

Рис. 7: а –  $c_y = f(\alpha, h, \bar{x}_k)$  платформы без шайб; б –  $m_z = f(\alpha, h, \bar{x}_k)$  платформы без шайб

М. И. Антипин

### INFLUENCE OF POSITION OF BEARING CONSOLES ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AMPHIBIAN PLATFORMS

*In the article the author presents analysis of influence of carrying out of consoles against the central part wing on aerodynamic characteristics of bearing system as a whole, functional dependences of coefficients of carrying power, inductive resistance, longitudinal moment, transport amphibian configuration platforms «Composed wing» are received.*

*Keywords: wing ground effect, ekranoplane, effect of «creation of a static pillow», transport amphibian platform, composed wing.*

© Антипин М. И., 2011

УДК 629.783.525

Ю. М. Ермошкин

### ОБЛАСТИ РАЦИОНАЛЬНОГО ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК НА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ ПРИКЛАДНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

*При проектировании космических аппаратов (КА) прикладного назначения необходимо определить тип двигательной установки коррекции орбиты. В настоящее время проводятся интенсивные научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы (НИИР и ОКР) по созданию электрореактивных двигательных установок (ЭРДУ) в широком диапазоне мощностей. Уточняются области рационального применения ЭРДУ в сравнении с другими типами двигательных систем. Эта проблема особенно актуальна для малых КА.*

*Ключевые слова: космический аппарат, двигатель, двигательная установка, суммарный импульс, удельный импульс, тяга.*

Области рационального применения электрореактивных двигательных установок космических аппаратов хорошо известны: это так называемая маршевая задача или полеты в дальний космос, буксирная задача, т. е. транспортировка грузов с низкой опорной или

переходной орбиты на геостационарную, и коррекция орбиты геостационарных спутников [1–3]. Последняя задача является наиболее актуальной. Электрореактивные двигатели (ЭРД) нашли широкое применение на геостационарных спутниках [4]. Электрореактив-

ные буксиры, несмотря на многочисленные НИР в этой области, пока не созданы. Полеты в дальний космос на электрореактивных двигателях являются эпизодическими [3].

В целом, области применения ЭРДУ очевидны: это задачи, требующие выработки значительного суммарного импульса, порядка десятков и сотен тонна-секунд ( $\sim 10^6$  Н·с). В этой области ЭРДУ находятся вне конкуренции, так как электрореактивные двигатели по расходу рабочего тела намного экономичнее двигателей на химическом топливе. Вследствие этого масса заправленной ЭРДУ получается намного меньше, чем у систем на базе жидкостных реактивных двигателей (ЖРД), даже с учетом довольно значительной массы как самих двигателей, так и систем хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ), систем преобразования и управления (СПУ). Однако в связи с прогрессом в создании новых облегченных СХПРТ и СПУ, новых более экономичных двигателей, граница, начиная с которой применение ЭРДУ становится целесообразным, изменяется. Кроме того, разработчики предлагают все новые модели и модификации ЭРД для применения на разнообразных КА прикладного назначения, в особенности для малых КА. Поэтому вопрос об области рационального применения ЭРДУ не теряет актуальности.

К аппаратам прикладного назначения можно отнести разнообразные КА, решающие задачи в интересах народного хозяйства, например, такие как КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), КА связи и навигации на низких (до 500 км) орбитах, навигационные КА на высоких круговых орбитах, КА связи на высокоэллиптических орбитах, геостационарные КА.

Задачами настоящей работы являются:

- определение основных требований к двигательным установкам (ДУ) коррекции орбиты КА прикладного назначения;

- уточнение области рационального применения электрореактивных ДУ коррекции с учетом реально достигнутого уровня разработок элементов двигательных подсистем.

**Определение основных требований к двигательным установкам коррекции орбиты космических аппаратов прикладного назначения.** К основным требованиям, предъявляемым к двигательной установке коррекции со стороны КА, можно отнести тягу двигателя и суммарный импульс тяги (произведение тяги на время работы двигателя). Первый параметр определяет динамику маневров, совершаемых с помощью двигательной установки, а второй – энергетические возможности ДУ по выполнению функциональной задачи. Рассмотрим задачи, которые возлагаются на ДУ коррекции орбиты для указанных выше КА разных классов.

*Космические аппараты дистанционного зондирования Земли.* Так как космические аппараты дистанционного зондирования Земли летают на относительно низких орбитах, очевидно, что их ДУ коррекции, в первую очередь, должна компенсировать силу аэродинамического сопротивления. Поэтому тяга ДУ

должна быть в первом приближении равна силе аэродинамического сопротивления, которую можно оценить по известной формуле:

$$F_{\text{сопр}} = C_x \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (1)$$

где  $C_x$  – коэффициент сопротивления в направлении полета;  $\rho$  – плотность остатков атмосферы на высоте полета;  $V$  – скорость спутника;  $S$  – площадь миделя.

Зависимость плотности от высоты для стандартной атмосферы определена стандартом [5]. Примем в качестве типовой высоту полета 500 км. Для такой высоты и средней солнечной активности указанный ГОСТ дает значение плотности  $\rho = 5,35 \cdot 10^{-13}$  кг/м<sup>3</sup>. Аэродинамический коэффициент  $C_x$  для свободномолекулярного течения газа (который, очевидно, имеет место на высоте 500 км) при обтекании пластины оценим по формуле, приведенной в [6]:

$$C_x = \sin\beta \left[ \frac{2}{\sqrt{\pi}} \frac{C_m}{C \sin\beta} \exp\left(-\frac{C^2 \sin^2\beta}{C_m^2}\right) + \frac{C_m}{C} \sqrt{\pi} \sin\beta + \left(\frac{C_m^2}{C^2} + 2\right) \operatorname{erf}\left(\frac{C \sin\beta}{C_m}\right) \right], \quad (2)$$

где  $\beta$  – угол атаки пластины к набегающему потоку;  $C$  – скорость потока (скорость спутника на круговой орбите высотой  $H = 500$  км  $\sim 8,21 \cdot 10^3$  м/с);

$C_m = \sqrt{\frac{2RT}{\mu}}$  – наиболее вероятная скорость молекул

газа в распределении Максвелла;  $T$  – температура газа;  $R$  – универсальная газовая постоянная;  $\mu$  – молекулярный вес;  $\operatorname{erf}$  – интеграл вероятности.

Примем, что типовой КА ДЗЗ имеет кубическую форму с площадью миделя  $2$  м<sup>2</sup>, угол атаки  $\beta = 90^\circ$ . Согласно модели космоса [7] на высотах более 90 км (в термосфере) температура может достигать от 500 до 2 000 К в зависимости от состояния Солнца. Примем, что на высоте 500 км для средних условий солнечной активности температура составляет 1 000 К. Средний молекулярный вес за счет роста доли молекулярного кислорода снижается относительно воздуха и составляет 27–28 (28,73 на высоте 95 км). Примем, что на высоте 500 км  $\mu = 27,5$ . Подставляя принятые значения в приведенные выше формулы, получаем  $C_m = 777,6$  м/с. С учетом того, что при данном соотношении наиболее вероятной скорости и скорости набегающего потока значение экспоненциальной функции в формуле (2) равно нулю с большой степенью точности, а интеграл вероятности принимает значение 1, формула для вычисления коэффициента лобового сопротивления резко упрощается:

$$C_x = \frac{C_m}{C} \sqrt{\pi} + \frac{C_m^2}{C^2} + 2 \quad (3)$$

Подставляя полученные значения в формулу (3), получаем: коэффициент  $C_x = 2,17$ , сила сопротивления  $F_{\text{сопр}} = 8 \cdot 10^{-3}$  гс ( $\approx 8 \cdot 10^{-5}$  Н). Эта величина определяет минимальное значение требуемой тяги двига-

теля. Суммарный импульс, который необходимо выработать для компенсации данной силы сопротивления за характерный срок службы спутника ДЗЗ  $\sim 5$  лет, составит:  $I_{\Sigma} = F_{\text{сопр}} \cdot \tau \approx 1\,260 \text{ кгс}\cdot\text{с}$  ( $1,26 \cdot 10^4 \text{ Н}\cdot\text{с}$ ). Для сравнения, в статье [8] для КА массой около 1 500 кг площадью миделя  $9 \text{ м}^2$  на орбите высотой 320 км сила аэродинамического сопротивления оценивается величиной 5,8 мН ( $\approx 0,58 \text{ гс}$ ).

**Спутники связи на низких круговых орбитах.** Существуют системы связи на базе спутников на относительно низких (1 350–1 500 км) орбитах, например, система «Гонец». Задачей двигательной установки такого КА является: а) коррекция приведения для устранения ошибок выведения и обеспечения требуемого аргумента широты для равномерного распределения спутников (фазировки) по орбите; б) коррекции удержания, предназначенные для поддержания требуемого значения аргумента широты. Требуемая тяга двигателя – от 10 до 120 гс ( $\sim 0,1\text{--}1,2 \text{ Н}$ ), суммарный импульс для срока активного существования (САС) 5 лет – около 500 кгс·с ( $\sim 5 \text{ кН}\cdot\text{с}$ ).

**Навигационные КА на высоких круговых орбитах.** Для навигационных КА («Глонасс», «Глонасс-М») на высоких круговых орбитах задачи двигательной подсистемы в принципе аналогичны связным спутникам на низких круговых орбитах. Тяга двигателей коррекции может находиться в пределах 100–500 гс ( $\sim 1\text{--}5 \text{ Н}$ ), суммарный импульс 4,5–5 т·с ( $\sim 45\text{--}50 \text{ кН}\cdot\text{с}$ ).

**Спутники связи на высокоэллиптических орбитах.** Для обеспечения связи в высоких широтах применяются спутники на высокоэллиптических (с апогеем порядка 40 000 км) орбитах, например, КА типа «Молния». Двигательные установки таких КА предназначены для устранения ошибок выведения и компенсации возмущений орбиты вследствие воздействия естественных факторов. Требуемая тяга двигателя – от 1 до 200 кгс ( $\sim 10\text{--}2\,000 \text{ Н}$ ), суммарный импульс – 7–8 т·с ( $\sim 70\text{--}80 \text{ кН}\cdot\text{с}$ ).

**Геостационарные спутники.** Задачей двигательной установки коррекции геостационарного спутника фиксированной связи является устранение ошибок выведения, приведение КА в требуемую точку стояния, коррекции удержания по широте и долготе в течение срока активного существования, который для данного типа КА составляет, как правило, не менее 15 лет, перевод при необходимости из одной точки в другую и увод на орбиту захоронения в конце САС.

Тяга двигателя для типового КА массой порядка 3 000 кг с учетом требуемой динамики маневров в начальный период эксплуатации должна быть не менее 6–8 гс ( $\sim 60\text{--}80 \text{ мН}$ ) [9]. Суммарный импульс за САС 15 лет – 350–400 т·с ( $\sim 3\,500\text{--}4\,000 \text{ кН}\cdot\text{с}$ ). Для КА меньшей массы, например, на базе платформы «Экспресс-1000», можно применять двигатели меньшей размерности, тягой 4–5 гс ( $\sim 40\text{--}50 \text{ мН}$ ). Суммарный импульс ДУ коррекции для таких КА также, соответственно, меньше и составляет 180–200 т·с ( $\sim 1\,800\text{--}2\,000 \text{ кН}\cdot\text{с}$ ).

Обобщим полученные выше данные о требуемой тяге и суммарном импульсе ДУ коррекции для КА разных классов в табл. 1.

**Уточнение области рационального применения электрореактивных двигательных установок.** Электрореактивные двигатели (стационарные) и двигательные установки на их основе при реальных мощностях систем электропитания рассматриваемых типов КА обладают следующими характерными параметрами: тяга одного двигателя – от долей грамма до 8–10 г ( $10^{-3}\text{--}10^{-1} \text{ Н}$ ), суммарный импульс – в зависимости от заправки рабочим телом – до 500 т·с ( $\sim 5\,000 \text{ кН}\cdot\text{с}$ ).

Как следует из табл. 1, для двигателей коррекции навигационных КА и КА связи на высокоэллиптических орбитах (ВЭО) предъявляются относительно высокие требования по тяге, которые при реальных уровнях энергообеспечения КА реализовать с помощью ЭРД невозможно. Такие требования по тяге объясняются стремлением обеспечить эффективность коррекций, которые необходимо проводить в оптимальных и ограниченных по времени участках орбиты (например, в перигее для КА на ВЭО), а также сократить этап ввода спутника в эксплуатацию. Оценки суммарной массы заправленных ДУ различных типов с учетом массы имеющегося оборудования (баки, СПУ, системы подачи рабочего тела) показали, что примерное равенство масс ЭРДУ с ДУ на химическом топливе наблюдается в диапазоне суммарных импульсов 10–13 т·с ( $\sim 100\text{--}130 \text{ кН}\cdot\text{с}$ ). При больших суммарных импульсах становится легче ЭРДУ, а при меньших – ДУ на базе ЖРД.

Так как для навигационных КА и КА на ВЭО требуемый суммарный импульс заметно ниже указанной границы, то, очевидно, для названных двух типов КА электрореактивные ДУ неприменимы по причине недостаточной тяги двигателей и чрезмерной массы.

Таблица 1

Требования к двигательным установкам прикладных КА

КА	Требуемая тяга ДУ коррекции	Суммарный импульс ДУ коррекции
ДЗЗ	$8\text{--}10 \cdot 10^{-3} \text{ гс}$ ( $\sim 8\text{--}10 \cdot 10^{-5} \text{ Н}$ )	1,2–1,5 т·с ( $\sim 12\text{--}15 \text{ кН}\cdot\text{с}$ )
Связные на низких круговых орбитах	10–120 гс ( $\sim 0,1\text{--}1,2 \text{ Н}$ )	500 кгс·с ( $\sim 5 \text{ кН}\cdot\text{с}$ )
Навигационные на высоких круговых орбитах	100–500 гс ( $\sim 1\text{--}5 \text{ Н}$ )	4,5–5 т·с ( $\sim 45\text{--}50 \text{ кН}\cdot\text{с}$ )
Связные на высокоэллиптических орбитах (ВЭО)	1–200 кгс ( $\sim 10\text{--}2000 \text{ Н}$ )	7–8 т·с ( $\sim 70\text{--}80 \text{ кН}\cdot\text{с}$ )
Геостационарные	4–8 гс (min) ( $\sim 40\text{--}50 \text{ мН}$ )	180–400 т·с ( $\sim 1\,800\text{--}4\,000 \text{ кН}\cdot\text{с}$ )

Из этого следует, что из названных выше типов прикладных КА ЭРДУ потенциально применимы для геостационарных КА, спутников ДЗЗ и спутников связи на низких орбитах. Поскольку целесообразность применения ЭРДУ для геостационарных КА очевидна и не требует особых доказательств, фактически остается открытым только вопрос о целесообразности применения ЭРДУ на КА ДЗЗ и малых связных спутниках на круговых низких орбитах. Аргументы к решению этого вопроса можно получить путем сравнения масс заправленных ДУ, различных конкурирующих типов, в диапазоне суммарных импульсов 500–1 500 кгс·с (~5–15 кН·с).

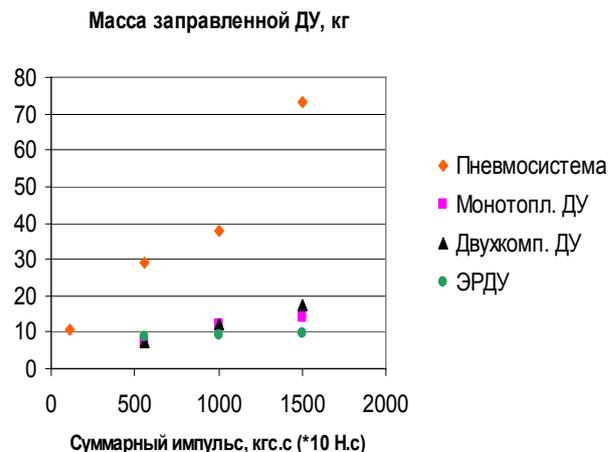
Оценка масс заправленных двигательных установок различных типов для космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и малых спутников связи. При оценке суммарной массы ДУ различных типов будем исходить из следующих общих принципов построения функциональной схемы:

- тяга двигателя коррекции приложена только в одном направлении (вдоль оси КА);
- двигателей коррекции – два (основной и резервный);
- схема подачи топлива (рабочего тела) – резервируемая;
- применяются специально разработанные для малых КА элементы уменьшенной размерности (по сравнению с аналогичными элементами для геостационарных КА) – двигатели, баки, системы подачи, системы электропитания и управления;
- баки допускают варьирование заправки в пределах своей емкости;
- при изменении заправки в широких пределах используется набор одинаковых баков, примененных для наименьших требований по суммарному импульсу;
- применяется оборудование отечественной разработки, в частности, баки с мембранным разделителем, редукторы, электроклапаны.

В качестве конкурирующих типов ДУ рассмотрим следующие системы, реализация которых не представляет принципиальных затруднений:

- пневмосистема на холодном азоте (принят удельный импульс 67 с);
- монотопливная ДУ на гидразине (удельный импульс – 214 с);
- жидкостная двухкомпонентная ДУ на стандартных компонентах (удельный импульс – 274 с);
- электрореактивная ДУ на базе стационарных плазменных (холловских) двигателей малой размерности, работающих на ксеноне (удельный импульс – 1000 с).

Результаты расчетов представлены в табл. 2. и на рисунке.



Массы заправленных ДУ различных типов для малых КА в зависимости от требуемого суммарного импульса

Данные табл. 2 и рисунка позволяют заключить следующее:

1. Масса пневмосистемы на холодном азоте получается приемлемой только при небольших суммарных импульсах – порядка 100 кгс·с (~1 кН·с). При суммарных импульсах 500 кгс·с (5 кН·с) и более пневмосистема за счет малого удельного импульса сильно проигрывает по массе другим типам ДУ.

2. Массы однокомпонентной, двухкомпонентной и электрореактивной ДУ примерно равны при суммарном импульсе около 750 кгс·с (~7,5 кН·с). В диапазоне 500–1 000 кгс·с (~5–10 кН·с) массы ДУ указанных типов отличаются незначительно, в пределах 1–2 кг. При больших суммарных импульсах (до 1 500 кгс·с (~15 кН·с) легче уже оказывается ЭРДУ, но преимущество относительно монотопливной ДУ невелико и составляет около 4 кг.

3. Наибольшую массу (без учета пневмосистемы) на верхней границе рассматриваемого диапазона суммарных импульсов имеет двухкомпонентная ДУ, несмотря на преимущество по удельному импульсу перед монотопливной ДУ. Это можно объяснить необходимостью иметь двойной комплект баков и систем наддува (для горючего и окислителя). При небольших заправках топливом доля массы этих конструкций становится существенной, вследствие чего двухкомпонентная ДУ проигрывает однокомпонентной.

Таблица 2

Масса заправленных ДУ коррекции различных типов для малых КА

Масса заправленной ДУ, кг	Суммарный импульс, кгс·с (кН·с)			
	112 (1,12)	560 (5,6)	1 000 (10)	1 500 (15)
Пневмосистема	10,6	29,1	37,6	73,4
Монотопливная ДУ	–	7,5	11,9	14,1
Двухкомпонентная ДУ	–	7,3	12,3	17,5
Электрореактивная ДУ на базе СПД	–	8,9	9,3	9,8

Отметим, что критерий массы, хотя и является весьма важным и, зачастую, определяющим при выборе того или иного типа ДУ, не является единственным. С точки зрения эксплуатации весьма важными факторами являются простота конструкции и обусловленная этим надежность системы. С учетом этих дополнительных критериев очевидно, что при малых суммарных импульсах, до 100 кгс·с (~1 кН·с) выгоднее применять имеющуюся приемлемую массу, предельно простую и надежную пневмосистему на холодном газе (азоте). В диапазоне 500–1 500 кгс·с (~ 5–15 кН·с) предпочтение можно отдать монопливной ДУ. Она легче, проще и надежнее двухкомпонентной. Проигрыш по массе около 4 кг электрореактивной ДУ приемлем и является, по-существу, компенсацией за простоту и надежность. Электрореактивная ДУ в диапазоне импульсов 1 000–1 500 кгс·с (10–15 кН·с) имеет наименьшую массу, однако данное преимущество, ввиду относительно небольшой величины (порядка единиц килограммов), вряд ли может быть решающим и превалировать над фактором существенного усложнения ДУ в целом. Усложнение обусловлено наличием в составе ДУ достаточно сложного электронного прибора (СПУ), который подает необходимые напряжения на двигатель, его составные части и элементы системы подачи рабочего тела. Практика эксплуатации показывает, что наличие в системе сложного электронного прибора может снижать надежность системы.

Таким образом, преимущественной областью применения электрореактивных ДУ коррекции на КА прикладного назначения остаются геостационарные спутники, требующие коррекции наклона орбиты.

Для навигационных КА на высоких круговых орбитах и связанных КА на высокоэллиптических орбитах вследствие высоких требований по тяге, которые не могут быть реализованы ЭРД, и относительно небольших требований по суммарному импульсу выгоднее применять однокомпонентные или двухкомпонентные ДУ коррекции на жидком топливе.

Для КА ДЗЗ и малых КА связи на низких круговых орбитах для коррекции возможно применение как маломощных ЭРДУ, так и ДУ на химическом топливе. При этом разница в массе указанных типов ДУ в диапазоне суммарных импульсов 500–1 500 кгс·с (~5–15 кН·с) незначительна. Исходя из эксплуатационных требований простоты и надежности, выгоднее применять монопливные ДУ. Разработка специаль-

ной ЭРДУ малой мощности для КА с требованиями по суммарному импульсу в диапазоне 1 000–2 000 кгс·с (10–20 кН·с) может быть оправдана только при очень жестких ограничениях по массе.

При низких требованиях по суммарному импульсу (100 кгс·с (~1 кН·с) и менее) с точки зрения надежности и приемлемой массы оправдано применение простейших пневмосистем на холодном азоте.

#### Библиографические ссылки

1. Стационарные плазменные двигатели / Н. В. Белан [и др.]. Харьков : ХАИ, 1989.
2. Фаворский О. Н., Фишгойт В. В., Янговский Е. И. Основы теории космических электрореактивных двигательных установок. М. : Высш. шк., 1978.
3. Горшков О. А., Муравлев В. А., Шагайда А. А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов. М. : Машиностроение, 2008.
4. Kozlov A. G. Flight experience and prospects of EP and EPS utilization on board the spacecraft manufactured by NPO PM // International cooperation in the future space missions involving electric propulsion : International Workshop. Svetlogorsk. Russia. 2005. Sept. 15–16.
5. ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. М. : Изд-во стандартов, 2004. С. 9.
6. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. Ч. 2. М. : Наука, 1991 С. 164.
7. Модель космоса. Т. 1. Физические условия в космическом пространстве / под ред. проф. М. И. Панасюка, проф. Л. С. Новикова. М. : Изд-во «КДУ». 2007. С. 674.
8. Rosetti P., Valentian D. Analysis of Hall-Effect Thrusters application to formation flying and drag compensation // The 30<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conf. (September 17–20, Florence). Italy, 2007 (IEPC-2007-307).
9. Булынин Ю. Л., Ермошкин Ю. М. Оценка минимально допустимой тяги двигателей орбиты геостационарных спутников // Управление движением и навигация летательных аппаратов : сб. тр. XIII Всерос. науч.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Ч. 1 / Самар. гос. аэрокосмич. ун-т им. акад. С. П. Королева. Самара, 2007. С. 109.

Yu. M. Yermoshkin

#### ELECTRIC PROPULSION'S RATIONAL APPLICATION RANGE ON THE APPLIED SPACECRAFTS

*It is necessary to specify the orbit control propulsion subsystem type of designed applied spacecraft(S/C). Nowadays electric propulsion systems (EPS) with wide power range are intensively investigated and developed. Therefore it is expediency to clarify the EPS preferable application ranges with a comparison with other propulsion types. This question is topical especially to small S/C. This article is dedicated to study of this task.*

*Keywords: spacecraft, thruster, propulsion system, total impulse, specific impulse, thrust.*

© Ермошкин Ю. М., 2011