

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

МЕТОДИКА РАСЧЕТА БЮДЖЕТА ТОПЛИВА

СОДЕРЖАНИЕ

1.	ВВЕДЕНИЕ	3
2.	ВХОДНЫЕ ДАННЫЕ.....	4
2.1.	Миссия.....	4
2.1.1.	Этап запуска и начальных операций на орбите (LEOP).....	4
2.1.2.	Этап на орбите.....	4
2.2.	Двигатель	4
3.	метод расчёта.....	4
3.1.	Модель динамического остатка	5
3.2.	Расчет сухой массы	6

1. ВВЕДЕНИЕ

Метод, который используется для расчета бюджета топлива, описан ниже.

В Табл. 1 приведен пример метода расчета бюджета топлива. Все значения в этой таблице, полученные расчетным путем, выделены жирным шрифтом и являются ориентировочными.

Метод расчета бюджета САС 3-сигма, который используется для электроракетного двигателя, должен быть представлен в ГПКС для утверждения.

Основными входными данными при расчете запаса топлива после определения полетного задания и характеристик двигательной установки являются САС и стартовая масса. Основным результатом является сухая масса (масса незаправленного КА), который следует сравнить с фактической сухой массой.

При известных стартовой массе и САС общее количество топлива, необходимого для выполнения задания, рассчитывается с учетом сопутствующей дисперсии.

Количество топлива, которое следует загрузить в бак, рассчитывается с учетом требований по переводу на орбиту захоронения, остатков и запасов, чтобы обеспечить соответствие САС необходимой степени надежности. Затем можно рассчитать сухую массу.

Может понадобиться несколько итераций с использованием различных значений САС и стартовой массы, пока значение сухой массы не сойдется с фактической сухой массой КА.

2. ВХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Все входные данные, используемые при расчете запаса топлива, должны быть четко определены. Как минимум, для следующих параметров должны быть указаны отдельно номинальные значения самих параметров и сопутствующей дисперсии:

2.1. МИССИЯ

2.1.1. Этап запуска и начальных операций на орбите (LEOP)

- Апогейное/перигейное маневрирование ΔV полн. (м/с)
- Приведение КА в орбитальную позицию ΔV (м/с)
- Управление ориентацией (кг)

2.1.2. Этап на орбите

- Одно измерение диаграммы направленности антенны (кг)
- Север/юг ΔV (м/с/°), общее наклонение, которое должно корректироваться в течение рабочего времени, задается следующим выражением:
наклонение на заданную величину =
(45,745/53,7) время жизни + (30,719/53,7).sin (0,17074.Lifetime).
sin (0, 17074.(2.(дата старта - 1983,4)+ время жизни)).
- Доли смещения "север/юг", связанные с любыми ограничениями форсированных маневров и коллокации КА должны указываться отдельно.
- Восток/запад ΔV (м/с/год)
- Доли смещения "север/юг", связанные с любыми ограничениями форсированных маневров и совмещением КА должны указываться отдельно.
- Доли, связанные с совмещением КА, на основе штатной стратегии совмещения HOTBIRD™ PLUS (которая не зависит от количества совмещаемых КА)
- Управление ориентацией (кг/год)
- Сдвиг по долготе ΔV (м/с)
 Деорбитация ΔV ($h/27,433$ в м/с, где h - высота в км), с использованием параметров маневра "восток/запад"

2.2. ДВИГАТЕЛЬ

- Удельный импульс (с) для каждого этапа миссии и типа маневра, с учетом применимых профилей импульса двигателя СОС и сопутствующих потерь
- КПД для каждого этапа миссии с учетом используемого двигателя СОС, потерь порождаемых факелом и углов наклона двигателей СОС
- Статичный остаток топлива (кг)
- Дисперсия по отношению коэффициента загрузки смеси к общему коэффициенту смеси двигателя, динамический остаток топлива
- Масса нагнетающего газа (кг)

3. МЕТОД РАСЧЁТА

Для каждой строки таблицы используется стандартное ракетное уравнение:

I : Удельный импульс
 M_0 : Масса на начало маневра
 h) : КПД

M_f : Масса на конец маневра

$$M^f = M^0 \cdot e^{-\left(\frac{\Delta V}{g_0 \cdot I \cdot \eta}\right)} = f(M_0, \Delta V, I, \eta)$$

чтобы рассчитать значения дисперсий для каждого этапа миссии, можно дифференцировать это уравнения, исходя из предположения, что разные параметры не зависят друг от друга (это верно для M_0 , I , ΔV и η . Параметр η , КПД двигателя СОС, в данном случае принимается постоянной величиной.

$$dM_f = df = \frac{\partial f}{\partial M_0} dM_0 + \frac{\partial f}{\partial \Delta V} d\Delta V + \frac{\partial f}{\partial I} dI$$

$$\Rightarrow dM_f = \varepsilon \cdot dM_0 - \left(\frac{\varepsilon \cdot M_0}{g_0 \cdot I \cdot \eta}\right) \cdot d\Delta V + \left(\frac{\varepsilon \cdot M_0 \cdot \Delta V}{g_0 \cdot I^2 \cdot \eta}\right) \cdot dI \quad \text{with / и} \quad \varepsilon = e^{-\left(\frac{\Delta V}{g_0 \cdot I \cdot \eta}\right)}$$

dM_f есть линейное сочетание гауссовых переменных, следовательно:

$$\sigma_{M_f} = \varepsilon \cdot \sqrt{\sigma_{M_0}^2 + \left(\frac{M_0}{g_0 \cdot I \cdot \eta}\right)^2 \cdot \left(\frac{\Delta V^2}{I^2} \cdot \sigma_I^2 + \sigma_{\Delta V}^2\right)}$$

Аналогичный расчет можно провести для массы используемого топлива:

$$M^p = (1 - \varepsilon) \cdot M_0 \quad \text{and / и} \quad \sigma_{M^p} = \sqrt{(1 - 2\varepsilon)\sigma_{M_0}^2 + \sigma_{M_f}^2}$$

Дисперсия массы на конец маневра σ_{M_f} для одной строки становится дисперсией массы на начало маневра σ_{M_0} для следующей строки.

3.1. МОДЕЛЬ ДИНАМИЧЕСКОГО ОСТАТКА

Вследствие изменений коэффициента соотношения компонентов топлива, величина динамического остатка не подчиняется закону Гаусса. Тем не менее, его можно выразить приближенно через гауссово распределение с аналогичной кумулятивной функцией вероятности в интересующем нас интервале. Расчеты выполняются в этом предположении.

Для коэффициента соотношения компонентов топлива, равного 1,65, среднее значение и отклонение динамического остатка равны

$$\overline{r_{dy}} = 0,32 \cdot m \cdot \sigma_\lambda$$

$$\sigma_{r_{dy}} = 0,43 \cdot m \cdot \sigma_\lambda$$

где I - отношение коэффициента загрузки смеси к коэффициенту смеси двигателя, а m - масса используемого топлива. Среднее и стандартное отклонения динамического остатка пропорциональны общему количеству топлива, используемому во время выполнения

задания, и дисперсии по I. В приложенной таблице дисперсия I показана для примера равной 1%.

3.2. РАСЧЕТ СУХОЙ МАССЫ

Для приложенной таблицы верны следующие формулы, дающие возможность рассчитать массу топлива для загрузки и соответствующую сухую массу:

$$m = MI - Eom$$

$$\sigma_m = \sigma_{Eom}$$

$$\sigma_{Mu} = \sqrt{\sigma_{Mp}^2 + \sigma_{Sr}^2 + \sigma_{Dr}^2 + \sigma_{Re}^2}$$

$$M \text{ arg in} = 3 \cdot \sqrt{\sigma_m^2 + \sigma_{Mu}^2}$$

$$Mu = m + M \text{ arg in}$$

$$Mp = Mu + Sr + DR + Re$$

$$Md = MI - Mp - m_{гв}$$

где

MI - стартовая масса

Eom - масса на конец

окончательного маневра

Mu - полезная остаточная масса

Mp - масса загруженного

топлива

Md - сухая масса КА

mHe - нагнетающий газ

Sr - статичный остаток

(включая пары)

Dr - динамический остаток

Re - необходимое

количество топлива для

возвращения на орбиту

допуск - модуль вектора

дисперсий при 3 сигма

РАСЧЕТ ЗАПАСА ТОПЛИВА

TBD
подлежит обсуждению