	Таблица 2
Технические характеристики мобильного ком	плекса
исследования энергетических объектов	3

Диапазон измеряемых температур иссле-	-40+2000
дуемого объекта, °С	
Температурное разрешение, °С	0,08
Погрешность измерения температуры, %	± 2
Погрешность определения координат ди-	5
агностического ЛА, м	

Библиографические ссылки

1. URL: http://www.fsk-ees.ru/about.html.

2. Сучкова Г. А. Комплексное обследование и контроль технического состояния элементов ВЛ неразрушающими методами // Энергетик. 2008. № 4. С. 20–22.

3. Шалыт Г. М. Определение мест повреждения в электрических сетях. М. : Энергоатомиздат, 1982.

4. Приемоиндикатор спутниковых навигационных систем МРК-32 : рекламный проспект ФГУП НПП «Радиосвязь». Красноярск, 2006.

5. Шебшаевич В. С. Сетевые спутниковые радионавигационные системы. М. : Радио и связь, 1993.

6. RTCM Recommended Standards For Differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems) Service. Future Version 2.2. Future successor to RTCM recommended standards for differential NAVSTAR GPS Service Version 2.1 // RTCM Special Committee № 104. 1996. March 1.

7. Пат. 2260198 Российская Федерация, МПК⁷ G 01 S 13/93, G 08 G 5/04. Способ определения кратчайшего расстояния до высоковольтной линии электропередач с борта летательного аппарата / Яблонский В. М., Терехова Л. А. Опубл. 10.09.2005, Бюл. № 200535.

A. M. Aleshechkin, G. K. Makarenko, V. I. Kokorin

USE OF SATELLITE RADIO NAVIGATING SYSTEMS AT RESEARCHES OF TECHNICAL CONDITION OF ELECTRIC POWER INDUSTRY OBJECTS

In the article we consider mobile means for diagnostics of conditions of EHV power lines of any voltage class, based on object position and angular orientation determination technologies, given by GLONASS and GPS satellite radionavigational systems, and also using modern infrared video devices for localization the overheated points on overhead power lines.

Keywords: overhead power line, infra-red chamber, navigation, GLONASS.

© Алешечкин А. М., Макаренко Г. К., Кокорин В. И., 2011

УДК 629.576

М. И. Антипин

ВЛИЯНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ НЕСУЩИХ КОНСОЛЕЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АМФИБИЙНЫХ ПЛАТФОРМ

Проведен анализ влияния выноса консолей относительно центроплана на аэродинамические характеристики несущей системы в целом, получены функциональные зависимости коэффициентов подъемной силы, индуктивного сопротивления, продольного момента транспортной амфибийной платформы компоновки «составное крыло».

Ключевые слова: экранный эффект, экраноплан, эффект поддува, транспортная амфибийная платформа, составное крыло.

Одним из приоритетных направлений, озвученных руководством нашей страны – освоение Антарктики, Арктики с их богатыми месторождениями нефти и газа, развитие Крайнего Севера. Реализация данного проекта невозможна без построения мощной транспортной системы, основу которой должны составлять бесконтактные транспортные аппараты, такие как экранопланы и транспортные амфибийные платформы (ТАП), не требующие создания мощной инфраструктуры в виде дорог, аэродромов, пристаней.

ТАП – судно (летательный аппарат), использующее для своего поддержания на ходу и без хода преимущественно аэростатические силы, возникающие при направлении струи воздуха от движителей в пространство между крылом или корпусом судна и поверхностью моря (суши) и их частичном или полном торможении (эффект поддува) [1]. Это принципиально новый тип аппарата с динамическим принципом поддержания является промежуточным между судами на воздушной подушке и экранопланами и объединяет в себе лучшие их качества (рис. 1). ТАПы более просты, надежны и экономичны чем экранопланы.

По отношению к аппаратам на воздушной подушке они имеют следующие преимущества: вдвое большую скорость; лучшую устойчивость на курсе при боковом ветре; отсутствие гибких ограждений и простоту конструкции, существенно повышающие надежность, удешевляющие эксплуатацию, технические обслуживание и ремонт; более высокую мореходность.



Рис. 1

На сегодняшний день ТАПы разрабатываются ЦКБ по СПК им. Р. Е. Алексеева: ТАП-30, ТАП-120, ТАП-150, ТАП-300, ТАП-500, ТАП-700 (рис. 1, *a*) грузоподъемностью от 10 до 300 т, мореходностью от 1,0 до 2,5 м, и ЗАО «Амфибийные транспортные технологии»: «Акваглайд-60», «Акваглайд-200», АРТ-20 (рис. 1, *б*), представляющие собой платформу с поддувной системой для создания подушки подобно экранопланам «Орленок», «КМ», «Лунь» и др.

К недостаткам ТАП необходимо отнести постоянный контакт с подстилающей поверхностью, что приводит к повреждению амортизирующих взлетнопосадочных устройств – баллонетов-скегов – и ограничение мореходности при волнении. Кроме этого необходимо отметить, что при крейсерском режиме движения доля экранного эффекта, реализуемого на транспортной платформе, на сегодня составляет не более 20 %. Все эти указанные недостатки не обеспечивают высокие технико-экономические показатели транспортных амфибийных платформ.

Улучшить транспортную эффективность ТАП и повысить мореходные качества при волнении можно выполнив платформу в виде компоновки «составное крыло», предложенной в 1970-х гг. Р. Е. Алексеевым, с целью максимальной реализации экранного эффекта на консолях и эффекта поддува на центроплане, а также обеспечив устойчивость как вблизи экрана, так и вне его пределов.

Остается открытым вопрос о том, как влияет вынос консолей в горизонтальной и вертикальной плоскостях относительно центроплана, наличие угла поперечного V консолей, шайб на аэродинамические характеристики всей несущей системы в целом и как определить числовые значения основных аэродинамических характеристик: коэффициента подъемной силы, продольного момента и индуктивного сопротивления.

Основной целью исследования являлось изучение влияния выноса консолей в горизонтальной плоскости относительно центроплана, при этом необходимо было решить следующие задачи:

– получить функциональные зависимости аэродинамических коэффициентов $c_y = f(\alpha, h), m_z = f(\alpha, h), c_{xi} = f(\alpha, h)$ составного крыла;

 определить рациональное положение консолей, позволяющее получить максимальное значение коэффициента подъемной силы и аэродинамического качества при проектировании ТАП.

Решение задач проходило в два этапа:

1) построение функциональных зависимостей $c_y = f(\alpha), m_z = f(\alpha), c_{xi} = f(\alpha)$ компоновки «составное крыло» вне экрана и $c_y = f(\alpha, h), m_z = f(\alpha, h), c_{xi} = f(\alpha, h)$ вблизи экрана в первом приближении и сингулярного интегрального уравнения несущей поверхности;

2) численное решение данного уравнения панельным методом – определение числовых значений $c_y(\alpha, h), m_z(\alpha, h), c_{xi}(\alpha, h)$ в зависимости от положения консолей.

Перейдем к рассмотрению каждого этапа.

Для получения функциональных зависимостей $c_y = f(\alpha), m_z = f(\alpha), c_{xi} = f(\alpha)$ компоновки «составное крыло» вне экрана, каждая консоль, включая центроплан, заменялась П-образным вихрем постоянной циркуляции (рис. 2).



На основе закона Био–Савара учитывалось влияние свободных и присоединенных вихрей элементов несущей поверхности в виде средних дополнительных индуцированных углов:

– центроплана:

$$i_{12} = \frac{c_{y2}\overline{l_{21}}}{8\pi\chi_1} \int_{-l_1/2}^{l_1/2} \frac{1}{(\chi_1 l_1/2 + y)} \left(1 - \frac{x}{\sqrt{x^2 + (\chi_1 l_1/2 + y)^2}} \right) + \frac{1}{(\chi_1 l_1/2 - y)} \cdot \left(1 - \frac{x}{\sqrt{x^2 + (\chi_1 l_1/2 - y)^2}} \right) - \frac{1}{(\chi_2 l_2 + \chi_1 l_1/2 + y)} \left(1 - \frac{x}{\sqrt{x^2 + (\chi_2 l_2 + \chi_1 l_1 + y)^2}} \right) + \frac{1}{(\chi_2 l_2 + \chi_1 l_1/2 - y)} \left(1 - \frac{x}{\sqrt{x^2 + (\chi_2 l_2 + \chi_1 l_1/2 - y)^2}} \right) \right] dy,$$

- консолей:

$$i_{21} = \frac{c_{y1}}{8\pi\chi_{2}\overline{l_{21}}} \int_{-l_{2}/2}^{l_{2}/2} \frac{1}{(\chi_{2}l_{2}/2 - y)} \times \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^{2} + (\chi_{2}l_{2}/2 - y)^{2}}}\right) + \frac{\overline{c_{y21}} \cdot \overline{l_{21}}}{(\chi_{2}l_{2}/2 - y + \chi_{1}l_{1})} - \left[\frac{1}{(\chi_{2}l_{2}/2 + \chi_{1}l_{1} - y)} \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^{2} + (\chi_{1}l_{1} + \chi_{2}l_{2}/2 - y)^{2}}}\right) + \frac{\overline{c_{y21}} \cdot \overline{l_{21}}}{\frac{\overline{c_{y21}} \cdot \overline{l_{21}}}{3\chi_{2}l_{2}/2 + \chi_{1}l_{1} - y}}\right] dy.$$

Тогда выражения для определения коэффициента подъемной силы и индуктивного сопротивления имеют вид

$$c_{y} = c_{y1}^{\alpha} (\alpha - i_{12}) S_{1} + 2 c_{y2}^{\alpha} (\alpha - i_{21}) S_{2} ,$$

$$c_{xi} = c_{xi1} \overline{S}_{1} + 2 c_{xi2} \overline{S}_{2} =$$

$$= \frac{\left(c_{y1}^{\alpha} (\alpha - i_{12})\right)^{2}}{\pi \lambda_{1}} \overline{S}_{1} + 2 \frac{\left(c_{y2}^{\alpha} (\alpha - i_{21})\right)^{2}}{\pi \lambda_{2}} \overline{S}_{2} .$$

Данные зависимости позволяют заменить сложное составное крыло прямоугольным крылом, эквивалентным в аэродинамическом смысле, и производить оценку аэродинамических характеристик для всего аппарата с несущей поверхностью прямоугольной формы в плане. Аэродинамические характеристики эквивалентной несущей поверхности можно оценить по формуле

где

$$c_{y} = c_{y\Sigma}^{\alpha} \alpha, \quad c_{xi} = \frac{c_{y\Sigma}^{2}}{\pi \lambda},$$

$$\begin{split} c_{y\Sigma}^{\alpha} &= c_{y1}^{\alpha}(1-\overline{i_{12}})\overline{S}_1 + 2c_{y2}^{\alpha}(1-\overline{i_{21}})\overline{S}_2 ,\\ c_{y\Sigma} &= \sqrt{\frac{\left(c_{y1}^{\alpha}(\alpha-i_{12})\right)^2}{\overline{\lambda}_1}}\overline{S}_1 + 2\frac{\left(c_{y2}^{\alpha}(\alpha-i_{21})\right)^2}{\overline{\lambda}_2}\overline{S}_2 . \end{split}$$

Получение функциональных зависимостей определения коэффициента подъемной силы, индуктивного сопротивления вблизи экрана для составного крыла сводилось к замене «твердой стенки» крылом, находящимся на расстоянии 2h от первого, где h – расстояние от несущей поверхности до экрана (рис. 3). Тогда, зная зависимости для определения коэффициента подъемной силы, индуктивного сопротивления крыла прямоугольной формы в плане вблизи экрана, можно определить эти же коэффициенты для эквивалентного крыла, заменяющего составное крыло, и тем самым оценить аэродинамические характеристики ТАП с консолями.

В этом случае, с учетом влияния экрана, зависимости для определения коэффициента подъемной силы, индуктивного сопротивления примут вид

$$c_{y} = c_{yo}^{\alpha} \left(\alpha + \frac{c_{yo}}{16\pi\chi h} \zeta \right),$$

$$c_{xi} = \frac{\left[c_{yo}^{\alpha}(\alpha + \frac{c_{yo}}{16\pi\chi h}\zeta)\right]^{2}}{\pi\lambda},$$

где

$$\zeta = \int_{-L/2}^{L/2} \frac{\chi l / 2 + y}{\sqrt{(\chi l / 2 + y)^2 + 4h^2}} + \frac{\chi l / 2 - y}{\sqrt{(\chi l / 2 - y)^2 + 4h^2}} dy,$$
$$c_{yo} = c_{y\Sigma}^{\alpha} \alpha.$$



Данные выражения позволяют в первом приближении оценить коэффициенты подъемной силы, индуктивного сопротивления. Однако распределение циркуляции по размаху несущей поверхности не постоянно, как было принято выше, а имеет параболический характер при движении крыла вблизи экрана [1; 2]. Поэтому для получения более адекватной модели аэродинамических характеристик необходимо заменить несущую поверхность ТАП тонкой поверхностью (это равносильно, поскольку относительная толщина несущей поверхности платформы не превышает c = 6%) и решить нелинейную задачу ее обтекания идеальной жидкостью.

Для этого тонкую несущую поверхность заменили вихревой пеленой, для которой, выполняя условия непротекания, получили сингулярное интегральное уравнение:

$$-\alpha + \frac{\partial f}{\partial x} = -\frac{1}{4\pi V_{\infty}} \int_{S} \frac{\gamma(x,z)}{z-z_{o}} \left[1 + \frac{x-x_{o}}{\sqrt{(x-x_{o})^{2} + (z-z_{o})^{2}}} \right] + \frac{\gamma(x,z)}{\sqrt{(z-z_{o})^{2} + 4(H+(0,5b-x_{o})\sin\alpha)^{2}}} \times \left[1 + \frac{x-x_{o}}{\sqrt{(x-x_{o})^{2} + (z-z_{o})^{2} + 4(H+(0,5b-x_{o})\sin\alpha)^{2}}} \right] dS.$$

Разрешить данное сингулярное уравнение относительно циркуляции возможно, используя численные методы, в частности, панельный метод или метод дискретных вихрей, имеющий преимущества перед другими численными методами в меньшем затрате машинных ресурсов по сравнению с методом конечных элементов, методом граничных элементов, методом конечных разностей и, самое главное, учитывающий физику явления. В этом случае вихревая пелена заменялась системой П-образных вихрей постоянной циркуляции:

$$\frac{1}{4\pi} \sum_{\kappa} \int_{0}^{b} \begin{cases} \frac{(x-x_{1})(x_{2}-x_{1})+(z-z_{1})(z_{2}-z_{1})}{\sqrt{\left[(x-x_{1})^{2}+(z-z_{1})^{2}\right]\cdot\left[(x_{2}-x_{1})^{2}+(z_{2}-z_{1})^{2}\right]}} \\ + \frac{(x-x_{2})(x_{1}-x_{2})+(z-z_{2})(z_{1}-z_{2})}{\sqrt{\left[(x-x_{2})^{2}+(z-z_{2})^{2}\right]\cdot\left[(x_{2}-x_{1})^{2}+(z_{2}-z_{1})^{2}\right]}} \\ \left[\left(z_{2}-z_{1}\right)x+z_{1}x_{2}-z_{2}x_{1}-z(x_{2}-x_{1})\right](x_{2}-x_{1})\gamma(x)dx + \\ + \frac{1}{4\pi}\int_{0}^{b}\frac{\gamma(x)}{z_{1}-z}\left\{1-\frac{x_{1}-x}{\sqrt{(x_{1}-x)^{2}+(z_{1}-z)^{2}}}\right\}dx + \\ + \frac{1}{4\pi}\int_{0}^{b}\frac{\gamma(x)}{z_{2}-z}\left\{1-\frac{x_{2}-x}{\sqrt{(x_{2}-x)^{2}+(z_{2}-z)^{2}}}\right\}dx - \\ -\frac{1}{4\pi}\sum_{\kappa}\int_{0}^{b}\left\{\frac{(x-x_{1})(x_{2}-x_{1})+(z-z_{1})(z_{2}-z_{1})}{\sqrt{\left[(x-x_{1})^{2}+(z-z_{1})^{2}\right]\cdot\left[(x_{2}-x_{1})^{2}+(z_{2}-z_{1})^{2}\right]}} + \\ + \frac{(x-x_{2})(x_{1}-x_{2})+(z-z_{2})(z_{1}-z_{2})}{\sqrt{\left[(x-x_{2})^{2}+(z-z_{2})^{2}\right]\cdot\left[(x_{2}-x_{1})^{2}+(z_{2}-z_{1})^{2}\right]}} \\ \left[\left(z_{2}-z_{1}\right)x+z_{1}x_{2}-z_{2}x_{1}-z(x_{2}-x_{1})\right](x_{2}-x_{1})\gamma(x)dx - \\ \end{array}\right]$$



$$-\frac{1}{4\pi}\int_{0}^{b}\frac{\gamma(x)}{\overline{z}_{1}-z}\left\{1-\frac{\overline{x}_{1}-x}{\sqrt{(\overline{x}_{1}-x)^{2}+(\overline{z}_{1}-z)^{2}}}\right\}dx-$$
$$-\frac{1}{4\pi}\int_{0}^{b}\frac{\gamma(x)}{\overline{z}_{2}-z}\left\{1-\frac{\overline{x}_{2}-x}{\sqrt{(\overline{x}_{2}-x)^{2}+(\overline{z}_{2}-z)^{2}}}\right\}dx=0.$$

Решая полученную систему линейных уравнений, определялась величина циркуляции, по значению которой, используя теорему Жуковского «в малом», вычисляли аэродинамические характеристики: коэффициент подъемной силы, продольного момента, безразмерную величину аэродинамического давления.

Проведена серия численных экспериментов, включающих моделирование составного крыла без шайб на центроплане и с шайбами высотой $\bar{h} = 0,05$, результатом которых явилось следующее: графическое представление распределения коэффициента давления по поверхности аппарата (рис. 4), числовые значения коэффициента подъемной силы, продольного момента, безразмерной координаты аэродинамического фокуса (рис. 5).



Рис. 4: а - составное крыло с шайбами; б - составное крыло без шайб



Рис. 5

На основе полученных числовых значений аэродинамических коэффициентов сделаны следующие выводы:

– перемещение консолей вдоль центроплана к хвостовой части приводит к увеличению продольного пикирующего момента и, как следствие, увеличению координат фокусов, при этом зависимость момента от положения консолей, как и фокусов, имеет линейный вид, однако при приближении к хвостовой части продольный момент имеет параболическую зависимость от координаты положения консолей (рис. 6, 7);

– максимальная несущая способность платформы без шайб реализуется при центральном расположении консолей, при этом зависимость между положением консолей и коэффициентом подъемной силы имеет параболический характер, и выражен он тем сильнее, чем меньше отстояние от экрана и больше угол атаки (рис. 7);

– установка шайб высотой h = 0,05 на центроплан приводит к некоторому уменьшению несущей способности всей системы, это связано с отрицательным взаимным влиянием шайб и консолей крыла (рис. 6, *a*); уменьшить отрицательное влияние можно придав консолям положительный угол поперечного *V* или вынеся их выше центроплана, как это сделано на проекте экраноплана ЭП-200 (ЗАО «АТТ–АТТК»);

– максимальное значение коэффициента подъемной силы достигается при более переднем расположении консолей по сравнению с вариантом без шайб, при этом график зависимости коэффициента подъемной силы от положения консолей имеет меньшую величину кривизны по сравнению с тем же графиком для составного крыла без шайб, что говорит об уменьшении влияния положения консолей на аэродинамические характеристики платформы с установленными шайбами (рис. 7);

– наличие шайб приводит к увеличению безразмерных координат фокусов (смещению к хвостовой кромке) и меньшей чувствительности от величины отстояния от экрана, что обеспечит установку для балансировки меньшей площади оперения, а следовательно, более высокую транспортную эффективность.

Используя числовые значения аэродинамических характеристик, полученных в ходе численного эксперимента, на основе метода наименьших квадратов получены функциональные зависимости для определения значений аэродинамических коэффициентов составного крыла:

- подъемной силы:

$$c_{y}\left(\alpha,h,\bar{x}\right) = (c_{yao_{u}}\overline{S}_{1} + c_{yao_{\kappa}}\overline{S}_{2}) \frac{\lambda_{2}^{0,227}S_{1}^{0,005}\overline{x}^{-0,14}}{\alpha^{0,21}h^{0,042}\lambda_{1}^{0,42}S_{2}^{0,012}};$$

- продольного момента:

$$m_{z}\left(\alpha,h,\bar{x}\right) = \left(m_{zao_{\mu}}\overline{S}_{1} + m_{zao_{\kappa}}\overline{S}_{2} - c_{ya_{\kappa}}\overline{x}\right) \frac{h^{0,0/5}S_{2}^{0,205}}{\alpha^{0,76}\lambda_{2}^{6,51}\lambda_{1}^{0,71}S_{1}^{0,38}};$$

- индуктивного сопротивления:

$$c_{xi} = \frac{\left[c_{y}\left(a,h,\bar{x}\right)\right]^{2}}{\pi\lambda}(1+\Delta) - \frac{\left[c_{y}\left(a,h,x\right)\right]^{2}}{8\pi\lambda k} \times \left[\frac{k+1+\sqrt{4h_{l}^{2}\cdot\cos^{2}(\alpha)+(k+1)^{2}}}{k-1+\sqrt{4h_{l}^{2}\cdot\cos^{2}(\alpha)+(k-1)^{2}}} + \frac{1-k+\sqrt{4h_{l}^{2}\cdot\cos^{2}(\alpha)+(k-1)^{2}}}{-1-k\sqrt{4h_{l}^{2}\cdot\cos^{2}(\alpha)+[k+1]^{2}}}\right],$$

при этом среднеквадратичное отклонение получаемых результатов составляет не более 0,05.

Таким образом, на основе числовых результатов численных экспериментов получены функциональные зависимости, позволяющие оценить аэродинамические характеристики проектируемых ТАП компоновки «составное крыло», а также сделать следующий вывод: при проектировании новых ТАП данной компоновки с целью увеличения мореходности при волнении оптимальным будет центральное размещение консолей с установленными на центроплане шайбами.

Библиографические ссылки

1. Машиностроение : энцикл. / под ред. К. В. Фролова и др. СПб. : Политехника, 2004.

2. Панченков А. Н., Драчев П. Т., Любимов В. И. Экспертиза экранопланов. Н.-Новгород : Типография «Поволжье», 2006.



Рис. 6: $a - c_y = f(\alpha, h, \overline{x}_k)$ платформы с шайбами; $\delta - m_z = f(\alpha, h, \overline{x}_k)$ платформы с шайбами



Рис. 7: $a - c_v = f(\alpha, h, \bar{x}_k)$ платформы без шайб; $\delta - m_z = f(\alpha, h, \bar{x}_k)$ платформы без шайб

M. I. Antipin

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

In the artile 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 annapamoв (КА) прикладного назначения необходимо определить тип двигательной установки коррекции орбиты. В настоящее время проводятся интенсивные научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы (НИР 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 annapam, 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-