

УДК 531.3

**ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ
В ЗАДАЧАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**© 2010 А.С. Кучеров¹, В.И.Куренков¹, В.Б. Белкин¹, В.С. Алиппа¹¹Самарский государственный аэрокосмический университет

Рассматривается разработка проблемно-ориентированных систем для автоматизированного решения задач проектирования космических аппаратов с проверкой их корректности, определением последовательности выполнения расчётов и получением численных значений искомых параметров. Описывается программный комплекс, разработанный в среде программирования DELPHI.

Проблемно-ориентированная система, уравнения связи, входные данные, выходные данные, двудольный граф, компонента сильной связности

При проектировании или модернизации космических аппаратов (КА) наблюдения с высокими показателями целевой эффективности (детальности, периодичности, оперативности, производительности, срока активного существования, точности и т.п.) в условиях ограничений по массе конструкции, мощности электропотребления, времени выполнения частных операций и т.д. возникает проблема согласования («увязки») массогабаритных, энергетических, ресурсных, временных и других характеристик целевой аппаратуры, бортовых обеспечивающих систем и КА в целом.

С одной стороны, указанные 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, и, следовательно, и соответствующих операторов связи, может быть очень большим, и при «ручной» увязке характеристик легко допустить ошибку. Не всегда ясно, достаточно ли имеющихся операторов связи или имеется их избыток, корректно ли поставлена задача проектирования или нет.

С другой стороны, 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.).

Кроме того, иногда приходится заимствовать уже существующие, отработанные элементы, узлы и агрегаты бортовых систем из КА других типов. Указанные элементы, как правило, «не вписываются» в оптимальную структуру проектируемого космического аппарата, однако, их используют по соображениям минимума финансовых затрат и экономии времени.

Все эти обстоятельства затрудняют формализацию постановок задач проектирования в математической форме. Поэтому увязка указанных характеристик в настоящее время, как правило, производится на основе многократных циклов итерации. При этом 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 общем случае, в результате уточнений постоянно меняется и сам проектный облик КА.

Чтобы облегчить головному проектанту задачу проектирования или

модернизации КА, можно разработать проблемно-ориентированную систему проектирования. При использовании такой системы, прежде всего, осуществляется выбор задачи проектирования из множества заранее сформулированных, вводятся номенклатура бортовых систем и соответствующие операторы связи характеристик их составных систем. Далее система с использованием специальных моделей и алгоритмов определяет корректность поставленной задачи. В случае, если задача некорректна, система указывает оператору, что именно в задаче некорректно (например, число уравнений меньше числа переменных, которые необходимо найти). В противном случае система предлагает последовательность решения и находит соответствующие выходные данные: «увязанные» массогабаритные, энергетические, ресурсные и другие характеристики проектируемого КА.

При этом, теоретически, не требуется выполнения последующих итераций, хотя они могут проводиться по другим соображениям – например, в ходе решения систем уравнений методом последовательного приближения.

Методика построения проблемно-ориентированных автоматизированных систем основана на использовании теории графов и теории отношений и заключается в следующем [1].

По исходной системе уравнений, описывающих рассматриваемый объект, строится двудольный граф $G = (U, V, E)$, где U – множество переменных; V – множество отношений; E – множество ребёр. 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 ребер, 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 [2]. 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 объекта исследования; программа автоматически извлекает из уравнений исходные данные для их дальнейшего использования.

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 дальнейшем программный комплекс был дополнен модулем, предназначенным для получения численных значений искомых параметров. При этом были разработаны модели, в основу которых легли различные методы решения алгебраических уравнений и систем.

Для решения линейных, квадратных, логарифмических, экспоненциальных и других алгебраических уравнений, для каждого вида которых разработаны точные методы нахождения корней, их отыскание производится 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 обеспечения теплового режима, силового гироскопического комплекса, корректирующей двигательной установки (КДУ).

В качестве примера использования комплекса рассмотрим задачу расчёта параметров КДУ космического аппарата. Уравнения, описывающие массогабаритные характеристики указанной системы, имеют следующий вид [3]:

$$\Delta V_1 = V_p - V_{kp1}, \quad V_p = V_I \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{kp1}} - \frac{1}{a_1} \right)}, \quad a_1 = \frac{r_{kp1} + r_{kp2}}{2}, \quad V_{kp1} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{kp1}}},$$

$$\Delta V_2 = V_{kp2} - V_a, \quad V_{kp2} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{kp2}}}, \quad V_a = V_I \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{kp2}} - \frac{1}{a_1} \right)},$$

$$\Delta V_5 = V_{kp2} - V_{a0}, \quad V_{a0} = V_I \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{kp2}} - \frac{1}{a_2} \right)}, \quad a_2 = \frac{r_{kp2} + r_{kp3}}{2},$$

$$\Delta V_6 = V_{p0} - V_{kp3}, \quad V_{p0} = V_I \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{kp3}} - \frac{1}{a_2} \right)}, \quad V_{kp3} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{kp3}}},$$

$$V_x = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_5 + \Delta V_6 + \Delta V_7, \quad V_x = J_{y0} \ln z, \quad z = \frac{m_{КА0}}{m_{КА0} - m_{монлV}},$$

$$m_{монл} = k_{монл} m_{монл}, \quad m_{КДУ} = \frac{s}{s-1} m_{монл}, \quad W_{\bar{o}} = W_{ок} + W_z, \quad W_{ок} = k \frac{m_{ок}}{r_{ок}},$$

$$W_z = k \frac{m_z}{r_z}, \quad m_z = m_{монл} \frac{1}{1+k}, \quad m_{ок} = m_{ок} \frac{k}{1+k},$$

$$W_{КДУ} = k_{КДУ} W_{\bar{o}}, \quad W_{омсКДУ} = k_{омсКДУ} W_{КДУ}, \quad L = \frac{4W_{омсКДУ}}{\rho D^2}.$$

В уравнениях используются следующие переменные:

ΔV_1 - приращение скорости, которое необходимо для перевода КА с низкой круговой орбиты на эллиптическую орбиту;

V_p - скорость в перигее переходной эллиптической орбиты;

$V_{кр1}$ - скорость на низкой круговой орбите;

V_I - первая космическая скорость;

R_3 - радиус Земли;

$r_{кр1}$ - радиус круговой первоначальной орбиты, на которую космический аппарат выведен ракетой-носителем, а также радиус перигея переходной эллиптической орбиты;

$r_{кр2}$ - радиус апогея переходной эллиптической орбиты, а также радиус круговой рабочей орбиты космического аппарата;

a_1 - большая полуось переходной эллиптической орбиты;

ΔV_2 - приращение скорости, необходимое для перевода КА на круговую орбиту с эллиптической в точке апогея;

$V_{кр2}$ - скорость космического аппарата на рабочей круговой орбите;

V_a - скорость космического аппарата в апогее переходной эллиптической орбиты;

ΔV_5 - приращение характеристической скорости для схода космического аппарата с рабочей круговой орбиты на переходную эллиптическую орбиту (переход к орбите для захоронения);

V_{a0} - скорость космического аппарата в апогее переходной эллиптической орбиты (переход к орбите для захоронения);

a_2 - большая полуось эллиптической переходной орбиты (переход к орбите для захоронения);

$r_{кр3}$ - радиус перигея переходной эллиптической орбиты, а также радиус круговой орбиты, предназначенной для начала операции захоронения;

ΔV_6 - приращение характеристической скорости, необходимое для схода космического аппарата с переходной эллиптической орбиты на низкую круговую;

V_{p0} - скорость космического аппарата в перигее переходной эллиптической орбиты (переход к орбите для захоронения);

$V_{кр3}$ - круговая скорость космического аппарата на опорной орбите, с которой начинается манёвр для захоронения;

ΔV_7 - приращение характеристической скорости, необходимое для схода космического аппарата с низкой (опорной) круговой орбиты для захоронения;

V_x - суммарная характеристическая скорость, необходимая для проведения всех манёвров;

J_{yo} - удельный импульс топлива и двигателя;

z - число Циолковского;

$m_{монлV}$ - масса топлива, необходимая для обеспечения запланированной характеристической скорости космического аппарата;

$m_{Ка0}$ - масса космического аппарата, полностью заправленного топливом;

$k_{монл}$ - коэффициент, учитывающий незабор топлива, непроизводительные выбросы, гарантированный остаток топлива и пр.;

$m_{монл}$ - масса топлива, которую необходимо иметь в баках комплексной двигательной установки;

s - конструктивная характеристика комплексной двигательной установки;

$m_{КДУ}$ - масса заправленной КДУ;

W_6 - объём баков с компонентами топлива комплексной двигательной установки;

$W_{ок}$ - объём, занимаемый окислителем;

W_z - объём, занимаемый горючим;

$m_{ок}$ - масса окислителя;

m_z - масса горючего;

$r_{ок}$ - плотность окислителя;
 r_z - плотность горючего;
 $k_{ок}$ - коэффициент, учитывающий незаполнение топливного бака окислителя;

k_z - коэффициент, учитывающий незаполнение топливного бака горючего;
 k - отношение секундных расходов окислителя и горючего;

$W_{КДУ}$ - объём, занимаемый комплексной двигательной установкой;

$k_{КДУ}$ - коэффициент, учитывающий превышение объёма комплексной двигательной установки (включая двигателя и автоматику) над объёмом баков;

$W_{отсКДУ}$ - объём, занимаемый отсеком космического аппарата, в

котором устанавливается комплексная двигательная установка;

$k_{отсКДУ}$ - коэффициент, учитывающий превышение объёма отсека космического аппарата, в котором располагается комплексная двигательная установка, над объёмом КДУ;

D - диаметр отсека цилиндрической формы, в котором располагается комплексная двигательная установка;

L - длина отсека цилиндрической формы, в котором располагается комплексная двигательная установка.

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

Таблица 1. Список идентификаторов

Идентификатор	Параметр модели	Идентификатор	Параметр модели	Идентификатор	Параметр модели
u1	ΔV_1	u16	V_{p0}	u31	$k_{ок}, k_z$
u2	V_p	u17	$V_{кр3}$	u32	$m_{ок}$
u3	$V_{кр1}$	u18	V_x	u33	$r_{ок}$
u4	V_I	u19	ΔV_7	u34	m_z
u5	R_3	u20	J_{y0}	u35	r_z
u6	$r_{кр1}$	u21	z	u36	k
u7	a_1	u22	$m_{Ка0}$	u37	$W_{КДУ}$
u8	$r_{кр2}$	u23	$m_{топлV}$	u38	$k_{КДУ}$
u9	ΔV_2	u24	$m_{топл}$	u39	$W_{отсКДУ}$
u10	$V_{кр2}$	u25	$k_{топл}$	u40	$k_{отсКДУ}$
u11	V_a	u26	$m_{КДУ}$	u41	L
u12	ΔV_5	u27	s	u42	D
u13	V_{a0}	u28	$W_{б}$	u43	ΔV_6
u14	a_2	u29	$W_{ок}$		
u15	$r_{кр3}$	u30	W_z		

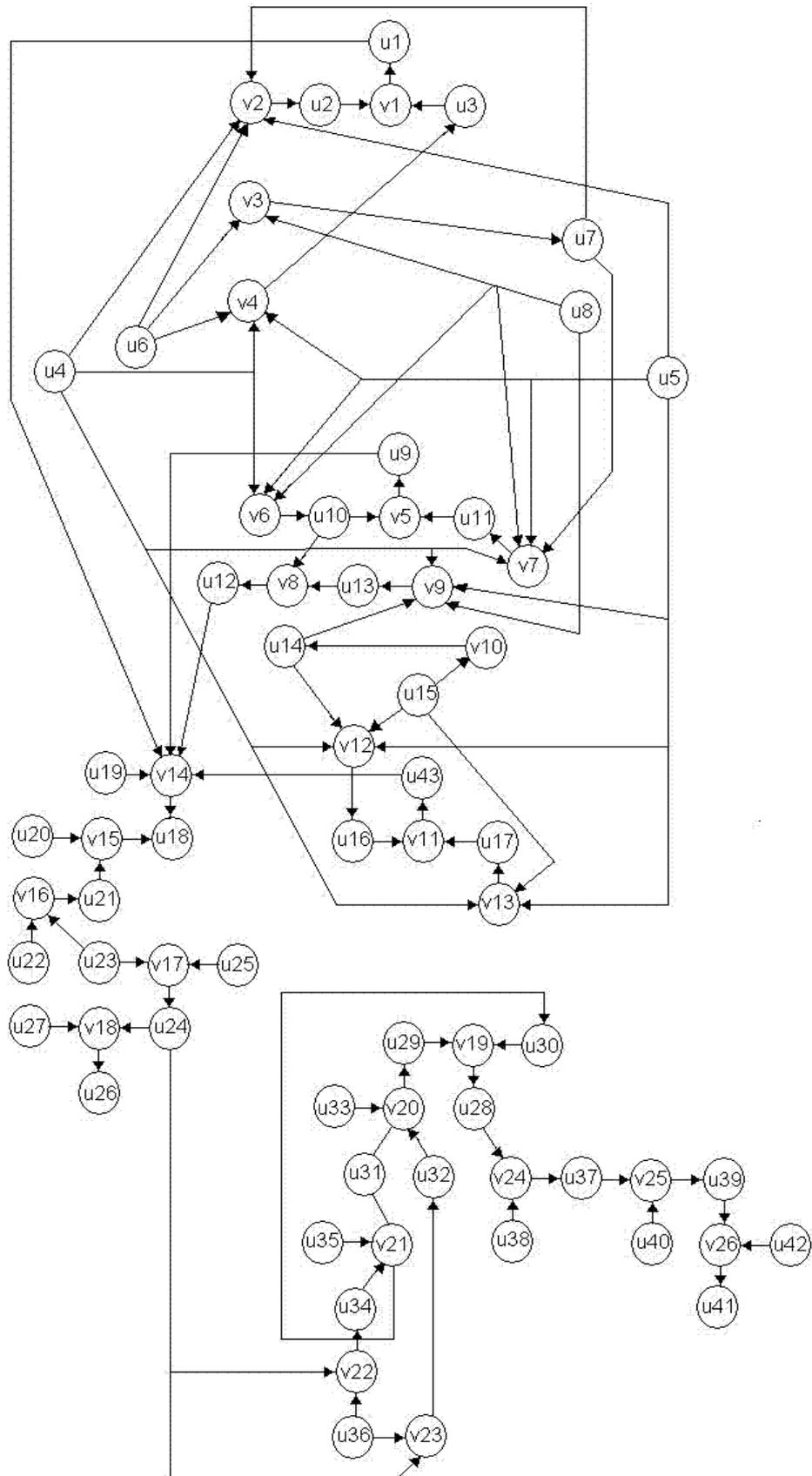


Рис.1. Двудольный граф связей уравнений и переменных

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

Результат работы программного комплекса выглядит следующим образом:

Решите уравнение вида:
 $u_7 = (u_8 + u_5)/2 + (u_6 + u_5)/2$
 Относительно: U7

Решите уравнение вида:
 $u_{10} = u_4 * \sqrt{u_5 / (u_8 + u_5)}$
 Относительно: U10

Решите уравнение вида:
 $u_{14} = (u_8 + u_5)/2 + (u_{15} + u_5)/2$
 Относительно: U14

Решите уравнение вида:
 $u_{17} = u_4 * \sqrt{u_5 / (u_{15} + u_5)}$
 Относительно: U17

Решите уравнение вида:
 $u_{16} = u_4 * \sqrt{2 * u_5 / (u_{15} + u_5) - u_5 / (u_{14})}$
 Относительно: U16

Решите уравнение вида: $u_{43} = u_{16} - u_{17}$
 Относительно: U43

Решите уравнение вида:
 $u_{13} = u_4 * \sqrt{2 * u_5 / (u_8 + u_5) - u_5 / (u_{14})}$
 Относительно: U13

Решите уравнение вида: $u_{12} = u_{10} - u_{13}$
 Относительно: U12

Решите уравнение вида:
 $u_{11} = u_4 * \sqrt{2 * u_5 / (u_8 + u_5) - u_5 / (u_7)}$
 Относительно: U11

Решите уравнение вида: $u_9 = u_{10} - u_{11}$
 Относительно: U9

Решите уравнение вида:
 $u_3 = u_4 * \sqrt{u_5 / (u_6 + u_5)}$
 Относительно: U3

Решите уравнение вида:
 $u_2 = u_4 * \sqrt{2 * u_5 / (u_6 + u_5) - u_5 / (u_7)}$
 Относительно: U2

Решите уравнение вида: $u_1 = u_2 - u_3$
 Относительно: U1

Решите уравнение вида:
 $u_{18} = u_1 + u_9 + u_{12} + u_{43} + u_{19}$
 Относительно: U18

Решите уравнение вида:
 $u_{18} = u_{20} * \ln(u_{21})$
 Относительно: U21

Решите уравнение вида:
 $u_{21} = u_{22} / (u_{22} - u_{23})$
 Относительно: U23

Решите уравнение вида:
 $u_{24} = u_{25} * u_{23}$
 Относительно: U24

Решите уравнение вида:
 $u_{26} = u_{24} * u_{27} / (u_{27} - 1)$
 Относительно: U26

Решите уравнение вида:
 $u_{34} = u_{24} / (1 + u_{36})$
 Относительно: U34

Решите уравнение вида:
 $u_{30} = u_{31} * u_{34} / (u_{35})$
 Относительно: U30

Решите уравнение вида:
 $u_{32} = u_{24} * u_{36} / (1 + u_{36})$
 Относительно: U32

Решите уравнение вида:
 $u_{29} = u_{31} * u_{32} / (u_{33})$
 Относительно: U29

Решите уравнение вида:
 $u_{28} = u_{29} + u_{30}$
 Относительно: U28

Решите уравнение вида:
 $u_{37} = u_{38} * u_{28}$
 Относительно: U37

Решите уравнение вида:
 $u_{39} = u_{40} * u_{37}$
 Относительно: U39

Решите уравнение вида:
 $u_{41} = 4 * u_{39} / (3.14 * u_{42}^{(2)})$
 Относительно: U41

После определения последовательности выполнения расчётов пользователь может, введя числовые значения входных параметров модели, получить значения выходных параметров. Числовые значения входных параметров, используемых в рассматриваемом примере, приведены в таблице 2.

Результаты расчётов выводятся в следующем виде:

Значения всех выходных величин были найдены.

$$u_7 = 6821000$$

$$u_{10} = 7508.172$$

$$u_{14} = 6821000$$

$$u_{26} = 1592.0403$$

$$u_{41} = 1.0166$$

Таблица 2. Числовые значения входных параметров модели

Идентификатор	Параметр модели	Числовое значение в единицах системы СИ
u4	V_I	7910
u5	R_3	6371000
u6	$r_{кр1}$	200000
u8	$r_{кр2}$	700000
u15	$r_{кр3}$	200000
u19	ΔV_7	150
u20	J_{y0}	3285
u22	$m_{КАо}$	6500
u25	$k_{толл}$	1,01
u27	s	5
u31	$k_{ок}, k_z$	1,25
u33	$r_{ок}$	1536
u35	r_z	790
u36	k	2,7
u38	$k_{КДУ}$	1,2
u40	$k_{отсКДУ}$	1,15
u42	D	1,5

Полученным значениям формализованных переменных соответствуют следующие значения параметров, используемых в математической модели:

$a_1=6821000$ м, $V_{кр2}=7508,172$ м/с,
 $a_2=6821000$ м, $m_{КДУ}=1592,0403$ кг,
 $L=1,0166$ м

Библиографический список

1. Друшляков Ю.И. Теоретические основы программирования: учебное пособие / Ю.И. Друшляков, И.В. Ежова. – М.: МАИ, 1986.
2. Фомичёв С.Г., Куренков В.И., Кучеров А.С. Разработка элементов проблемно-ориентированной системы автоматизированного проектирования. / Труды XIII Всероссийского научно-технического семинара по навигации и управлению движением. – Самара, 2007. - С. 305 – 309.
3. Куренков В.И. Методика выбора основных проектных характеристик и

конструктивного облика космических аппаратов наблюдения: учеб. пособие [Текст] / В. И. Куренков, В. В. Салмин, А. Г. Прохоров. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007.

References

1. DRUSHLYAKOV Yu.I. Fundamentals of programming: tutorial / Yu.I.Drushlyakov, Ezhova I.V. – M.: MAI, 1986.
2. FOMICHEV S.G., KURENKOV V.I., KUCHEROV A.S. Development of task-oriented CAD elements / Proceedings of XIII All-Russian Scientific and Technical Workshop on Navigation and Motion Control . – Samara, 2007. – P. 305-309.
3. KURENKOV V.I. Procedure of RSS main design characteristics and embodiment selection: tutorial (text) / KURENKOV V.I., SALMIN V.V., PROKHOROV A.G. – Samara: publishing house of Samara State Aerospace University, 2007.

TASK-ORIENTED SYSTEMS IN THE PROBLEMS OF SPACECRAFTS DESIGNING

© 2010 A.S. Kuchеров¹, V.I.Kurenkov¹, V.B. Belkin¹, V.S. Alippa¹

¹Samara State Aerospace University

The problem of task-oriented systems development for automated decision the tasks of spacecrafts designing is examined. The bundled software developed under Delphi-7 environment in order to solve the problem is described.

Problem-oriented system, equations of connection, input data, output data, bipartite graph, connected component

Информация об авторах

Кучеров Александр Степанович, кандидат технических наук, доцент, декан факультета летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета, e-mail: fla@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 Самарского государственного аэрокосмического университета, e-mail: kvi.48@mail.ru. Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования, надёжность ракет-носителей и космических аппаратов наблюдения.

Белкин Владимир Борисович, магистрант кафедры летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета. Область научных интересов: проектирование и моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения, исследование операций.

Алиппа Вадим Сергеевич, аспирант кафедры летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета, e-mail: alippa@samaradom.ru. Область научных интересов: проектирование и моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения, исследование операций.

Kuchеров Alexander Stepanovich, candidate of technical sciences, associate professor, dean of the faculty of aircraft construction, Samara State Aerospace University, e-mail: fla@ssau.ru. Area of research: design, modeling the target operation and reliability of spacecrafts, operational research.

Kurenkov Vladimir Ivanovich, doctor of technical sciences, professor, professor of the spacecraft department of Samara State Aerospace University, e-mail: kvi.48@mail.ru. Area of research: design, modeling the target operation, reliability of carrier rockets and observation spacecrafts.

Belkin Vladimir Borisovich, post-graduate student of the spacecraft department of Samara State Aerospace University. Area of research: design, modeling the target operation of spacecrafts, operational research.

Alippa Vadim Sergeevich, post-graduate student of the spacecraft department of Samara State Aerospace University, e-mail: alippa@samaradom.ru. Area of research: design, modeling the target operation of spacecrafts, operational research.