

Лига Старший ГИРД

1. Обязательное Техническое задание (**Основная миссия**)

Разработка и создание ракеты-носителя для выведения на высоту не менее 400 м массогабаритного макета аппарата РЛ (цилиндр диаметром 66 мм, высотой 220 мм, массой 350 гр) с собственной системой спасения.

1.1. Механическая часть (Конструкция и Система спасения)

1.1.1. Масса изделия не ограничена.

1.1.2. Двигательная установка должна быть рассчитана на использование соответствующего стандартного двигателя с суммарным импульсом не более 300 Н*с.
(высота полёта 400-1000 м)

1.1.3. Изделие должно иметь парашютную или иную систему спасения.
(скорость снижения 5-10 м/с как минимум в последние 10 секунд снижения перед приземлением)

1.2. Электроника (Бортовое оборудование)

1.2.1. Измерение параметров:

- высоты полета относительно точки старта;
- значения скоростей полёта (кажущихся скоростей) по трём осям;
- значений ускорений (кажущихся ускорений) по трём осям;
- горизонтального удаления от точки старта.

1.2.2. Фиксация этапов полёта:

- факт старта ракеты-носителя;
- факт достижения апогея;
- факт выдачи команды на срабатывание системы спасения;
- факт отделения массогабаритного макета;
- факт приземления ракеты-носителя;
- факт запуска двигателя очередной ступени (для многоступенчатых ракет).

1.2.3. Передача полученных данных по радиоканалу на собственную приёмную станцию или запись данных на энергонезависимую память.

2. Обязательное Техническое задание (**Дополнительная миссия**)

Команда обязана разработать и реализовать как минимум одну доп. миссию по своему усмотрению. Доп. миссией может считаться и значительная модернизация или особая реализация части основной миссии.

Команда может разработать и реализовать любую доп. миссию по своему усмотрению.

Примеры возможных доп. миссий приведены в пункте 4.2.

3. Обязательные **требования** к реализации изделия.

3.1. Общие требования

3.1.1. Изделие должно быть предназначено для осуществления не менее двух пусков.

3.1.2. Система питания должна:

- обеспечивать работу бортового оборудования не менее 3 часов;
- быть либо легко доступной для замены аккумулятора в полевых условиях, либо с возможностью подзарядки без разбора изделия.

Примечание: на замену аккумулятора выделяется не более 5 минут.

3.1.3. В случае разработки собственной пусковой установки:

- Штатное время развёртывания должно быть не более 1 часа;
- Конструкция пусковой установки должна обеспечивать безопасность стартовой команды. Например:
 - стартовая установка должна быть устойчивой к воздействию бокового ветра со скоростью 5-10 м/с,
 - крепления СУ должны исключать возможность опрокидывания,
 - Фиксаторы угла наклона направляющей должны надёжно фиксировать угол наклона.

3.2. Требования к **Механической части** изделия.

3.2.1. Во время полета внутри ракеты и в процессе отделения МГМ не должен испытывать перегрузки выше 12g.

3.2.2. Конструкция изделия должна обеспечивать безопасность стартовой команды:

- В случае использования таких систем (решений) как:
 - вышибной заряд в системе спасения, который инициируется бортовым оборудованием,
 - система поджига двигателя в механизме запуска ступени (в многоступенчатой ракете-носителе),необходимо реализовать взведение такой системы непосредственно перед пуском изделия;

Примечание 1: команда должна обеспечить физическую невозможность срабатывания таких систем до фактического пуска изделия. Например, может использоваться чека или концевой переключатель для взведения системы.

Примечание 2: команда должна продемонстрировать работу этих систем во время Заочного допуска и Предстартовой проверки при помощи безопасных макетов воспламенителей на основе светодиодов. Подробная процедура указана в Приложении 3 "Регламент проведения этапов Чемпионата".

3.2.3. Конструкция изделия не должна содержать металлические материалы (за исключением элементов узлов креплений).

3.2.4. Конструкция изделия не должна содержать компонентов, свободный оборот которых не допускается законодательством РФ.

3.2.5. Конструкция изделия должна обеспечивать возможность установки бортового самописца (БС) Организаторов с габаритами 84x30x18 мм, массой 30 г.

- Конструкция изделия должна обеспечивать неподвижность БС на протяжении всего полета;
- Конструкция изделия должна защищать БС от ударов при падении.
- Конструкция изделия должна защищать БС от воздействия продуктов сгорания ракетного топлива или вышибных зарядов.
- Конструкция изделия должна обеспечивать вентиляцию отсека для БС, с целью выравнивания давления.

Примечание 1: В стенках отсека для БС по всей окружности корпуса ракеты на равном расстоянии друг от друга располагают вент-отверстия диаметром не менее 1,5 мм в количестве не менее 8 шт.

Примечание 2: В случае, если отсек под БС расположен в головном обтекателе ракеты, пояс с вент-отверстиями должен располагаться на расстоянии не менее 2 диаметров (калибров) от носа головной части.

3.2.6. Конструкция ракеты-носителя должна обеспечивать возможность запуска с пусковой установки Организаторов.

Примечание 1: Подробное описание и габариты пусковых установок Организаторов можно найти в Приложении 6 "Наземное оборудование".

Примечание 2: В случае разработки командой собственной пусковой установки данное требование не предъявляется.

- 3.2.7. Суммарный полный импульс всех двигательных установок изделия должен быть не более 400 Н*с включительно.
- 3.2.8. В случае разработки многоступенчатых ракет-носителей Двигательная установка должна быть рассчитана на использование соответствующего стандартного двигателя до 300 Н*с включительно, а суммарный импульс всех двигателей изделия не должен превышать 400 Н*с.

3.3. Требования к **Электронике** (Бортовому оборудованию).

- 3.3.1. Бортовое оборудование должно иметь возможность включения/выключения при помощи переключателя (пример: чека, тумблер, клавишные переключатели, коммутирующие силовой транзистор).
- 3.3.2. Скорость измерения и записи данных на энергонезависимую память должна быть не менее 20 измерений в секунду для инерциальных данных. Для прочих данных допускается меньшая скорость наличия ограничений датчиков.

3.4. Требования к **радиопередаче** (при наличии)

- 3.4.1. Все параметры радиопередачи (настроек радиомодуля) должны быть указаны в Пояснительной записке.
- 3.4.2. Канал радиопередачи, скорость передачи, мощность и наличие контрольной суммы должны быть указаны в Пояснительной записке.
- 3.4.3. Частота отправки пакетов данных должна осуществляться не менее 10 раз в секунду.
- 3.4.4. Мощность радиопередачи не должна превышать 1 Вт.

4. Рекомендации по реализации изделия

4.1. Общие рекомендации.

- 4.1.1. Рекомендуется наличие изделия-дублёра.
- 4.1.2. Изделие может быть собрано с использованием компонентов конструктора «Курск» для ЮЛ или конструктора «Курск-Электроника» для МЛГ, поставляемых Организаторами.
- 4.1.3. Рекомендуется устанавливать максимальную мощность радиопередачи для уверенного приёма.
- 4.1.4. Записываемые на энергонезависимую память данные рекомендуется формировать по следующему формату:

TeamID;Time;Altitude;Ax;Ay;Az;Gy;Gx;Gz;Mx;My;Mz;Pressure;Temperature;Start flag;*other flags*;Landing flag;UserData \n

где:

TeamID – код команды, 2 символа. Код команды выдается Организаторами по прохождению Заочной сессии;

Time – время с момента включения бортового оборудования, в мс;

Altitude – высота, относительно уровня старта, в см;

Ax – Ускорение по оси X, в мг;

Ay – Ускорение по оси Y, в мг;

Az – Ускорение по оси Z, в мг;

Gx – Угловая скорость относительно оси X, в мрад/с;

Gy – Угловая скорость относительно Y, в мрад/с;

Gz – Угловая скорость относительно Z, в мрад/с;

Mx – Проекция индукции магнитного поля на ось X, в мкТл;

My – Проекция индукции магнитного поля на ось Y, в мкТл;

Mz – Проекция индукции магнитного поля на ось Z, в мкТл;

Pressure – Давление, Па;

Temperature – Температура, в 0,1 °C;

Start flag – флаг, должен быть «1» после того как был зафиксирован старт ракеты-носителя и «0» в противном случае;

other flags – флаги промежуточных этапов основной миссии, должны быть «1» при положительном результате и «0» в противном случае;

Landing flag – флаг, должен быть «1» после того как было зафиксировано приземление аппарата и «0» в противном случае;

UserData – дополнительные данные на усмотрение команды, данные аналогично разделяются символом “;”;

\n – символ конца строки (символ подачи строки LF).

Пример:

1A;678903;100;1000;1;0;999;888;777;555;444;333;99853;238;1;...;0

- Код команды 1A,
- с момента включения прошло 678903 миллисекунд,
- высота 100 сантиметров,
- ускорение по оси X равен 1000 милли g (то есть 1 g),
- ускорение по оси Y равен 1 милли g,
- ускорение по оси Z равен 0 милли g,
- угловая скорость по оси X равен 999 миллирадиан в секунду,
- угловая скорость по оси Y равен 888 миллирадиан в секунду,
- угловая скорость по оси Z равен 777 миллирадиан в секунду,
- проекция индукции магнитного поля на ось X равна 555 микротесла,
- проекция индукции магнитного поля на ось Y равна 444 микротесла,
- проекция индукции магнитного поля на ось Z равна 333 микротесла,
- абсолютное атмосферное давление 99853 Паскалей,
- температура 238 (то есть 23,8 °C),
- флаг старта ракеты «1»,
- промежуточные флаги

- флаг приземления аппарата «0».

4.2. Примеры возможных **доп.миссии**:

- Реализация обоих решений пункта 1.2.3 одновременно;
- Измерение горизонтального удаления от точки старта;
- Разработка и реализация энергонезависимой системы поиска изделия после приземления для поиска в условиях отсутствия прямой видимости (высокая трава, заросли кустарника, лес), например:
 - GPS трекер;
 - пеленгатор;
- Отложенное срабатывание системы спасения: *система спасения должна срабатывать после прохождения определенного порога высоты (не рекомендуется срабатывание ниже порога 120 м и скорость снижения выше 20 м/с до достижения порога)*;
- Считывание дополнительных параметров с проведением анализа полученных данных, например:
 - значений угловой скорости относительно трёх осей;
 - значений проекций магнитного поля на три оси;
- Детектирование факта отделения массогабаритного макета;
- Обеспечение двухсторонней радиосвязи между приёмной станцией команды и аппаратом;
- Разработка и реализация системы спасения ракеты-носителя, обеспечивающей возвращение ракеты-носителя после отделения массогабаритного макета в район точки старта;
- Разработка и реализация дублирующей системы спасения, обеспечивающей мягкое приземление конструкции ракеты-носителя в случае отказа основной системы спасения.