



Всероссийская студенческая конференция "Студенческая научная весна", посвященная 170-летию В.Г. Шухова - секция аэрокосмического факультета МГТУ им. Н. Э. Баумана



Выбор проектных параметров легкой ракеты-носителя с воздушным стартом

Подготовила студентка гр. АК2-82 Крюкова М.О.

Научный руководитель: д.т.н., проф. каф. СМ-2 Щеглов Г.А.

Актуальность

94% космических аппаратов, запущенных в 2021 году – малые спутники

37% - В 2021 году запущено 37 процентов от общего числа малых спутников, запущенных за 10 лет (а за 2020 и 2021 – 69 процентов)

Требования

Кастомизация орбиты

Оперативность выведения

Удешевление технологий

Сверхлёгкие ракеты-носители



РН Электрон



РН Старт-1

Ресурсы

Ил-76МД-90А	
Максимальная взлетная масса	210 т
Масса пустого	88,5 т
Грузоподъемность	60 т
Объём топлива	109000 л
Максимальная тяга	4x16000 кгс
Скорость	
Крейсерская	780-850 км/ч
Размеры грузовой кабины (ГК)	
Длина	20,54 м
Ширина	3,45 м
Высота	3,4 м

Для определения наилучших характеристик были рассмотрены следующие топлива



Топлива	
Горючие	Окислитель
Керосин	Жидкий кислород
Несимметричный диметилгидразин (НДМГ)	Тетраоксид диазота
Жидкий водород	Жидкий кислород
Жидкий метан	Жидкий кислород

Первый участок полета

Сила лобового сопротивления

где C_x – безразмерный аэродинамический коэффициент,
 ρ – скоростной напор, S – площадь миделя

Компоненты вектора ускорения свободного падения

где g – гравитационный параметр Земли

Зададим начальные условия, обусловленные использованием воздушного старта:

Первый участок полета

Поиск оптимальной программы изменения вектора тяги методом максимума
Л.С. Понтрягина

Введем вспомогательные функции ψ_k ($k=1,2,3,4$)

- направляющие косинус и синус вектора тяги

- угол тангажа

Сопряженная система четырех ОДУ:

Начальные условия:

Первый участок полета

Массовый анализ

Тяга двигателя первой ступени

- массовый расход двигательной установки, кг/с

Закон изменения массы РН

- стартовая масса РН, кг

Критерий завершения первого участка полета

- остаточный скоростной напор, допустимый для раскрытия створок обтекателя с точки зрения безопасности полезной нагрузки (ПН)
- длительность первого участка

Второй участок полета

Аналогично первому участку введем новые вспомогательные функции ψ_k ($k=1,2,3,4$)
Получаем систему из восьми ОДУ с восьмью начальными условиями

В конце второго участка движение РН должно удовлетворять двум условиям:

- *достижение первой космической скорости на орбите выведения (ОВ)*
- *направление вектора скорости по касательной к ОВ*

Второй участок полета

Массовый анализ

Тяга двигателя второй ступени

Закон изменения массы РН

- масса РН в начале второго участка
- конечная масса на первом участке
- масса топлива, израсходованного на первом участке
- масса конструкции двигательной установки первой ступени

Критерий завершения второго участка полета

Полученные проектные параметры

			Первая ступень			Вторая ступень				
Горючие	Окислитель	Масса ПН, кг	ДУ	I уд, м/с	Тяга, кН	ДУ	I уд, м/с	Тяга, кН	Длина РН, м	Масса РН, т
Керосин	O2ж	450	РД-107А	3070	840	РД-0124	3067	125,3	18,72	24,5
НДМГ	N2O4	400	РД- 0233	2795	520	РД-0235	3139	240	19,07	24,5
H2ж	O2ж	250	Вулкан*	4223	900	YF-75D*	3106	176,5	50,05	25
СПГ	O2ж	200	Раптор*	3210	1810	РД-0177	3449	833	24,08	30

* - иностранные двигатели, на основе которых может рассматриваться дальнейшая разработка

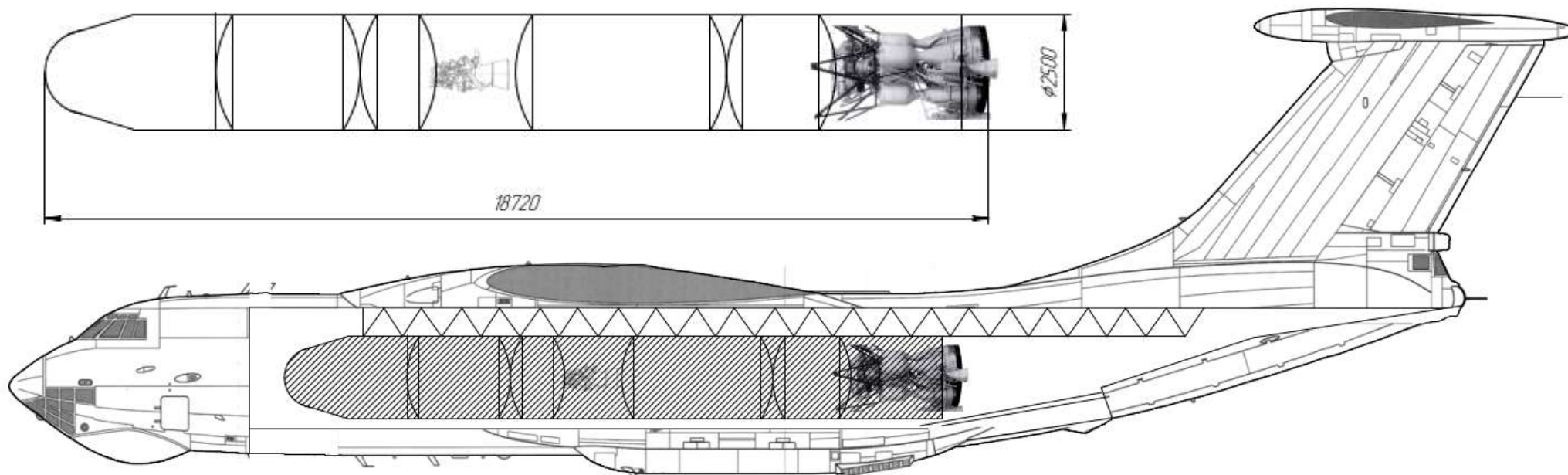
Полученные проектные параметры

Параметры головного обтекателя (прототип РН «Старт»):

Длина – 3,454 м

Диаметр – 2,5 м

Масса РН – 24,5 т



Результаты

В ходе данной работы были получены проектные параметры для двухступенчатой ракеты-носителя с воздушным стартом для выведения на НОО малых космических аппаратов.

Был выбран наилучший вариант комбинации окислитель+горючие, позволяющий при коэффициенте весового совершенства выводить 450 кг полезной нагрузки на орбиту высотой 230 км.

Список литературных источников

1. Шульга А.А., Щеглов Г.А. Баллистическое проектирование ракеты-носителя со спасаемым головным обтекателем. Инженерный журнал: наука и инновации, 2021, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-9-2109>
2. Короткий С.А. Анализ проектных параметров аэроупругой динамики старта аэрокосмической системы из самолета носителя с учетом интенсивного вихреобразования. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02. – МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 2010 - 121 с.
3. Беляев А.В., Зеленцов Вл.В., Щеглов Г.А. Средства выведения космических летательных аппаратов. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007, 56 с.

Благодарю за
внимание!