

УДК 629.7

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЫБОРА ДВИГАТЕЛЕЙ НА СОСТАВЛЯЮЩИЕ ПОТРЕБНОЙ СКОРОСТИ РАКЕТ, ЗАПУСКАЕМЫХ СПОСОБОМ ВОЗДУШНОГО СТАРТА

© Уперчук Р.А., Сачук Д.В., Старинова О.Л.

e-mail: uperchuk.roman@yandex.ru

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара, Российская Федерация

Идея воздушного старта ракеты-носителя (РН) с использованием самолёта-носителя (СН) привлекает внимание разработчиков ракетно-космической техники последние 30-40 лет. Разработка космических транспортных систем с использованием воздушного старта проводится в США, России, Украине, Израиле, Китае и других странах [1].

В данной работе проводится установление зависимости между выбором ракетного двигателя и составляющими потребной скорости для выведения полезной нагрузки на низкую круговую орбиту с высотой $h = 180$ км. Запуск РН проводится с экватора, с высоты 12 км. Масса топлива составляет 0,95 полной массы ракеты; РН является одноступенчатой; начальный угол наклона траектории РН $\varphi = 55^\circ$ и изменяется по постоянному закону до 90° . СН имеет крейсерскую скорость 0,9 М. В расчёте потребной скорости учитывается, что РН при отстыковке от СН приобретает инерционную надбавку скорости от СН, составляющую $V_{ин} = kV_{СН}$, где $k = 0,9$; $V_{СН}$ – крейсерская скорость СН [2].

Вычисление интеграла силы тяги проводилось через замену его на формулу Циолковского [2]. В связи со значительным понижением плотности воздуха и максимальной скорости ветра в стратосфере коэффициент сопротивления РН принят за константу. Ускорение свободного падения на интервале низких высот принято за константу. Вычисление интегралов аэродинамического сопротивления, гравитационной силы и потерь, возникающих на срезе сопла, проводилось путём замены переменной времени на относительную массу.

Выборка составлена из 10 двигателей отечественного и зарубежного производства. Результаты вычислений оформлены при помощи Microsoft Excel и представлены на рисунке.

		Параметры двигателя							Результаты						
		I (м/с)	ds (м)	R1 (кН)	dm (кг/с)	RD (кН)	m0 (кг)	Vid*10 ³	n	ω *10 ⁻⁵	Va*10 ⁻⁴ (км/с)	Vg (км/с)	Vr (км/с)	ΔV (км/с)	Vпотр (км/с)
1	КБ Химовтоматики РД-0109	3170	1,10	49,5	15,603	54,5	2420	9,496	2,296	34,62	5,593	419,299	154,498	573,7976	10069,5554
2	КБ Химовтоматики РД-0124	3522	2,4	260,37	83,56	294,3	9000	10,55	2,949	9,308	4,837	362,649	171,039	533,6885	11083,4463
3	КБ Химовтоматики РД-0110	3195	2,4	264,7	82,84	297,7	8170	9,571	3,714	10,25	3,484	261,192	135,703	396,8953	9967,65316
4	КБ Химовтоматики РД-0210	3200	1,47	575,02	179,694	588,6	11310	9,586	5,305	7,407	2,443	183,163	25,789	208,9522	9794,71005
5	Rockedyne H-1	2795	1,08	912	326,18	991	20000	8,376	50,51	41,89	0,2242	16,809	7,224	24,03302	8399,79083
6	Aerojet LR87-AI-5	2894	1,14	956	330,339	1054	17660	8,67	6,084	4,744	1,927	144,442	7,833	152,2752	8822,033
7	КБ Химовтоматики РД-0120	4462	2,42	1920	430,3	1962	69000	13,37	2,899	1,214	6,235	467,439	29,237	496,6766	13866,4344
8	НПО Энергомаш РД-191	3309	2,1	1923	581,142	2086	46315	9,913	4,591	1,809	2,919	218,852	15,357	234,2093	10146,9671
9	Rockedyne RS-68	4022	2,438	2892	719,045	3316	134940	12,05	2,505	0,6208	6,503	487,544	15,826	503,3707	12553,1285
10	Rockedyne F-1	2943	3,76	6770	2303	7770	182300	8,816	4,289	0,4595	2,779	208,339	11,907	220,2463	9036,00409

Рис. Результаты расчётов

Результаты вычислений показали, что зависимость идеальной скорости от тяги двигателя наиболее точно описывается аппроксимационной кривой $V_{ид}(P) = -2 \cdot 10^{-4} P^2 + 1,6P + 8915$ где P – сила тяги, $кН$ [3]. Аэродинамические и гравитационные потери изменяются неоднозначно, уменьшаясь и увеличиваясь. При расчётах с учётом реальных условий аэродинамическими потерями скорости можно пренебречь ввиду их малости. Потери характеристической скорости на срезе сопла двигателя описываются аппроксимационной степенной функцией $V_R(P) = 24203P^{-0,66}$. Графики зависимостей массы РН и суммарных потерь от тяги двигателя представлены на рис. 2. Данную зависимость можно представить в виде аппроксимирующей кусочной функции

$$V_{\Sigma}(P) = \begin{cases} -2 \cdot 10^{-5} P^2 - 0,6184 P + 639,43 & (0 \leq P \leq 1000, кН) \\ 3 \cdot 10^{-9} P^3 - 7 \cdot 10^{-5} P^2 + 0,3942 P - 183,59 & (1000 \leq P \leq 7000, кН) \end{cases}$$

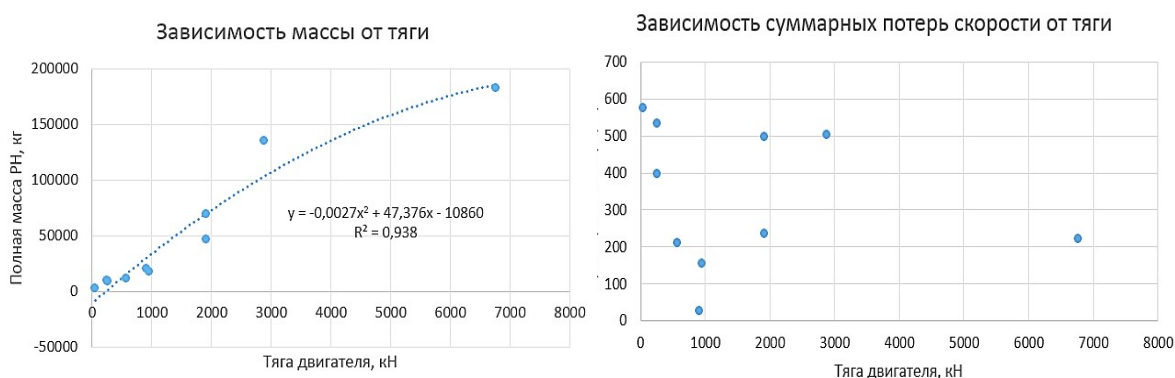


Рис. 2. Результаты обработки данных

Формулы, полученные в результате статистической обработки данных, могут быть использованы при проектировочных расчётах двигателей РН в первом приближении. Точность может быть повышена путём более детального расчёта массово-габаритных характеристик РН.

По результатам проведённого исследования получено, что наиболее выгодным в поставленной задаче является использование ракетного двигателя Rockedyne Н-1, который обеспечивает наименьшую требуемую скорость РН.

Библиографический список

1. Сихарулидзе, Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов [Электронный ресурс] /Ю.Г. Сихарулидзе. – 2-е изд. (эл.). – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. – 407 с.
2. Куренков, В.В. Основы автоматизированного проектирования [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие /В.И. Куренков, А.А. Панков, – Самара: Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва (нац. исслед. ун-т), 2012. – 236с.
3. Самарский, А.А. Численные методы [Текст]: учеб. пособие для вузов /Самарский А.А., Гулин А.В. – М.: Наука, Гл. ред. физ-мат. лит., 1989. – 432 с.