

УДК 629.78

## МЕТОД ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ НА ОСНОВЕ СОЗДАНИЯ ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННЫХ СИСТЕМ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

© 2012 А. С. Кучеров, В. И. Куренков

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

Рассматривается проблема разработки проблемно-ориентированных систем для автоматизированного решения задач проектирования космических аппаратов с проверкой их корректности и определением последовательности выполнения расчётов. Работа программного комплекса, разработанного в среде программирования DELPHI, иллюстрируется примером определения массовых характеристик системы терморегулирования.

*Космический аппарат наблюдения, проектные характеристики, проблемно-ориентированная система, уравнения связи, входные данные, выходные данные, двудольный граф, компонента сильной связности.*

В настоящее время в практике создания космических аппаратов (КА) наблюдения на начальных этапах проектирования используются методы синтеза основных проектных характеристик, построенные:

- на основе улучшения характеристик прототипа;
- на основе использования готовых платформ с установкой целевой аппаратуры;
- на базе эвристических алгоритмов (для новых конструкций без аналогов);
- на основе последовательного «наращивания» бортовых систем и конструкции КА «вокруг» аппаратуры наблюдения (для КА высокодетального оперативного наблюдения) [1].

Известен также метод синтеза основных проектных характеристик КА исходя из заданных целевых показателей эффективности (периодичности и детальности наблюдения, производительности съёмки, оперативности подхода к «цели» и доставки видеоинформации на наземные пункты приёма, точности привязки координат снимка, срока активного существования и др.). Этот метод является предпочтительным при создании КА, отли-

чающихся новизной проектных решений, так как позволяет приблизить проектные характеристики КА к оптимальным (рациональным). Но на практике он может быть реализован путём поворочных расчётов выполнения целевых показателей эффективности КА после каждого итерационного цикла изменения проектных характеристик (массогабаритных, инерционных энергетических и др.). Эти проверки осуществляются с помощью моделирования целевого функционирования КА наблюдения с принятыми проектными характеристиками. Такой подход ведёт к достижению поставленной цели – созданию КА с рациональными проектными характеристиками, но само моделирование является трудоёмким и требует разработки многочисленных моделей, связывающих проектные параметры с целевыми.

Для того чтобы данный метод использовать без прерываний итерационных циклов при проведении поворочных расчётов, имеется путь объединения расчёта проектных характеристик и моделирования целевого функционирования в одном программном комплексе. Для этого мож-

но использовать так называемые непроцедурные методы программирования [2].

Суть непроцедурного программирования заключается в следующем. В компьютер вводятся переменные (варьируемые параметры) и связи между ними (уравнения, связывающие эти параметры). Осуществляется постановка задачи путём разделения множества параметров на искомые (выходные) параметры и заданные (входные) параметры. Таких задач может быть множество. Далее система, построенная на принципах непроцедурного программирования, на основе внутренней логики (с использованием теории графов) проверяет корректность поставленной задачи (может ли быть данная задача решена по условиям достаточности уравнений связи и заданных параметров) и выдаёт последовательность (алгоритм) решения задачи, если она корректна. При численном задании исходных данных осуществляется поиск выходных значений.

Системы, построенные с использованием непроцедурного программирования, принято называть проблемно-ориентированными системами автоматизированного проектирования. Такие системы построены для проектирования некоторых структур самих компьютеров [2]. Использование такого рода систем применительно к космическим аппаратам наблюдения впервые предложено в работе [1].

Преимущества проблемно-ориентированных систем автоматизированного проектирования КА наблюдения заключаются в следующем.

1. В процессе работы системы получается ответ на вопрос: корректно ли поставлена задача проектирования или нет (например, количество уравнений меньше, чем число переменных, которые необходимо найти). Проектные характеристики различных составных частей КА, как правило, связаны между собой множеством уравнений различного типа (алгебраических, дифференциальных и интегральных), логических зависимостей, алгоритмических связей. В общем виде говорят об операторах связи различной

формы. При этом количество увязываемых характеристик, а, следовательно, и соответствующих операторов связи, может быть очень большим, и при «ручной увязке» не всегда ясно, корректна ли задача.

2. Отсутствует необходимость в приостановке итерационного процесса выбора основных проектных характеристик для проведения поверочных расчётов по обеспечению заданных целевых характеристик. Сам процесс поиска выходных переменных не является итерационным (не считая использования, при необходимости, итерационных методов решения уравнений). Другими словами, исключается проблема согласования («увязки») массогабаритных, энергетических, ресурсных, временных и других характеристик целевой аппаратуры, бортовых обеспечивающих систем и КА в целом.

3. Полученные значения массогабаритных, инерционных, энергетических и других проектных параметров КА обеспечивают реализацию устройств, с помощью которых осуществляется получение заданных целевых характеристик (без избытка или недостатка). В практическом аспекте это означает, что с помощью проблемно-ориентированных систем осуществляется оптимизация основных проектных характеристик КА в неявной форме, в теоретическом - что оптимизация проектных характеристик производится без формальной постановки задачи математического программирования.

4. Заранее можно определить классы решаемых задач (что известно, а что необходимо определить) и сделать заготовки программного интерфейса. Можно поставить множество задач проектирования (минимизация стоимости космической системы наблюдения, минимизация массы КА, улучшение целевых показателей эффективности, оптимизация расписания работы целевой и обеспечивающей аппаратуры, бортовой аппаратуры и т.д.). При этом, в зависимости от конкретной постановки задачи, состав исходных данных и выходных параметров будет различен.

5. Проблемно-ориентированные системы позволяют также использовать методы синтеза на основе улучшения характеристик прототипов и на основе использования готовых платформ с установкой целевой аппаратуры. Известные или заимствованные характеристики просто фиксируются (исключаются из числа переменных). Указанные элементы, как правило, «не вписываются» в оптимальную структуру проектируемого КА, но тем не менее их используют по соображениям минимизации финансовых затрат и экономии времени. Кроме того, возможно использование метода синтеза на основе последовательного «наращивания» бортовых систем и конструкции КА «вокруг» аппаратуры наблюдения, если в эту систему встроить твердотельные модели КА и их составных частей с обеспечением взаимодействия различного рода моделей.

6. Данные системы в перспективе можно использовать не только для оценки массогабаритных, инерционных и энергетических характеристик КА, но и для определения параметров процессов функционирования, оценки живучести и т.д. Для этого необходимо построить соответствующие модели.

7. Экономится время на начальных этапах проектирования. Дело в том, что в настоящее время головной проектант (отдел, отделение или конструкторское бюро) на начальных этапах проектирования постоянно уточняет исходные данные или технические задания соисполнителям на проектирование составных частей космических аппаратов, в результате чего процесс проектирования носит итерационный характер. Использование проблемно-ориентированных систем позволит исключить необходимость итераций.

Методика построения проблемно-ориентированных автоматизированных систем основана на использовании теории графов и теории отношений и заключается в следующем [2].

По исходной системе уравнений, описывающих рассматриваемый объект, строится двудольный граф  $G = (U, V, E)$ ,

где  $U$  – множество переменных;  $V$  – множество отношений;  $E$  – множество рёбер. Такой граф отражает связи между переменными, используемыми в математической модели, и уравнениями, в которые эти переменные входят.

Далее в образованном двудольном графе определяется максимальное паросочетание, т.е. максимально мощное множество его рёбер, обладающих тем свойством, что каждая вершина графа инцидентна не более чем одному ребру. Построение максимального паросочетания позволяет для каждой конкретной переменной определить совокупность тех уравнений, из которых она может быть выражена.

После этого проводится разделение двудольного графа на компоненты сильной связности. Выделение этих компонент разбивает исходную систему уравнений на подсистемы, которые должны решаться совместно. Основой алгоритма построения компонент сильной связности является поиск циклов в орграфе: множество вершин простого цикла принадлежит одной и той же сильно связной компоненте.

Проходя последовательно по вершинам двудольного графа, разделённого на компоненты сильной связности, от искомым переменных через вершины отношений к вершинам известных переменных, можно определить последовательность решения данной системы уравнений.

Рассмотренный укрупнённый алгоритм решения задачи был реализован в программном комплексе, разработанном в среде программирования DELPHI [3]. В разработке комплекса участвовали студенты и аспиранты кафедры летательных аппаратов С. Г. Фомичёв, В. Б. Белкин, В. С. Алиппа, А. А. Якищук.

Работа комплекса происходит следующим образом. Пользователь вводит, с соблюдением определённых синтаксических правил, в окно диалога уравнения, описывающие математическую модель.

После проверки правильности ввода исходных данных работа программного

комплекса происходит в режиме диалога, в ходе которого пользователь может выбрать, какие из переменных ему нужно найти, и в результате получает отчёт программы в виде последовательности уравнений, которые необходимо решить для определения заданных неизвестных переменных.

В составе программного комплекса также имеется модуль, предназначенный для получения численных значений искомых параметров. Для его реализации разработаны модели, в основу которых легли различные методы решения алгебраических уравнений и систем.

Для решения линейных, квадратных, логарифмических, экспоненциальных и других алгебраических уравнений разработаны точные методы нахождения корней с помощью известной обратной функции.

Решение алгебраических уравнений, для которых не разработаны точные методы нахождения корней или их реализация на ЭВМ представляет значительную сложность, осуществляется методом деления пополам (дихотомии). Для решения систем линейных уравнений применён метод исключения Гаусса.

С помощью описанного программного комплекса были решены задачи определения характеристик ряда систем КА: системы терморегулирования (СТР), силового гироскопического комплекса, корректирующей двигательной установки, оптико-электронного телескопического комплекса.

В качестве примера использования комплекса рассмотрим задачу определения массовых характеристик СТР космического аппарата. Уравнения, описывающие массогабаритные характеристики указанной системы, имеют следующий вид [1]:

$$M_{СТР} = M_{ТО} + M_{КЦ} + M_{РТО},$$

$$M_{РТО} = m_{уд} S_{РТО},$$

$$Q_{нар} = A_s (Q_{СОЛН} + Q_{ОТР}) + E_w Q_{ПЛ},$$

$$Q_{СОЛН} = q_{СОЛН} S_m, \quad Q_{ОТР} = q_{ОТР} S_m,$$

$$Q_{ПЛ} = q_{ПЛ} S_m, \quad q_{СОЛН} = s T_c^4 \left( \frac{R_c}{r} \right),$$

$$q_{ОТР} = \frac{2}{3} a_{пл} q_{СОЛН} B_0 \left[ B_0 - \sqrt{1 - B_0^2} + \frac{2}{B_0} \sqrt{1 - B_0^2} \right] \cos f,$$

$$B_0 = \frac{R}{R + H_{орб}},$$

$$q_{ПЛ} = 0,5(1 - a_{пл}) \left( 1 - \sqrt{1 - B_0^2} \right) q_{СОЛН},$$

$$Q_{омс} = Q_{ВН \max} + Q_{нар}, \quad S_{РТО} = f \frac{Q_{омс} F}{E_w s T_{гх}^4},$$

$$F = \frac{1}{3} \frac{\left( \frac{T_{гх}}{T_{вых}} \right)^3}{1 - \frac{T_{гх}}{T_{вых}}}, \quad M_{КЦ} = \frac{M_{теплонос} + M_{насос\Sigma}}{1 - m_{пр}},$$

$$M_{насос\Sigma} = n_{насос} M_{насос},$$

$$\eta_{теплон} = \frac{Q_{омс}}{C_p (T_{гх} - T_{вых})},$$

$$M_{теплонос} = r_m l_{\Sigma} \frac{pd_{cp}^2}{4}, \quad V = \frac{4 \eta_{теплон}}{r_m pd_{cp}^2},$$

$$\Delta p = x_{уср} \frac{l_{\Sigma} r_m V^2}{d_{cp}^2}, \quad N'_n = \eta_{теплон} \frac{\Delta p}{r h_n},$$

$$n_{насос} = \frac{N'_n}{N_n}, \quad M_{ТО} = m_{ТО} M_{СТР}.$$

В уравнениях используются следующие переменные:

$M_{СТР}$  - масса СТР;  $M_{ТО}$  - масса теплообменника;  $M_{КЦ}$  - масса контура циркуляции теплоносителя;  $M_{РТО}$  - масса радиаторов-теплоизлучателей;  $m_{уд}$  - удельная масса панелей радиаторов-теплоизлучателей;  $S_{РТО}$  - суммарная площадь панелей радиаторов-теплоизлучателей;  $Q_{нар}$  - тепловой поток, подведённый к КА извне;  $A_s$  - коэффициент поглощения солнечной радиации;  $Q_{СОЛН}$  - тепловой поток прямой солнечной радиации;  $Q_{ОТР}$  - тепловой поток отражённой от планеты солнечной радиации;  $E_w$  - степень черноты наружной поверх-

ности;  $Q_{пл}$  - тепловой поток собственного излучения планеты;  $q_{солн}$  - удельный тепловой поток прямой солнечной радиации;  $S_M$  - площадь миделя КА по направлению теплового потока;  $q_{отр}$  - удельный тепловой поток отражённой от планеты солнечной радиации;  $q_{пл}$  - удельный тепловой поток собственного излучения планеты;  $s$  - постоянная Стефана-Больцмана;  $T_C$  - температура поверхности Солнца;  $R_C$  - радиус Солнца;  $r$  - расстояние от Земли до Солнца;  $a_{пл}$  - альbedo планеты;  $f$  - угол между направлениями из центра Земли на Солнце и на космический аппарат;  $R$  - средний радиус Земли;  $H_{орб}$  - высота орбиты;  $Q_{отв}$  - тепловой поток, отведённый с КА;  $Q_{ВН\max}$  - максимальный средний тепловой поток от приборов;  $f$  - коэффициент запаса;  $T_{вх}$  - входная температура;  $T_{вых}$  - выходная температура;  $F$  - коэффициент разброса температуры;  $M_{теплон}$  - масса теплоносителя;  $M_{насос\Sigma}$  - суммарная масса насосного агрегата;  $m_{пр}$  - удельная масса прочих агрегатов контура циркуляции;  $n_{насос}$  - количество насосов;  $M_{насос}$  - масса одного насоса;  $m_{теплон}$  - расход теплоносителя через радиатор-теплоизлучатель;  $C_p$  - теплоемкость теплоносителя;  $\rho_m$  - плотность теплоносителя;  $l_\Sigma$  - суммарная длина трубопровода;  $d_{ср}$  - средний диаметр трубопровода;  $V$  - скорость теплоносителя в трубопроводе;  $\Delta p$  - разность давлений в трубопроводе;  $N'_n$  - мощность насоса, обеспечивающего прокачку теплоносителя;  $x_{уср}$  - усреднённый коэффициент гидростатического сопротивления трубопровода;  $h_H$  - коэффициент полезного действия насоса;  $N_n$  - мощность имеющегося насоса;  $m_{ТО}$  - удельная масса теплообменника.

Для ввода уравнений в программный комплекс необходимо использовать формализованные переменные-идентификаторы. Их соответствие исходным параметрам математической модели устанавливается табл. 1.

Таблица 1. Список идентификаторов

Идентификатор	Параметр модели	Идентификатор	Параметр модели
u1	$M_{СТР}$	u24	$H_{орб}$
u2	$M_{ТО}$	u25	$Q_{отв}$
u3	$M_{КЦ}$	u26	$F$
u4	$M_{РТО}$	u27	$T_{вх}$
u5	$m_{уд}$	u28	$T_{вых}$
u6	$S_{РТО}$	u29	$M_{теплон}$
u7	$Q_{нар}$	u30	$M_{насос\Sigma}$
u8	$A_s$	u31	$m_{пр}$
u9	$Q_{солн}$	u32	$n_{насос}$
u10	$Q_{отр}$	u33	$M_{насос}$
u11	$E_w$	u34	$m_{теплон}$
u12	$Q_{пл}$	u35	$C_p$
u13	$q_{солн}$	u36	$\rho_m$
u14	$q_{пл}$	u37	$l_\Sigma$
u15	$q_{отр}$	u38	$d_{ср}$
u16	$T_C$	u39	$V$
u17	$s$	u40	$x_{уср}$
u18	$R_C$	u41	$\Delta p$
u19	$r$	u42	$N'_n$
u20	$S_M$	u43	$N_n$
u21	$a_{пл}$	u44	$m_{ТО}$
u22	$B_0$	u45	$Q_{ВН\max}$
u23	$R$		

Коэффициент запаса  $f$  и коэффициент полезного действия насоса  $h_H$  приняты постоянными и равными соответственно 1,1 и 0,5. Поэтому в дальнейшем эти параметры не использовались.

Известными (входными) являются параметры:  $m_{уд}$ ,  $A_s$ ,  $E_w$ ,  $T_C$ ,  $s$ ,  $R_C$ ,  $r$ ,  $S_M$ ,  $a_{пл}$ ,  $R_3$ ,  $H_{орб}$ ,  $T_{вх}$ ,  $T_{вых}$ ,  $m_{пр}$ ,  $M_{насос}$ ,  $C_p$ ,  $\rho_m$ ,  $l_\Sigma$ ,  $d_{ср}$ ,  $x_{уср}$ ,  $N_n$ ,  $m_{ТО}$ ,  $Q_{ВН\max}$ .

Искомыми (выходными) переменными являются  $M_{СТР}$  и  $M_{ТО}$ .

Двудольный граф  $G = (U, V, E)$ , построенный по системе уравнений, описывающих СТР, приведён на рис. 1.

На рис. 2 приведён вид диалогового окна с двудольным графом и максимальным паросочетанием, построенными с помощью программного комплекса.

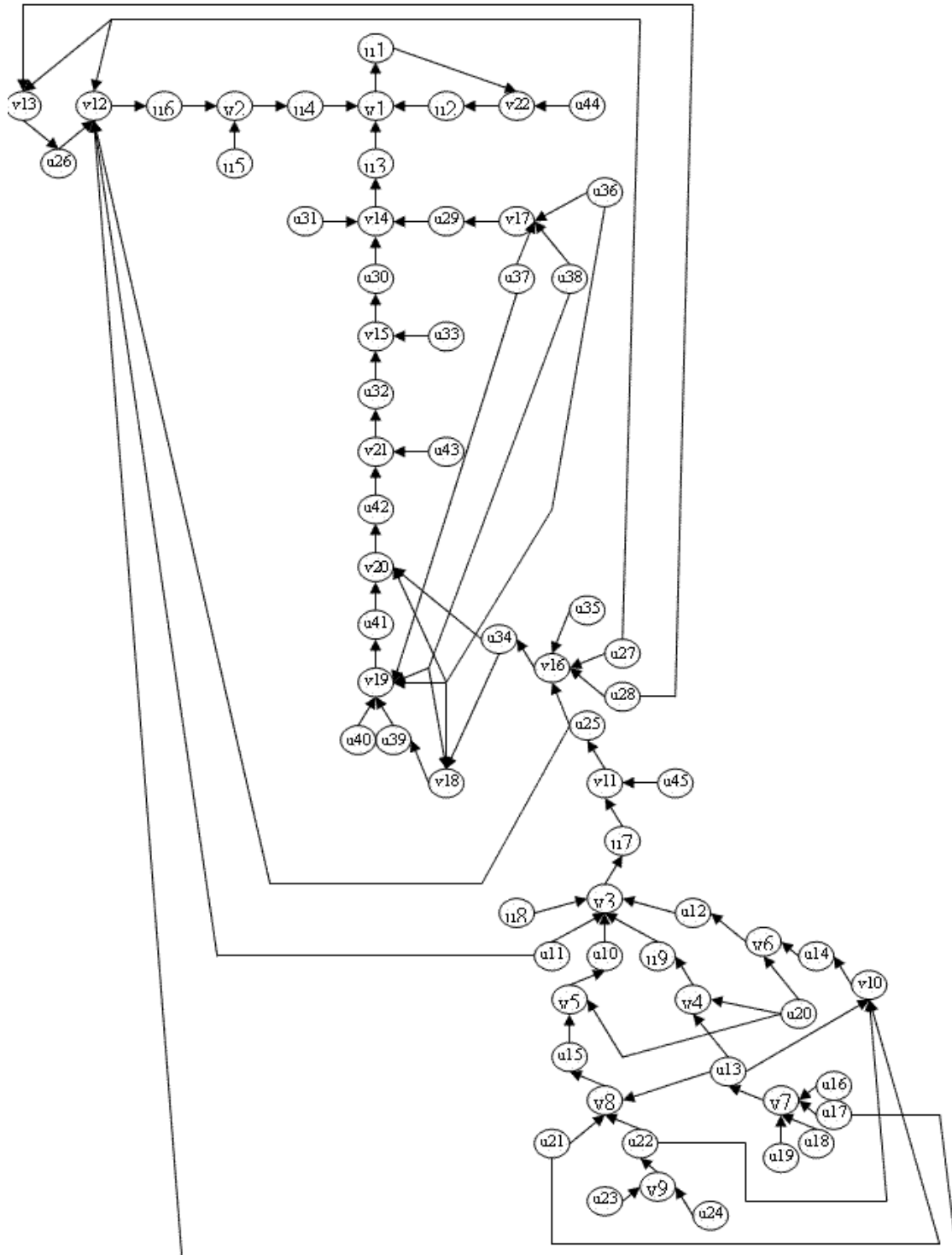


Рис.1. Двудольный граф связей уравнений и переменных

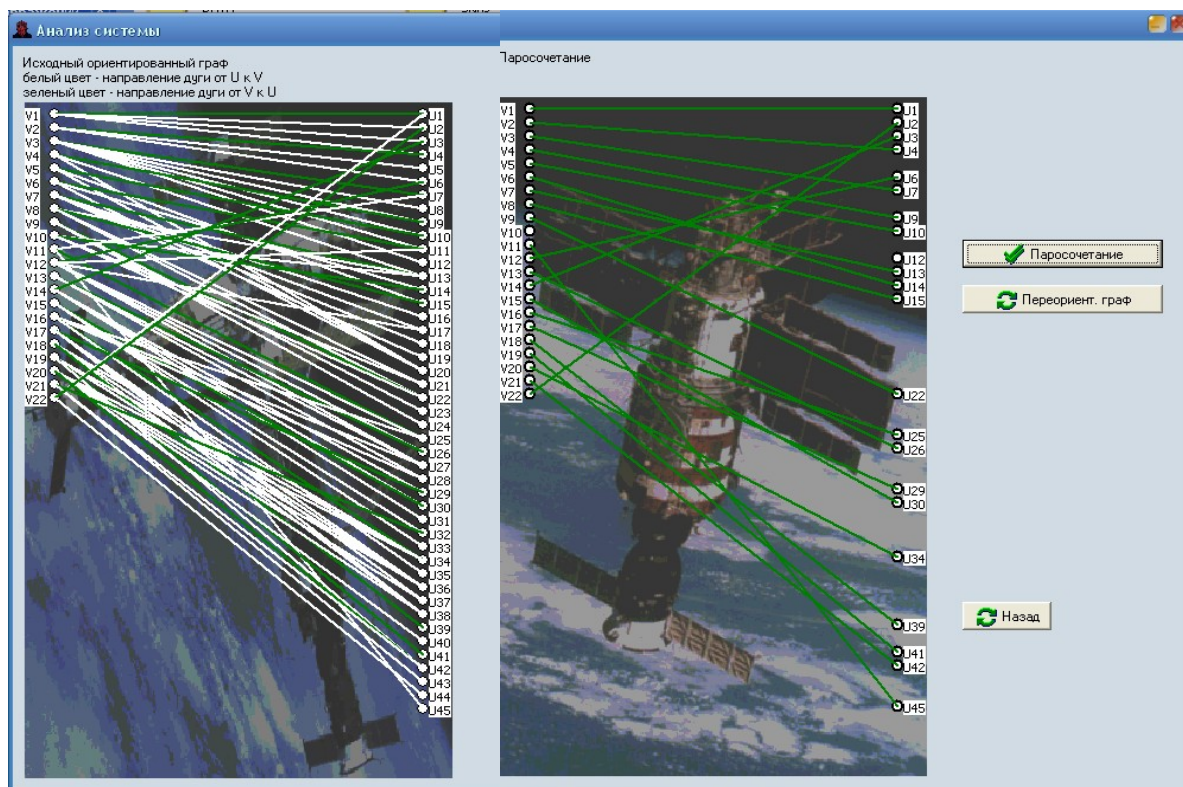


Рис. 2. Вид диалогового окна программного комплекса

Результат работы программного комплекса выглядит следующим образом:

Решите уравнение вида:

$$u_{26} = 0.3 * (u_{27} / (u_{28}))^2 / (1 - u_{27} / (u_{28}))$$

Относительно:  $u_{26}$

Решите уравнение вида:  $u_{32} = u_{42} / (u_{43})$

$$u_{42} = u_{34} * (u_{41} / (u_{36})) / 0.5$$

Относительно:  $u_{34}, u_{39}, u_{41}$ ,

Решите уравнение вида:

$$u_{34} = u_{25} / (u_{35} * (u_{27} - u_{28}))$$

Относительно:  $u_{25}$

Решите уравнение вида:

$$u_6 = 1.5 * (u_{25} * u_{26}) / (u_{11} * u_{17} * u_{27})$$

Относительно:  $u_6$

Решите уравнение вида:  $u_4 = u_5 * u_6$

Относительно:  $u_4$

Решите уравнение вида:  $u_{30} = u_{32} * u_{33}$

Относительно:  $u_{30}$

Решите уравнение вида:

$$u_{29} = u_{36} * u_{37} * 3.14 * u_{38}^{(2)/4}$$

Относительно:  $u_{29}$

Решите уравнение вида:

$$u_3 = (u_{29} + u_{30}) / (1 - u_{31})$$

Относительно:  $u_3$

Решите систему уравнений:

$$u_1 = u_2 + u_3 + u_4$$

$$u_2 = u_{44} * u_1$$

Относительно:  $u_1, u_2$

После определения последовательности выполнения расчётов пользователь может, введя числовые значения входных параметров модели, получить значения выходных параметров.

### Библиографический список

1. Куренков, В. И. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения [Текст] / В. И. Куренков, В. В. Салмин, А. Г. Прохоров. - Самара: Изд-во СГАУ, 2007. - 160 с.
2. Друшляков, Ю. И. Теоретические основы программирования [Текст] / Ю. И. Друшляков, И. В. Ежова. - М.: МАИ, 1986. - 60 с.

3. Фомичёв, С. Г. Разработка элементов проблемно-ориентированной системы автоматизированного проектирования [Текст] / С. Г. Фомичёв, В. И. Куренков, А. С. Кучеров // Труды XIII Всероссийского научно-технического семинара по навигации и управлению движением. – Самара, - 2007. - С. 305-309.

## METHOD OF CHOOSING SPACECRAFT DESIGN CHARACTERISTICS ON THE BASIS OF CREATING TASK-ORIENTED SYSTEMS OF COMPUTER-AIDED DESIGN

© 2012 A. S. Kucherov, V. I. Kurenkov

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov  
(National Research University)

The paper deals with the problem of developing task-oriented systems for computer-aided solving of the tasks of spacecraft design with their correctness verified and the sequence of performing the calculations defined. The operation of the software developed in the DELPHI environment is illustrated by the example of determining mass characteristics of the temperature control system.

*Observation spacecraft,, design characteristics, problem-oriented system, constraint equations, input data, output data, bipartite graph, connected component*

### Информация об авторах

**Кучеров Александр Степанович**, кандидат технических наук, доцент, начальник управления подготовки научных кадров, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [upnk@ssau.ru](mailto:upnk@ssau.ru). Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования и надёжность космических аппаратов наблюдения, исследование операций.

**Куренков Владимир Иванович**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры летательных аппаратов, 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.

**Kucherov Alexander Stepanovich**, candidate of technical science, associate professor, head of the research staff training department, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [upnk@ssau.ru](mailto:upnk@ssau.ru). Area of research: designing, modeling target operation and reliability of spacecraft, operation research.

**Kurenkov Vladimir Ivanovich**, doctor of technical science, professor, the aircraft design department, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru). Area of research: design, target operation modeling, reliability of carrier rockets and observation spacecraft.