, 2 \dots i)$ собранных в пирамидный силовой агрегат так, что корпуса предшествующих отработавших мини-двигателей являются расширительным соплом для газов, вытекающих из последующего работающего мини-двигателя. Корпуса отработавших мини-двигателей сгорают как дополнительное топливо в процессе работы последующего мини-двигателя.

Расчет скорости ракетного аппарата производят по формуле (1) с учетом скорости выстреливания U_b отработавших корпусов мини-двигателей для ДиПРСН или скорости истечения рабочего тела U_c от сгорания корпусов отработавших мини-двигателей ДиПРСН

$$V_p = \bar{U}_0 \ln \mu_{k1} + (\bar{U}_g, \bar{U}_c) \ln \mu_{k2}, \quad (4)$$

где \bar{U}_0 – скорость истечения основного рабочего тела, среднее за время работы силового агрегата; μ_{k1} – массовое число ракетного аппарата - отношение массы аппарата в момент старта M_0 (без учета массы выстреливаемых или сгораемых корпусов мини-двигателей) к массе аппарата в момент окончания работы силового агрегата M_k ; \bar{U}_g, \bar{U}_c – скорости выстреливания корпусов отработавших мини-двигателей и истечения газов от их сгорания, среднее за время работы силового агрегата; μ_{k2} – массовое число ракетного аппарата - отношение массы аппарата в момент старта M_0 (без учета массы основного топлива) к массе аппарата в момент окончания работы силового агрегата M_k .

Улучшение рабочих характеристик ракет-носителей расширяет их возможности по выведению в космос больших технологических объектов. Размеры таких объектов должны быть достаточно большими, чтобы на них можно было создавать искусственную гравитацию и надежную защиту от различных воздействий космоса, что обеспечит безопасное обживание космического пространства и его хозяйственное использование.

2. Орбитальная станция – космический порт

Перспективным для освоения космического пространства является изготовление и полное оснащение на земле больших орбитальных станций – космопортов. Проект Орбитального Космопорта показан на Рис.3.

Расчеты показывают, что для выведения в космос Космического порта массой 3500 тонн на круговую орбиту высотой до 500 км необходимы дискретные пирамидные ракетные системы общей массой 21500 тонн. При современном состоянии науки и техники такая задача человечеству уже сегодня по плечу. Нет сомнения в том, что предлагаемый Космопорт придет на смену орбитальной станции «МАКС» через 12...15 лет. Новые дискретные ракетные системы и Космический транспорт «Котран» позволят по-новому решать проблему доставки на орбиту и спуска на землю с малыми перегрузками 1...3 ед. обслуживающего персонала, ученых, туристов.

При наличии в космосе Космопорта, многие грузы на него можно будет отправлять с помощью артиллерийских вакуумных систем «Арогее-N» [3].

Создание технологического ряда космической техники нового поколения, включающего весь комплекс необходимой техники выведения аппаратов на орбиту и возвращения их на землю, станций обитания и работы в космосе обеспечит экономически выгодное и безопасное хозяйственное освоение космического пространства.

1. Кондратюк Ю.В. Завоевание межпланетных пространств. – М.: Оборонгиз, 1947
2. Алемасов В.А. Теория ракетных двигателей. – М.: Оборонгиз, 1962
3. Нерус М.А. Из пушки – на Луну, или гиперсверхзвуковое метание снаряда. – «Арсенал XXI века», №2, 1999. – с.44-45

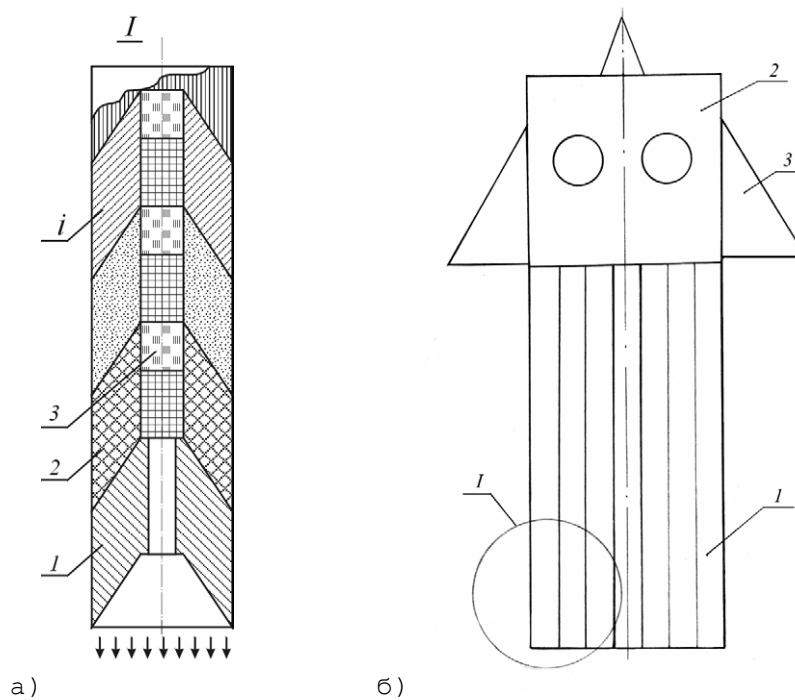


Рис.1. Дискретная гирляндная ракетная система Неруса ДиГРСН.

а) гирлянда-цепочка реактивных силовых элементов РесЭЛов,

б) гирляндная пакетная ракета-носитель.

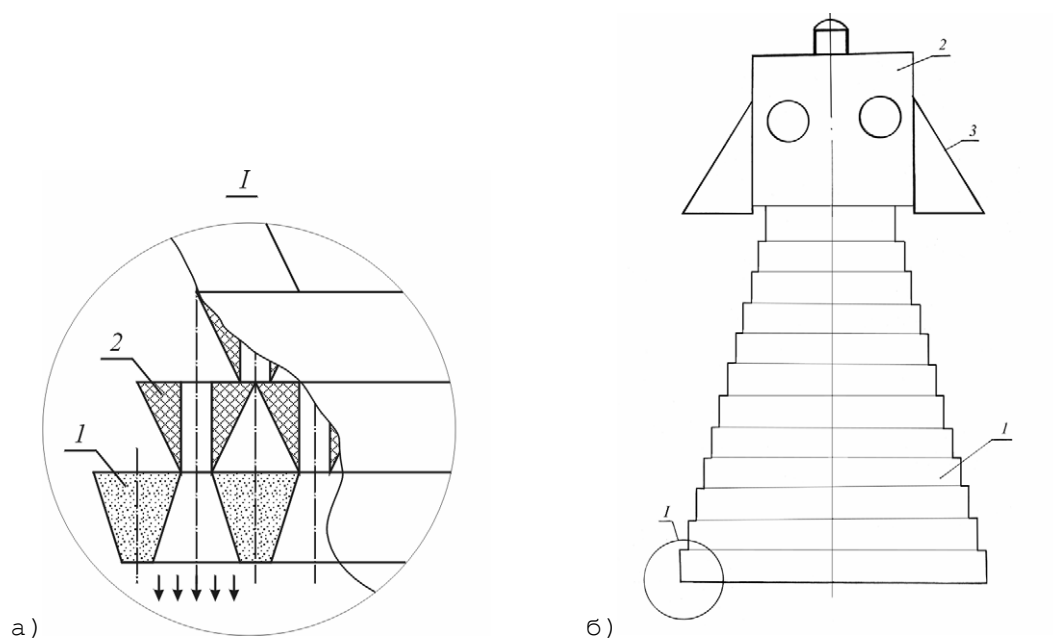


Рис.2. Дискретная пирамидная ракетная система Неруса ДиПРСН.

а) дискретный пирамидный силовой агрегат,

б) пирамидная пакетная ракета-носитель.

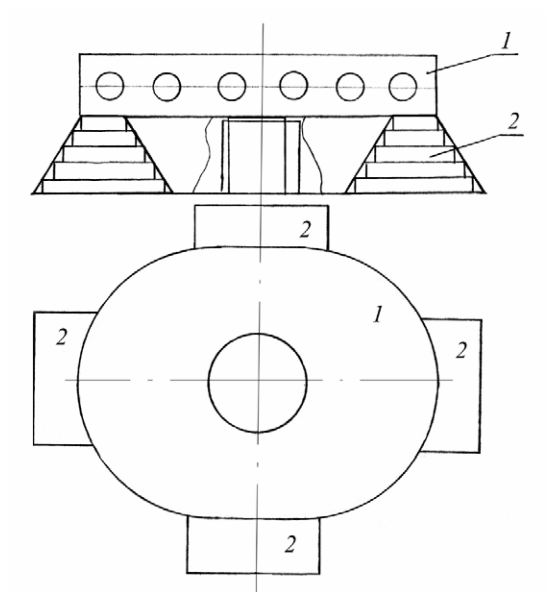


Рис.3. Орбитальная станция Космопорт.

- 1) орбитальная станция,
- 2) дискретный пирамидный силовой агрегат.