

АНАЛИЗ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ РАЗГОННОГО БЛОКА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РАЗЛИЧНЫХ МАРШЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Необходимость решения социально-экономических задач, развитие средств связи, проведение фундаментальных научных исследований в дальнем космосе, изучение планет Солнечной системы требуют создания более совершенных средств выведения. Масса и количество полезных нагрузок как отечественных, так и зарубежных, требующих выведения на геопереходные, геостационарные и другие орбиты, постоянно увеличиваются. Ракетносители не обеспечивают прямого выведения полезных грузов на указанные орбиты или отлетные траектории, что вызывает необходимость применения разгонных блоков (РБ).

От оптимального выбора характеристик маршевого двигателя (МД) разгонного блока зависит успешная эксплуатация космической системы. К характеристикам маршевого двигателя относятся его масса, тяга и удельный импульс.

При этом среди используемых и перспективных жидкостных ракетных двигателей для разгонных блоков можно выделить два основных вида топлива — нафтали (керосин) и жидкий водород, которые заметно различаются по значению удельного импульса (320–380 кгс с/кг — для керосиновых и 420–480 кгс с/кг для водородных двигателей).

Если масса двигателя включена в сухую массу разгонного блока, то в дальнейшем ее можно не рассматривать как отдельный параметр и к основным характеристикам разгонного блока можно отнести:

- сухая масса конструкции $M_{\text{сух}}$;
- максимальная масса заправки топливом M_T .

Таким образом, рассматриваемыми характеристиками разгонного блока является тяга и удельный импульс маршевого двигателя, а также сухая масса РБ и максимально возможная масса заправляемого топлива.

Проектирование РБ начинается с формирования перечня целевых орбит, для которых предполагается его использование. При этом спектр орбит, как правило, заранее определяют достаточно широким. Условно целевые орбиты можно разделить на группы по величине потребной характеристической скорости, причем одна и та же конечная орбита может входить в различные группы в зависимости от условий запуска.

При этом затраты характеристической скорости находятся в довольно широком диапазоне (таблица 1).

Таблица 1 – Затраты характеристической скорости

Конечная орбита	Космодром	Начальная масса	Потребная V_k
		ГБ, кг	м/с
Солнечно-синхронная	Байконур	6500	350-1200
		9200	1100-2000
Круговая орбита высотой 2000 км	Байконур	8000 -9400	1000 -1400
Круговая орбита высотой 20000 км	Байконур	8000 - 8500	3600 - 3750
Высокая эллиптическая орбита	Байконур	8000-9400	2620-3020
Геопереходная	Байконур	7300-8300	3700-3900
Геопереходная	Куру	8000-10000	2400-2900
Геостационарная	Байконур	7300-7500	4900-4950
Геостационарная	Куру	8000-8200	3850-3890

Рассмотрим четыре группы целевых орбит, на которые может доставляться полезная нагрузка.

1. Средние круговые (СКО) и солнечно-синхронные орбиты (ССЩ) при выведении с космодрома Байконур с потребной характеристической скоростью от 350 до 2000 м/с.

2. Геопереходная орбита при выведении с космодрома Гвианского космического центра (Куру) и высокая эллиптическая орбита при выведении с Байконура с потребной характеристической скоростью от 2400 до 3000 м/с.

3. Высокая круговая и геопереходная орбиты при выведении с Байконура, геостационарная орбита при выведении с космодрома Гвианского космического центра с потребной характеристической скоростью от 3600 до 4000 м/с.

4. Геостационарная орбита (ГСО) при выведении с Байконура с потребной характеристической скоростью до 5000 м/с.

Разгонный блок проектируется как универсальное средство выведения, т.е. с учетом максимально полного охвата различных целевых орбит. В качестве примера, рассмотрим схемы перелета на ССО, СКО и ГСО с космодрома Байконур по трассам с различными наклонениями.

По затратам характеристической скорости на реализацию заданной программы можно по формуле Циолковского определить величину массы полезного груза, выводимого РБ.

На рисунке 1 представлены результаты моделирования полета РБ на конечные (целевые) орбиты для различных вариантов маршевых двигателей (327 кгс с/кг – аналог РБ "Фрегат", 360 кгс с/кг – улучшенный вариант, 472 кгс с/кг – использование кислородно-водородных ракетных двигателей – КВРД).

Для каждого варианта на графике представлен диапазон выводимых масс и нанесены линии, соответствующие достижению целевых орбит. При возрастании массы головного блока (ГБ), выводимой ракетоносителем (РН), увеличение конечной массы ГБ происходит по этим линиям.

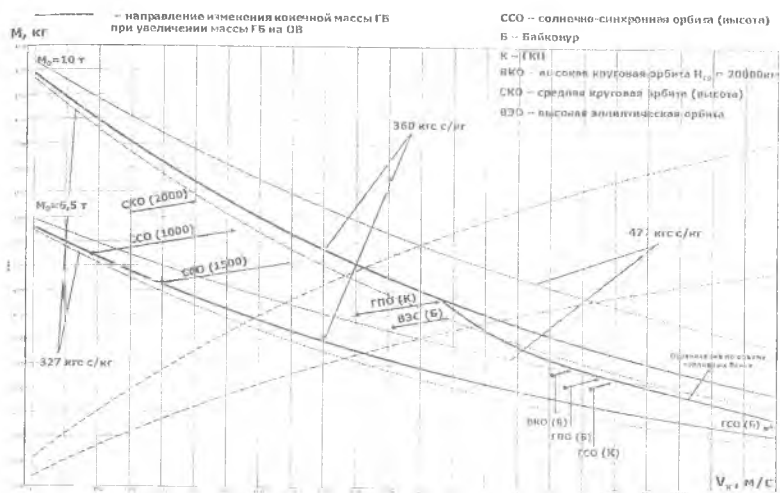


Рис. 1. Энергетические возможности разгонного блока

Систематизируем полученные результаты:

1. Масса выводимых грузов для первой группы орбит может составлять от 3600 до 5300 кг (для промежуточного варианта МД). При этом в зависимости от массы ГБ на орбите выведения (ОВ) разница между МД с удельными импульсами 327 и 360 кгс/кг может составлять от 120 до 300 кг в пользу улучшенного варианта МД. При использовании кислородно-водородного двигателя (КВРД) разница составит от 300 до 900 кг в пользу КВРД. При этом увеличение конечной массы также можно добиться выведением с помощью РН ГБ большей массы, т.е. движением по стрелке, представленной на рисунке 1.

2. Масса выводимых грузов для второй группы орбит составляет от 2800 до 3400 кг, при этом разница между керосиновыми МД составляет порядка 230 - 340 кг. В этой группе начинают действовать ограничения, обусловленные максимально возможной заправкой топлива (рассматривается заправка 5700 кг). Разница с КВРД составляет 570 - 950 кг.

3. Масса выводимых грузов для третьей группы орбит составляет от 1500 до 2000 кг, при этом разница между керосиновыми МД составляет 240 - 350 кг. В этой

группе масса топлива уже играет роль главного ограничивающего фактора. Разница с КВРД может составлять от 640 до 990 кг.

4. Масса выводимых грузов для четвертой группы орбит составляет от 1800 до 1830 кг, при этом разница между керосиновыми МД составляет 250 – 360 кг и порядка 700-1000 кг в пользу КВРД.

По представленным результатам можно сделать следующие выводы:

1. Наибольший выигрыш получается при использовании "тяжелых" ГБ, при этом в зависимости от целевой орбиты преимущество улучшенного варианта МД составляет 300 – 360 кг, КВРД от 900 до 1000 кг.

2. Ограничение по массе топлива (5700 кг) является существенным для трех групп целевых орбит и завышенным для первой группы. Это позволяет сделать вывод, что универсальность РБ должна обеспечиваться применением двух (или более) вариантов топливных баков.

Библиографический список

1. Д.Е. Охочимский, Ю.Г. Сихарулидзе Основы механики космического полета М.: "Наука", Физматгиз, 1990.
2. Этапы модернизации РБ "Фрегат" // А. Копик (по материалам НПО имени С.А.Лавочкина), Новости космонавтики, 2007, №3.
3. РБ "Фрегат" - максимальная эффективность при минимальных затратах // В.Л. Асюшкин, С.В. Ишин, К.М. Пискадзе, Г.М. Полищук, К.И. Смирнов, Полет, 2006, №10.