

Имеется ряд моментов, ограничивающих область возможных применений системы:

- ресурсоемкий аппаратно-программный комплекс, осуществляющий обработку метеоинформации (показан примерный перечень только для одного района);
- высокая стоимость лицензии на использование исходных данных – около 20 – 30 тыс. USD в год для одного района;
- остается открытым вопрос относительно осуществления прогноза на высотах (больших 30 км), а также точности предоставляемых прогнозов.

Выводы

1. Проведен анализ существующих систем прогнозирования и предоставления спутниковой метеоинформации.
2. Рассмотрены вопросы функционирования систем GFS и EUMETCast.
3. Осуществлен анализ программно-аппаратных средств, необходимых для использования в задачах метеообеспечения информации указанных систем.

Библиографические ссылки

1. Методические указания по проведению оперативных испытаний новых методов гидрометеорологических прогнозов / под ред. канд. геогр. наук А. И. Угрюмова. – Л. : Гидрометеоиздат, 1977. – 103 с.
2. Recommendations for the verification and intercomparison of QPFs and PQPFs from Operational NWP Models // WMO TD. – 2009. – No. 1485. – 37 p.
3. Terrestrial environment (climatic) criteria handbook for use in aerospace vehicle development // NASA Technical Memorandum. – 1993. – No. 4511. – 455 p.

Надійшла до редколегії 04.11.2014 р.

УДК 629.78

А. А. Манойленко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ОЦЕНКА РАЗБРОСОВ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НА МОМЕНТ РАЗДЕЛЕНИЯ СТУПЕНЕЙ

Розглянуто задачу оцінки величин розкидів висоти, швидкості та швидкісного напору на момент розділення ступенів ракети-носія, які обумовлені випадковим характером впливу збурюючих факторів.

Ключові слова: ракета-носіє, розділення ступенів, розкид кінематичних параметрів.

Рассматривается задача оценки величин разбросов высоты, скорости и скоростного напора на момент разделения ступеней ракеты-носителя, обусловленных случайным характером влияния возмущающих факторов.

Ключевые слова: ракета-носитель, разделение ступеней, разброс кинематических параметров.

The task of estimation of sizes of variations of height is examined, speed and speed pressure in the moment of division of the stages of rocket carrier, conditioned casual character of influence of revolting factors.

Key words: carrier rocket, division of the stages, variation of kinematics parameters.

Введение. Рассматривается задача оценки величин разбросов высоты, скорости и скоростного напора на момент разделения I и II ступеней ракеты-носителя (РН) космического аппарата (КА), обусловленных случайным характером влияния возмущающих факторов.

Постановка задачі. Данная задача актуальна при проектировании и разработке системы разделения ступеней РН и отделения КА от РН. Следует отметить, что разделение I и II ступеней РН происходит на высотах 50 – 60 км. В связи с этим целесообразно получить адекватную математическую модель движения РН и соответствующую методику оценки разбросов кинематических параметров РН на моменты разделения ее ступеней и отделения КА от РН.

Величины указанных разбросов в основном обусловлены возможными разбросами номинальных характеристик двигательной установки (ДУ), аэродинамических характеристик (АДХ) ракеты-носителя и характеристик атмосферы Земли.

Для этого необходимо также:

– учесть в математической модели величины разбросов номинальных характеристик ДУ, аэродинамических характеристик РН, характеристик атмосферы Земли;

– выполнить анализ влияния на кинематические параметры РН указанных величин разбросов на момент разделения ступеней;

– исследования провести методом численного моделирования на ПЭВМ.

Введем в рассмотрение следующие прямоугольные системы координат (СК).

1. **Земная СК** $Oxyz$, неподвижно связанная с Землей (ЗСК). Начало системы расположено в центре Земли. Ось Ox направлена по касательной к поверхности Земли в точке старта РН в направлении пуска, ось Oy направлена вертикально вверх в точке старта РН, ось Oz дополняет систему до правой.

Точка в пространстве с координатами (x, y, z) относительно центра Земли характеризуется вектором \vec{r} , длина которого равна $r = \sqrt{x^2 + (R^2 + y^2) + z^2}$.

Высота этой точки над поверхностью Земли равна $H = r - R$, где R – радиус Земли.

Земная система координат не является инерциальной, так как она участвует во вращении Земли вокруг своей оси с угловой скоростью $\omega_3 = 7,2921 \cdot 10^{-5} \frac{1}{c}$.

2. **Связанная СК** $O_1x_1y_1z_1$, связанная с РН (ССК). Начало системы расположено в центре тяжести РН. Ось O_1x_1 направлена вдоль продольной оси РН к ее вершине (носку).

В момент пуска РН направления осей ЗСК совпадают с направлениями осей ССК.

В полете направления осей ССК по отношению к осям ЗСК определяются тремя углами φ, ξ, η тангажа, рыскания, крена соответственно. Они задают направление продольной оси РН относительно ЗСК.

Система управления РН должна обеспечивать в полете небольшие значения углов рыскания и крена ξ, η , а угол тангажа φ изменять по определенному заранее заданному закону, например $\varphi = \varphi_{np}(t)$, где t – текущее время.

Тогда наиболее общая для численных расчетов система уравнений движения РН на активном участке траектории принимает вид [1]:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V \cos \theta, \\ \dot{y} &= V \sin \theta, \\ \dot{z} &= -V \sigma, \\ \dot{V} &= \frac{1}{m} (P - c_x q S) - g \sin \theta - \frac{x}{r} g \cos \theta, \\ \dot{\theta} &= \frac{1}{V} \left[\frac{\alpha}{m} \left(P + \frac{l_1 - x_D}{l_1 - x_T} c_y q S \right) - g \cos \theta + \frac{x}{r} g \sin \theta \right] + 2\omega_3 \cos \varphi_T \sin \psi, \end{aligned} \quad (1)$$

$$\dot{\sigma} = \frac{\beta}{mV} \left(P + \frac{l_1 - x_D}{l_1 - x_T} c'_y q S \right) + \frac{\sigma}{V} g \sin \theta - 2\omega_3 (\sin \varphi_T \cos \theta - \cos \varphi_T \cos \psi \sin \theta),$$

где

t – время;

x, y, z – координаты центра тяжести РН в ЗСК;

V – скорость РН;

θ, σ – углы, определяющие направление вектора скорости РН (направление касательной к траектории), аналогичные углам тангажа и рыскания φ, ξ ;

$\alpha = \varphi - \theta, \beta = \xi - \sigma$ – углы атаки и скольжения РН;

$m = m_0 - \dot{G} t$ – текущее значение массы РН;

m_0 – стартовая масса РН;

$H = r - R$ – высота полета РН, $r = \sqrt{x^2 + (R^2 + y^2) + z^2}$;

$P = P_{y\partial} \dot{G} - S_{ap}$ – тяга ДУ РН;

$P_{y\partial}$ – удельная тяга ДУ (в пустоте);

\dot{G} – секундный расход топлива;

S_a – характерная площадь поперечного сечения сопла ДУ;

p – давление атмосферы на высоте H ;

S – площадь миделевого сечения РН;

$c_x, c'_y = \frac{\partial c_y}{\partial \alpha}$ – коэффициенты продольной и поперечной аэродинамических сил, действующих на РН;

$q = \frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор;

ρ – плотность атмосферы на высоте H ;

l_1 – расстояние от вершины (носка) РН до точки приложения силы тяги ДУ;

x_T – расстояние от вершины (носка) РН до ее центра тяжести;

x_D – расстояние от вершины (носка) РН до ее центра аэродинамического давления;

$\omega_3 = 7,2921 \cdot 10^{-5} \frac{1}{c}$ – угловая скорость вращения Земли;

$g = 9,81$ м/с – ускорение силы земного тяготения;

φ_T – географическая широта точки старта РН;

ψ – азимут прицеливания РН.

Система уравнений (1) может быть использована для численных расчетов, если известны следующие конструктивные данные по РН:

– закон изменения тяги и секундного расхода ДУ в полете;

– значения аэродинамических характеристик для различных условий полета (число Маха – M , высота полета – H , угол атаки – α);

– параметры системы управления (программа тангажа $\varphi_{np}(t)$ и коэффициент пропорциональности $a_o = \frac{\varphi - \varphi_{np}}{\delta}$ между средним отклонением продольной оси РН от программного положения и средним отклонением управляющих органов);

– положение точки старта и направление пуска (углы φ_T, ψ).

Однако на начальных этапах проектирования РН перечисленные конструктивные данные известны приближенно.

Поэтому для упрощения дальнейших численных расчетов не будем учитывать вращение Земли, то есть пренебрежем слагаемыми $2\omega_3 \cos \varphi_T \sin \psi, 2\omega_3 (\sin \varphi_T \cos \theta - \cos \varphi_T \cos \psi \sin \theta)$ в уравнениях движения (1).

Движение РН будем рассматривать только в плоскости угла тангажа. При этом предположим, что незначительное изменение формы активного участка траектории движения РН, то есть изменение зависимости $\theta(t)$, оказывает сравнительно малое влияние на величину скорости РН в момент разделения ступеней.

Будем считать систему управления РН «идеальной», что соответствует бесконечно большому значению коэффициента пропорциональности a_o . Этот коэффициент характеризует чувствительность системы управления РН. В предельном случае при $a_o \rightarrow \infty$ получаем следующую упрощенную систему уравнений движения РН:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V \cos \theta, \\ \dot{y} &= V \sin \theta, \\ \dot{V} &= \frac{1}{m}(P - c_x q S) - g \sin \theta - \frac{x}{r} g \cos \theta, \\ \dot{\theta} &= \frac{1}{V} \left[\frac{\alpha}{m} \left(P + \frac{l_1 - x_D}{l_1 - x_T} c_y q S \right) - g \cos \theta + \frac{x}{r} g \sin \theta \right], \\ \alpha &= \varphi - \theta. \end{aligned} \quad (2)$$

Система уравнений (2) наиболее применима в тех случаях, когда производится поперечный расчет траектории с целью определения параметров движения РН и нагрузок, действующих на РН на активном участке [1].

Если отсутствуют точные значения АДХ и данные о положении центра тяжести РН, то это существенно повлияет на определение угла θ наклона касательной к траектории, так как в уравнении для производной $\frac{d\theta}{dt}$ член $\frac{l_1 - x_D}{l_1 - x_T} c_y q S$ является главным по величине. Следовательно, угол атаки $\alpha = \varphi - \theta$ будет определен также неточно.

Учитывая, что угол атаки РН в процессе полета обычно мал по величине (5–10 град), то, частично пренебрегая им, можно рассчитывать траекторию по уравнениям, получаемым из (2) при $\varphi = \varphi_{np}$. В этом случае можно также пренебречь в уравнениях и членом $\frac{x}{r} g$.

С учетом сделанных предположений и допущений получаем следующую математическую модель для моделирования движения РН:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V \cos \varphi_{np}, \\ \dot{y} &= V \sin \varphi_{np}, \\ \dot{V} &= \frac{1}{m}(P - c_x q S) - g \sin \varphi_{np}, \\ \dot{\theta} &= \frac{1}{V} \left(\frac{P \cdot \alpha + c_y q S}{m} - g \cos \varphi_{np} \right), \\ \alpha &= \varphi_{np} - \theta. \end{aligned} \quad (3)$$

Величины $X = c_x q S$, $Y = c_y q S$ определяют соответственно силу лобового сопротивления и подъемную силу, действующие на РН.

Результаты численного моделирования. Рассмотрим РН, первая ступень которой оснащена ДУ с четырьмя поворотными управляющими соплами, обеспечивающими управление РН в каналах крена, рыскания и тангажа. Номинальная тяга ДУ первой ступени РН в пустоте составляет ~ 450 тс. Фактическое значение тяги ДУ рассчитывается по формуле

$$P = (P_{y\partial} + \Delta P_{y\partial}) \left(\dot{G} + \Delta \dot{G} \right) - S_a(p + \Delta p), \quad (4)$$

где $\Delta \dot{G}$ – разброс секундного весового расхода ДУ; $\Delta P_{y\partial}$ – разброс удельной тяги ДУ; Δp – разброс давления атмосферы Земли.

Программа угла тангажа $\varphi = \varphi_{np}(t)$ первой ступени РН и соответствующие программные значения скорости и высоты полета РН приведены в табл. 1. При этом величина скоростного напора на момент разделения I и II ступеней РН составляет ~ 155 кгс/м².

Таблица 1

**Программа угла тангажа $\varphi = \varphi_{np}(t)$ первой ступени РН
и программные значения скорости и высоты полета РН по времени**

| | | | | | | | | | | | | |
|----------------------|------|------|------|------|------|------|------|-------|-------|-------|-------|-------|
| t, c | 0 | 12 | 13 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 76 | 103 | 110 |
| $V_{np}, m/c$ | 0 | 32 | 42 | 117 | 244 | 401 | 590 | 818 | 1090 | 1277 | 2469 | 2757 |
| H_{np}, km | 0,11 | 0,24 | 0,27 | 0,82 | 2,51 | 5,29 | 9,20 | 14,29 | 20,62 | 25,03 | 49,98 | 58,39 |
| $\varphi_{np}, град$ | 90 | 90 | 88,1 | 76,1 | 63,6 | 56,5 | 49,7 | 44,1 | 39,8 | 27,8 | 27,3 | 25,5 |

Проведено численное моделирование номинального и возмущенного движения РН на участке от момента старта до момента разделения I и II ступеней.

В табл. 2 представлены величины разбросов кинематических параметров РН и скоростного напора на момент разделения I и II ступеней, обусловленных влиянием возможных случайных разбросов характеристик ДУ, аэродинамических характеристик РН и параметров атмосферы Земли. Программа угла тангажа РН формировалась как функция времени $\varphi = \varphi_{np}(t)$ (см. табл. 1).

Таблица 2

**Величины разбросов кинематических параметров РН и скоростного напора
на момент разделения I и II ступеней**

| Возмущающий фактор | Разброс параметра движения РН | | |
|---|-------------------------------|-----------------|----------------------|
| | $\Delta H, km$ | $\Delta V, m/c$ | $\Delta q, kg/c/m^2$ |
| Разброс секундного весового расхода топлива ДУ $\pm 10\% G$ | $\pm 8,95$ | ± 397 | $-48...+468$ |
| Разброс удельной тяги ДУ $\pm 1\% P_{уд}$ | $\pm 0,90$ | ± 40 | ± 2 |
| Разброс коэффициента лобового сопротивления $\pm 20\% c_x$ | $\pm 0,62$ | ± 23 | ± 2 |
| Разброс коэффициента подъемной аэродинамической силы $\pm 20\% c_y$ | $\pm 0,1$ | ± 1 | $\pm 0,1$ |
| Разброс плотности атмосферы $\pm 15\% \rho(H)$ | $\pm 0,47$ | ± 18 | ± 55 |
| Разброс давления атмосферы $\pm 15\% p(H)$ | $\pm 1,1$ | ± 25 | ± 8 |

Знаки величин разбросов связаны соотношением $sign \Delta V = sign \Delta H = -sign \Delta q$.

Из результатов, приведенных в табл. 2, следует, что существенное влияние на величины разбросов высоты полета РН, скоростного напора и скорости РН в момент разделения I и II ступеней оказывает возможный случайный разброс секундного весового расхода топлива ДУ в полете.

В табл. 3 приведены результаты моделирования движения РН для предельных режимов работы ДУ (разброс секундного весового расхода топлива ДУ $\pm 10\% G$) и двух вариантов задания программы угла тангажа как функции высоты полета $\varphi = \varphi_{np}(H)$ и функции скорости РН $\varphi = \varphi_{np}(V)$ (см. табл. 1).

Таблица 3

**Величины разбросов кинематических параметров РН и скоростного напора
на момент разделения I и II ступеней**

| Программа тангажа $\varphi = \varphi_{np}(H)$ | | | Программа тангажа $\varphi = \varphi_{np}(V)$ | | |
|---|-----------------|----------------------|---|-----------------|----------------------|
| $\Delta H, km$ | $\Delta V, m/c$ | $\Delta q, kg/c/m^2$ | $\Delta H, km$ | $\Delta V, m/c$ | $\Delta q, kg/c/m^2$ |
| $-7,83...+7,38$ | $-420...+408$ | $+310...-20$ | $-7,18...+6,77$ | $-431...+418$ | $+255...-7$ |

Для численного расчета величины разброса скоростного напора Δq можно использовать также формулу полной производной от выражения для величины q , если известны разбросы плотности $\Delta \rho$ атмосферы и скорости ΔV ракеты-носителя в момент разделения ступеней:

$$\Delta q = \frac{1}{2} (\Delta \rho V^2 + 2\rho V \Delta V). \quad (5)$$

Выводы. Из результатов, приведенных в табл. 3, следует, что:

1) формирование программы угла тангажа как функции высоты полета РН $\varphi = \varphi_{np}(H)$ или как функции скорости РН $\varphi = \varphi_{np}(V)$ дает лучший результат по разбросу высоты и скоростного напора и худший результат по разбросу скорости РН на момент разделения ступеней по сравнению со случаем задания программы угла тангажа как функции времени $\varphi = \varphi_{np}(t)$;

2) задание программы угла тангажа как функции скорости РН $\varphi = \varphi_{np}(V)$ обеспечивает наименьший по величине разброс скоростного напора на момент разделения ступеней РН по сравнению со случаем задания программы угла тангажа как функции времени $\varphi = \varphi_{np}(t)$ или как функции высоты полета $\varphi = \varphi_{np}(H)$.

1. **Аппазов Р. Ф.** Баллистика управляемых ракет дальнего действия / Р. Ф. Аппазов, С. С. Лавров, В. П. Мишин. – М. : Наука, 1966. – 308 с.

Надійшла до редколегії 20.03.2014 р.

УДК 629.78

М. П. Олейник

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ОПТИМИЗАЦИЯ РАСПОЛОЖЕНИЯ НАЗЕМНЫХ СТАНЦИЙ ПРИЕМА ИНФОРМАЦИИ СПУТНИКОВ ДЗЗ

Розглянуто питання оптимального розміщення наземної станції з огляду на максимальну тривалість часу видимості супутника ДЗЗ залежно від нахилу орбіти супутника.

Ключові слова: дистанційне зондування Землі, наземні станції прийому інформації, зони видимості.

Рассматривается задача оптимального размещения наземной станции с точки зрения максимальной длительности времени видимости спутника ДЗЗ в зависимости от наклона орбиты спутника.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, наземные станции приема информации, зоны видимости.

The optimal placement problem of the ground station in the maximum time terms in view of the satellite Earth remote sensing, depending on the orbit inclination of the satellite.

Key words: earth remote sensing, ground stations receiving the information, visibility zones.

Введение. Дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) является в настоящее время одним из важнейших направлений применения космической техники для решения различных народнохозяйственных задач, в том числе в области информационных технологий. Космические снимки ДЗЗ дают оперативную информа-