

## ОЦЕНКА МАССОГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПЛЕКСНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

© 2014 В.И. Куренков, А.С. Кучеров, А.А. Якишик

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Предложена методика оценки массогабаритных характеристик комплексной двигательной установки (КДУ) космического аппарата (КА) дистанционного зондирования Земли на основе расчётов потребной характеристической скорости КА для осуществления различного рода маневрирования. Разработан программный комплекс автоматизированной постановки и решения проектных задач по выбору проектных характеристик КДУ, который основан на использовании проблемно-ориентированного программирования и реализует концепцию «точного попадания». В рамках данной концепции оптимизация происходит в неявной форме, без записи целевых функций оптимизации и ограничений. Данная концепция реализуется на основе использования непроцедурного программирования. Описывается программный комплекс, разработанный на языке программирования Java. Рассматривается использование проблемно-ориентированной системы для выбора массогабаритных характеристик КДУ космического аппарата с заданной массой, обеспечивающей достижение заданной характеристической скорости. Программный комплекс позволяет импортировать рассчитанные значения в CAD/CAM/CAE-систему для построения геометрической модели спроектированного изделия. Если в CAD/CAM/CAE-системе заранее создана типовая модель изделия в параметризованном виде, то происходит её автоматическое изменение в соответствии с полученными результатами. Это позволяет осуществлять оперативное сравнение различных вариантов разрабатываемого изделия.

*Комплексная двигательная установка, топливо, удельный импульс, масса, габариты, неявная оптимизация, автоматизация проектирования, проблемно-ориентированная система.*

В процессе проектирования новых образцов космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с различными массогабаритными характеристиками возникает проблема выбора существующих или разработка новых комплексных двигательных установок. Для этого производятся проектные расчёты, на основе которых определяются потребные характеристики КДУ для новой разработки.

Если по характеристикам подходит какая-либо КДУ, разработанная ранее и функционирующая в составе эксплуатируемых КА, то проблема решена. Если же характеристики существенно отличаются, то предпочтительнее разработка нового образца КДУ. С этой целью необходимо разработать техническое задание двигателестроительным конструкторским бюро, в котором должны быть представлены основные массогабаритные и энергетические характеристики будущей КДУ.

В свою очередь, новые образцы КДУ могут быть оптимизированы по всем параметрам, когда каждая составная часть разрабатывается вновь, или в составе КДУ могут быть использованы разработанные ранее и отработанные (заимствованные) элементы. В последнем случае происходит условная оптимизация, при которой в разряд ограничений переводятся характеристики заимствованных элементов.

Однако, как правило, задачи оптимизации массогабаритных и энергетических характеристик КДУ являются многокритериальными, требуют составления целевых функций и решения задач оптимизации с нахождением множества Парето. На практике реализовать такой подход затруднительно. Основная трудность состоит в том, что в целевые функции должны входить параметры с одинаковой размерностью, хотя на самом деле большинство параметров имеют различную размерность. Привести целевую функцию к одной размерности можно, например, с

использованием баллов. Но такой подход является субъективным. При достаточно большом числе анализируемых параметров и соотношений представляет трудность определение корректности и разрешимости проектной задачи, а также последовательности её решения.

В настоящей работе предлагаются методика проектной оценки массогабаритных и энергетических характеристик КДУ и программное обеспечение, реализующие так называемую концепцию точного попадания, согласно которой оптимизация происходит в неявной форме и без составления целевых функций. Такая концепция реализуется на основе использования непроектного программирования. Из многочисленных аспектов этого вида программирования выбрано проблемно-ориентированное программирование [1]. Суть работы проектанта (оператора) в приложении, разработанном на основе такого подхода к программированию, состоит в следующем.

Посредством интерфейса приложения вводятся отдельно переменные (которые участвуют в уравнениях расчёта параметров КДУ, агрегатов, элементов, характеристик – уравнениях связи) и сами уравнения связи. Оператор ставит задачу, а именно, помечает переменные, которые являются исходными данными, и переменные, которые подлежат определению. В системе организована процедура определения корректности поставленной задачи (число неизвестных не должно быть меньше количества уравнений связи). Если задача корректна, то в системе на основе специальных внутренних алгоритмов, использующих проблемно-ориентированное программирование (на основе теории графов), отыскивается последовательность решения уравнений связи и производится численное решение проектной задачи. При задании численных значений исходных данных система определяет численные значения выходных данных.

Точность решения с помощью автоматизированной системы зависит от точ-

ности используемых уравнений связи (моделей). Если модели абсолютно точны, то погрешность результата не превышает стандартную для чисел с плавающей точкой двойной точности (double). В проектных подразделениях в течение многих десятилетий используются и постоянно совершенствуются частные модели, которые можно считать адекватными. Поэтому следует ожидать адекватный результат от интегрированной автоматизированной системы, в которой используются такие модели.

В основу решения задачи положены методы теории графов и теории отношений. Описанный алгоритм был реализован в программном комплексе, разработанном на языке программирования Java и апробированном на ряде бортовых систем КА наблюдения.

Параметры орбиты выведения и рабочей орбиты КА, его масса, а также характеристики топлива и конструктивные параметры КДУ принимаются заданными. Математическая модель, используемая для расчёта массогабаритных характеристик КДУ, включает следующие расчёты:

- определение потребной характеристической скорости для выполнения необходимых манёвров КА;
- определение массы топлива, необходимой для реализации всех запланированных манёвров;
- определение массы и габаритных размеров КДУ.

#### **Определение характеристической скорости КА при выполнении динамических манёвров.**

Будем рассматривать следующие приращения характеристической скорости, необходимые для:

- перехода с круговой орбиты вывода КА ракетой-носителем на переходную (эллиптическую) к круговой рабочей орбите КА;
- изменения угла наклона плоскости орбиты (переход от плоскости орбиты вывода КА ракетой-носителем к плоскости рабочей орбиты КА);

- перехода с переходной эллиптической орбиты на круговую рабочую орбиту КА;
- восстановления параметров орбиты при длительных периодах функционирования;
- перехода с рабочей круговой орбиты на переходную орбиту перед захоронением КА;
- для перехода с переходной орбиты к опорной орбите, с которой начинается манёвр захоронения КА;
- схода КА с опорной орбиты и захоронения КА.

Схема перелёта представлена на рис. 1.

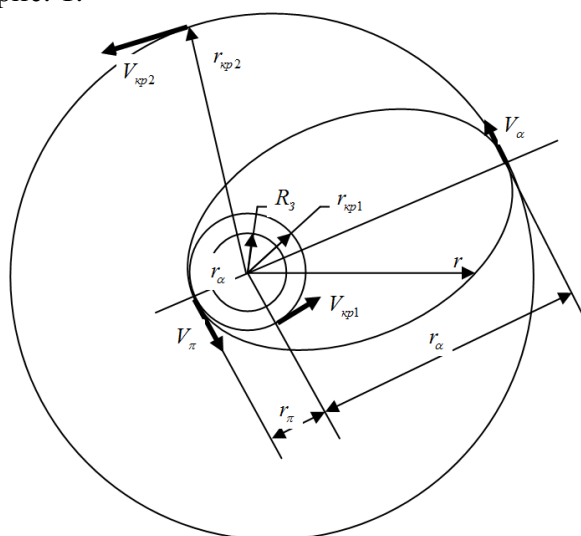


Рис. 1. Схема перевода КА с низкой круговой орбиты на эллиптическую

### Оценка приращения характеристической скорости для перевода КА с низкой круговой орбиты на переходную эллиптическую орбиту.

Приращение скорости  $\Delta V_1$ , которое необходимо для перевода КА с низкой круговой орбиты на эллиптическую орбиту, определяется как разница скоростей КА в перигее эллиптической орбиты и на круговой опорной орбите:

$$\Delta V_1 = V_\pi - V_{kp1},$$

где  $V_\pi$  - скорость в перигее переходной эллиптической орбиты;

$V_{kp1}$  - скорость на низкой круговой орбите.

Скорость в перигее переходной эллиптической орбиты определяется по следующей зависимости:

$$V_\pi = V_I \sqrt{R_3 \left( \frac{2}{r_\pi} - \frac{1}{a} \right)},$$

где  $V_I$  - первая космическая скорость (7910 м/с);

$R_3$  - радиус Земли;

$r_\pi$  - радиус перигея переходной эллиптической орбиты;

$a$  - большая полуось эллиптической переходной орбиты, которая определяется по формуле

$$a = \frac{r_\alpha + r_\pi}{2}.$$

В последней зависимости  $r_\alpha$  - радиус апогея переходной орбиты.

Следует заметить, что в данном случае радиус перигея переходной орбиты  $r_\pi$  равен радиусу круговой начальной орбиты  $r_{kp1}$ , то есть  $r_\pi = r_{kp1}$ , а радиус апогея переходной орбиты  $r_\alpha$  равен радиусу круговой рабочей орбиты  $r_{kp2}$  космического аппарата, то есть  $r_\alpha = r_{kp2}$ .

Скорость космического аппарата на круговой орбите до перевода его на переходную эллиптическую орбиту определяется по следующей зависимости:

$$V_{kp1} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{kp1}}},$$

где  $r_{kp1}$  - радиус круговой первоначальной орбиты, на которую космический аппарат вывела ракета-носитель.

### Оценка приращения характеристической скорости для перевода КА с эллиптической на высокую круговую орбиту.

Приращение скорости  $\Delta V_2$ , необходимое для перевода КА на круговую орбиту в точке апогея (рис. 1), составит

$$\Delta V_2 = V_{kp2} - V_\alpha,$$

где  $V_{kp2}$  - скорость КА на рабочей круговой орбите;

$V_\alpha$  - скорость КА в апогее переходной эллиптической орбиты.

Скорость КА на рабочей круговой орбите определяется по формуле

$$V_{кр2} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{кр2}}}.$$

Скорость в апогее переходной эллиптической орбиты определяется по зависимости

$$V_\alpha = V_I \sqrt{R_3 \left( \frac{2}{r_\alpha} - \frac{1}{a} \right)}.$$

### Оценка приращения характеристической скорости для изменения угла наклона плоскости орбиты.

Приращение характеристической скорости, необходимое для изменения угла наклона плоскости орбиты (перехода от плоскости орбиты вывода КА ракетой-носителем к плоскости рабочей орбиты КА), определяется по соотношению

$$\Delta V_3 = 2V_\alpha \sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right),$$

где  $\Delta i$  - изменение угла наклона плоскости орбиты.

### Оценка приращения характеристической скорости для восстановления высоты орбиты при длительных периодах функционирования.

Приращение скорости рассчитывается только для относительно низких орбит, высотой до 500 км. Методика расчёта следующая [2].

1. Задаётся допустимое снижение высоты орбиты КА:

$$\Delta H = H_1 - H_2,$$

где  $H_1$  - начальная высота орбиты;

$H_2$  - высота орбиты космического аппарата после снижения.

2. Определяется время  $\Delta t$  снижения орбиты космического аппарата с высоты  $H_1$  до высоты  $H_2$ . Для изотермической атмосферы при сравнительно малых значениях  $\Delta H = H_1 - H_2$  (порядка 10...40 км)

можно пользоваться приближёнными формулами:

$$\Delta t = \frac{F(H_1) - F(H_2)}{\sigma},$$

где  $\sigma$  - баллистический коэффициент.

Вспомогательная функция  $F(H)$  определяется по формуле

$$F(H) = \frac{1}{2\sqrt{\mu_3}} \int_0^H \frac{dH}{\rho(H)\sqrt{R_3 + H}},$$

где  $\mu_3$  - гравитационная постоянная Земли ( $\mu_3 = 398602 \text{ км}^3 / \text{с}^2$ );

$\rho(H)$  - плотность атмосферы в зависимости от высоты.

Баллистический коэффициент  $\sigma$  подсчитывается по следующей зависимости:

$$\sigma = \frac{c_x S_M}{2m_{КА}},$$

где  $c_x$  - коэффициент аэродинамического сопротивления;

$S_M$  - площадь мишени космического аппарата;

$m_{КА}$  - масса космического аппарата.

3. Определяется число необходимых коррекций для поддержания высоты орбиты космического аппарата (с точностью до большего целого):

$$N_{корр} \approx \frac{T_{AC}}{\Delta t},$$

где  $T_{AC}$  - срок активного существования космического аппарата.

4. Определяется потребная характеристическая скорость для поднятия круговой орбиты с высоты  $H_2$  до высоты  $H_1$ .

Если допустимое изменение высот рабочей орбиты лежит в пределах 10...40 км, то можно расчёт производить по следующей приближённой зависимости:

$$\Delta V_H = \sqrt{\frac{\mu_3}{(R_3 + H)^3} \left| \frac{H_1 - H_2}{4} \right|}.$$

Если высота полёта космического аппарата лежит в пределах 200...500 км, то импульс скорости можно определять по эмпирической зависимости

$$\Delta V_H = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 0,58(H_1 - H_2),$$

где  $\Delta V_1$  и  $\Delta V_2$  - приращения характеристической скорости (м/с) в апогее и перигее орбиты (переход Гомана), если брать разность высот  $H_1$  и  $H_2$  в км.

5. Определяется приращение характеристической скорости, необходимой для восстановления высоты орбиты при длительных периодах функционирования:

$$\Delta V_4 = N_{\text{кopp}} \cdot \Delta V_H.$$

### Оценка приращения характеристической скорости для затопления КА.

Эта скорость рассчитывается в три этапа. Сначала осуществляется расчёт скорости  $\Delta V_5$ , необходимой для схода КА с рабочей круговой орбиты на переходную эллиптическую орбиту, а затем - скорости  $\Delta V_6$ , необходимой для схода КА с переходной эллиптической орбиты на низкую круговую. Расчёт производится по зависимостям, аналогичным для перехода на высокие орбиты, только в обратной последовательности. Далее производится оценка приращения характеристической скорости  $\Delta V_7$  для схода КА с низкой круговой орбиты и непосредственного затопления. По статистике в первом приближении можно принять эту скорость равной примерно 150 м/с.

### Оценка суммарной характеристической скорости КА.

Суммарная характеристическая скорость, необходимая для проведения всех манёвров, рассчитывается как сумма приращений характеристических скоростей для отдельных видов манёвров:

$$V_x = \sum_{i=1}^n \Delta V_i,$$

где  $i$  - индекс, относящийся к определенному манёвру;  $n$  - количество манёвров.

Полученная суммарная характеристическая скорость (суммарный импульс по скорости) используется при расчёте запасов топлива на борту космического аппарата.

### Определение запасов топлива КДУ.

Прежде всего, выбирают компоненты топлива. Методика выбора топлива представлена в [3]. При этом исходят из соображений обеспечения высокого удельного импульса, высокой средней плотности компонентов топлива, длительности хранения, стоимости и т.п.

В качестве исходных данных для расчёта массы топлива используют удельный импульс и плотности компонентов топлива.

Массу топлива, необходимую для реализации всех запланированных манёвров, можно определить, воспользовавшись формулой Циолковского:

$$V_x = J_{y0} \ln z, \quad (1)$$

где  $J_{y0}$  - удельный импульс топлива и двигателя (м/с);  $z$  - число Циолковского.

Число Циолковского представляет собой отношение начальной массы ступени (в данном случае массы КА, полностью заправленного топливом  $m_{KA0}$ ) к конечной массе ступени (массе КА без топлива), то есть:

$$z = \frac{m_{KA0}}{m_{KA0} - m_{\text{монлV}}}, \quad (2)$$

где  $m_{\text{монлV}}$  - масса топлива, необходимая для обеспечения запланированной характеристической скорости космического аппарата.

Решая систему уравнений (1) и (2), получаем:

$$m_{\text{монлV}} = m_{KA0} - \frac{m_{KA0}}{\exp(V_x / J_{y0})}.$$

Для определения полного потребного запаса топлива следует учесть также гарантированный остаток топлива, а также «незабор» топлива, производительные выбросы и т. п. Поэтому массу топлива, которую необходимо иметь в баках комплексной двигательной установки, будем рассчитывать по следующей зависимости:

$$m_{\text{монл}} = k_{\text{монл}} m_{\text{монлV}},$$

где  $k_{\text{монл}} \approx 1,05 \dots 1,10$  - коэффициент,

учитывающий упомянутые остатки топлива.

### Определение массы КДУ.

Массу КДУ в первом приближении можно определить по той же методике, что и массу ракетного блока [3].

По статистике находят конструктивную характеристику КДУ, которая равна отношению массы заправленной КДУ ( $m_{КДУ}$ ) к массе КДУ без топлива:

$$s = \frac{m_{КДУ}}{m_{КДУ} - m_{топл}}.$$

Решая это уравнение относительно  $m_{КДУ}$ , получаем массу КДУ, заправленной топливом:

$$m_{КДУ} = \frac{s}{s-1} m_{топл}.$$

Масса конструкции КДУ определяется соотношением

$$m_{КДУ}^{констр} = m_{КДУ} - m_{топл}.$$

### Определение предварительных габаритов КДУ.

Основной объём КДУ занят баками с компонентами топлива:

$$W_0 = W_{ок} + W_2,$$

где  $W_{ок}$  и  $W_2$  – объёмы, занимаемые окислителем и горючим соответственно.

В свою очередь, эти объёмы можно вычислить по следующим зависимостям:

$$W_{ок} = k \frac{m_{ок}}{\rho_{ок}}, \quad W_2 = k \frac{m_2}{\rho_2},$$

где  $m_{ок}$  и  $m_2$  – массы окислителя и горючего;  $\rho_{ок}$  и  $\rho_2$  – плотности окислителя и горючего;  $k_{ок}$  и  $k_2$  – коэффициенты, учитывающие незаполнение топливных баков окислителя и горючего соответственно.

Коэффициенты  $k_{ок}$  и  $k_2$  зависят от формы баков. Баки КДУ КА наблюдения имеют, как правило, сферическую или кольцевую форму. Для такой формы баков в первом приближении можно положить  $k_{ок} \approx k_2 \approx 1,25 \dots 1,3 \dots$

Массы окислителя и горючего подсчитываются по следующим зависимостям [1]:

$$m_2 = m_{топл} \frac{1}{1+k}, \quad m_{ок} = m_{ок} \frac{k}{1+k},$$

где  $k$  – отношение секундных расходов окислителя и горючего.

Объём, занимаемый КДУ, рассчитывается по формуле

$$W_{КДУ} = k_{КДУ} W_0,$$

где  $k_{КДУ}$  – коэффициент, учитывающий превышение объёма комплексной двигательной установки (включая двигатели и автоматику) над объёмом баков. Этот коэффициент, в зависимости от форм и количества баков, составляет 1,1...1,3.

В свою очередь, объём, занимаемый отсеком КА, где устанавливается КДУ, рассчитывается по выражению

$$W_{отсКДУ} = k_{отсКДУ} W_{КДУ}.$$

Здесь  $k_{отсКДУ}$  – коэффициент, учитывающий превышение объёма отсека КА, в котором располагается КДУ, над объёмом самой КДУ. Этот коэффициент также зависит от формы и количества баков, расположения двигателя и составляет примерно 1,1...1,2.

Если отсек, в котором располагается КДУ, цилиндрической формы и известен диаметр этого отсека  $D$ , то можно подсчитать его длину по следующей формуле:

$$L = \frac{4W_{отсКДУ}}{\pi D^2}.$$

### Определение приведённых моментов инерции КДУ.

У КА существует несколько моментов инерции относительно различных осей. Знание об этих моментах инерции необходимо для выбора управляющих моментов системы управления угловым движением КА. Однако на начальных этапах проектирования недостаточно данных для их точного определения. Поэтому используются так называемые приведённые моменты инерции. Напомним, что приведённым

моментом инерции какого-либо устройства КА принято считать момент инерции простого тела, в которое вписывается рассматриваемое устройство КА (как правило, цилиндра, шара, конуса или параллелепипеда), относительно главных осей, проходящих через геометрический центр этого тела, с массой, равной массе анализируемого устройства и как бы "размазанной" по поверхности или по объёму тела, в зависимости от структуры устройства.

Для расчёта приведённых моментов инерции КДУ можно "размазать" массу отсека КДУ по объёму этого отсека. Так, если собственный момент инерции КДУ определяется относительно оси, проходящей через центр масс КДУ и направленной перпендикулярно продольной оси цилиндра, в габаритах которого располагается КДУ, то этот момент инерции рассчитывается по следующей зависимости:

$$J_{КДУ} = m_{КДУ} \left( \frac{D_{КДУ}^2}{16} + \frac{L_{КДУ}^2}{12} \right).$$

Зависимости для расчёта моментов инерции тел разной формы и

относительно различных осей можно заимствовать из работы [4].

### Результаты разработки проблемно-ориентированной системы автоматизированного проектирования.

На основе приведённых моделей на примере КДУ, а также моделей других бортовых систем разработана проблемно-ориентированная система автоматизированного проектирования КА ДЗЗ на языке программирования Java.

Ниже приведена иллюстрация пользовательского интерфейса проблемно-ориентированной системы применительно к выбору массогабаритных характеристик КДУ для КА с массой  $m_{КА0} = 6500$  кг и потребной характеристической скоростью  $V_x = 490$  м/с. Диаметр двигательного отсека КА  $D = 1,5$  м. На рис. 2 приведено окно программного комплекса с загруженной моделью КДУ, а на рис. 3 – результаты расчёта массогабаритных параметров КДУ при следующих исходных данных:  $J_{y0} = 3285$  м<sup>2</sup>/с;  $k_{монл} = 1,05$ ;  $s = 5,0$ ;  $\rho_z = 790$  кг/м<sup>3</sup>;  $\rho_{ок} = 1536$  кг/м<sup>3</sup>;  $k_z = k_{ок} = 1,25$ ;  $k = 2,7$ ;  $k_{КДУ} = 1,2$ ;  $k_{отсКДУ} = 1,15$ .

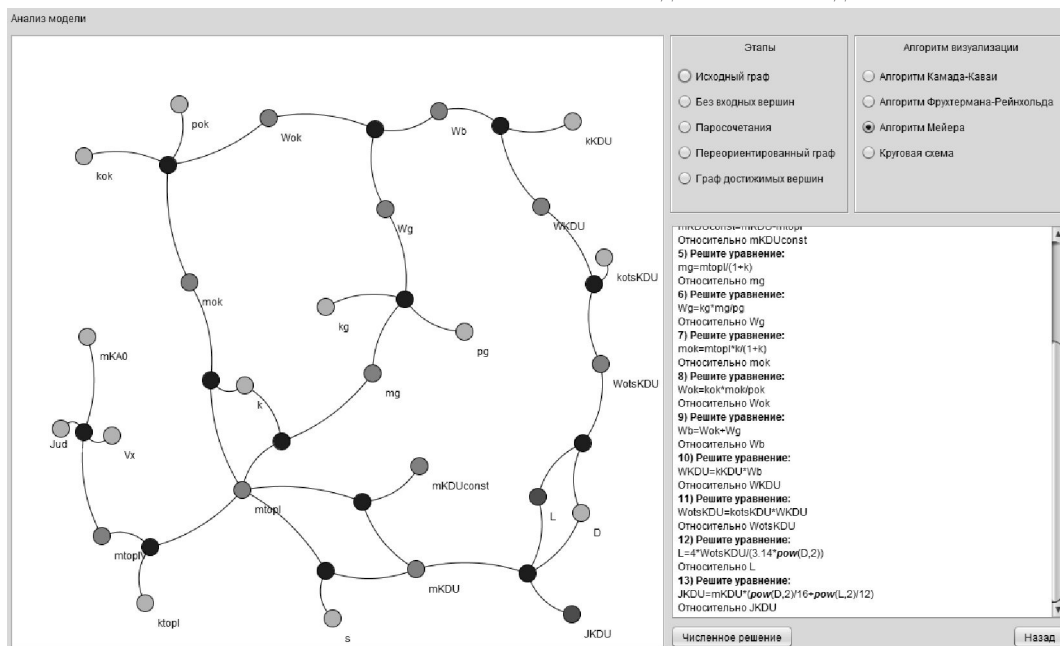


Рис. 2. Окно программного комплекса с загруженной моделью КДУ

В результате работы системы определяется последовательность выполнения расчётов и, после ввода числовых

значений входных параметров модели, вычисляются значения массы двигательной установки и объёма отсека КДУ.

В примере были получены следующие характеристики КДУ:  $m_{КДУ} = 1182$  кг;  $L = 0,755$  м;  $J_{КДУ} = 222,4$  кг·м<sup>2</sup>.

Данное программное обеспечение также позволяет импортировать рассчитанные значения в CAD/CAM/CAE-систему для построения геометрической модели спроектированного изделия. Если

в CAD/CAM/CAE-системе заранее создана типовая модель изделия в параметризованном виде, то происходит её автоматическое изменение в соответствии с полученными результатами. Это позволяет осуществлять оперативное сравнение различных вариантов разрабатываемого изделия.

| Название | Значение | Опции |
|----------|----------|-------|
| Vx       | 490.0    |       |
| Jud      | 3285.0   |       |
| k        | 2.7      |       |
| s        | 5.0      |       |
| D        | 1.5      |       |
| mKA0     | 6500.0   |       |
| ktopl    | 1.05     |       |
| kok      | 1.25     |       |
| pok      | 1536.0   |       |
| kg       | 1.25     |       |
| pg       | 790.0    |       |
| kkDU     | 1.2      |       |
| kotsKDU  | 1.15     |       |

Найденные значения  
для выходных вершин:  
L=0.7548  
JKDU=222.3713  
для нейтральных вершин:  
Wb=0.966  
Wok=0.5616  
Wg=0.4044  
mtoplV=900.7127  
mtopl=945.7483  
mKDU=1182.1852  
mok=690.1406  
mg=255.6076  
WKDU=1.1592  
WotsKDU=1.3331  
mKDUconst=236.4369

Кнопки: Пересчитать, Экспорт в Pro/ENGINEER, Экспорт в SolidWorks, Сохранить, Назад

Рис. 3. Результаты расчёта массогабаритных характеристик КДУ

## Выводы

1. Предложена методика оценки массогабаритных характеристик комплексной двигательной установки космического аппарата дистанционного зондирования Земли на основе расчётов потребной характеристической скорости для осуществления различного рода маневрирования.

2. Разработано программное обеспечение для автоматизированной постановки и решения проектных задач по выбору проектных характеристик КДУ, которое основано на использовании проблемно-ориентированного программирования и реализует концепцию точного попадания без составления целевых функций и решения задач математического программирования.

## Библиографический список

1. Друшляков Ю.И., Ежова И.В. Теоретические основы программирования: учебное пособие. М.: МАИ, 1986. 60 с.  
2. Толяренко Н.В. Основы проектирования орбитальных станций: учеб. посо-

бие. М.: МАИ, 1994. 64 с.  
3. Куренков В.И., Юмашев Л.П. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: учеб. пособие. Самара: Самарский



государственный аэрокосмический университет, 2006. 239 с.

4. Астахов М.Ф., Караваев А.В., Мака-

ров С.Я. и др. Справочник по расчёту самолёта на прочность. М.: Оборонгиз, 1954. 708 с.

### **Информация об авторах**

**Куренков Владимир Иванович**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru). Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования, надёжность ракет-носителей и космических аппаратов наблюдения.

**Кучеров Александр Степанович**, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный

исследовательский университет). E-mail: [ask@ssau.ru](mailto:ask@ssau.ru). Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования и надёжность космических аппаратов наблюдения, исследование операций.

**Якищик Артём Андреевич**, аспирант кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [yakischik@mail.ru](mailto:yakischik@mail.ru). Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования ракет-носителей и космических аппаратов наблюдения.

## **ESTIMATION OF MASS-DIMENSIONAL CHARACTERISTICS OF A COMPLEX PROPULSION UNIT OF EARTH REMOTE SENSING SPACECRAFT**

© 2014 V.I. Kurenkov, A.S. Kucherov, A.A. Yakishik

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

An estimation method for weight and size characteristics of complex propulsion unit (CPS) of the Earth remote observation spacecraft determination based on calculations of required characteristic velocity needed to carry out various kinds of maneuvering is proposed. Program complex for automated posing and solving of design problems by choosing the design characteristics of CPS is developed based on a problem-oriented programming and implementing the exact approximation concept. Within the concept, optimization of CPS basic design parameters is carried out in implicit form, without setting the mathematical programming problem, which requires formulation of objective functions and limitations. Software package developed in the programming language Java is described. Use of the package is illustrated by determination of CPS parameters needed to provide given characteristic velocity for the spacecraft with given mass. In order to perform quick comparative analysis of alternative design versions of CPS, the package provides import of calculated design parameters into 3D design system wherein original parameterized CPS model may be preliminarily constructed.

*Complex propulsion unit, fuel, unit impulse, mass, dimensions, implicit optimization, automated design, problem-oriented system.*

### **References**

1. Drushlyakov U.I., Ezova I.V. Publ., 1986. 60 p. Teoreticheskie osnovi programmirovania: uchebnoe posobie [Theoretic foundations of computer programming]. Moscow: MAI
2. Tolyarenko N.V. Osnovi proektirovaniya kosmicheskikh stancii: uchebnoe posobie [Foundations of space stantions

design]. Moscow: MAI Publ., 1994. 64 p.

3. Kurenkov V.I., Yumashev L.P. Vibor osnovnih proektnih harakteristik i konstruktivnogo oblika raket-nositelei: uchebnoe posobie [Selection of basic design characteristics and constructive appearance of carrier rockets]. Samara: Samara State

Aerospace University Publ., 2007. 239 p.

4. Astahov M.F., Karavalcev A.V., Makarov S.Y. et al. Spravochnik po raschetu samoleta na prochnost' [Handbook on the calculation of plane strength]. Moscow: Oborongiz Publ., 1954. 708 p.

#### **About the authors**

**Kurenkov Vladimir Ivanovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor of the department of Aerospace Engineering, Samara State Aerospace University. E-mail: [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru). Area of Research: design, modeling the target operation, reliability of carrier rockets and observation spacecraft.

**Kucherov Alexander Stepanovich**, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the department of Aerospace Engineering, Samara State

Aerospace University. E-mail: [ask@ssau.ru](mailto:ask@ssau.ru). Area of Research: design, modeling the target operation and reliability of spacecraft, operational research.

**Yakischik Artyom Andreevich**, postgraduate student of the department of Aerospace Engineering, Samara State Aerospace University. E-mail: [yakischik@mail.ru](mailto:yakischik@mail.ru). Area of Research: design, modeling the target operation of carrier rockets and observation spacecraft.