

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ УПРАВЛЯЕМОСТИ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РАСЧЁТНЫХ ПРОФИЛЕЙ ВЕТРА СО СГЛАЖИВАНИЕМ ФЛУКТУАЦИЙ

© 2010 Е. А. Ендуткина<sup>1</sup>, Б. А. Титов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

<sup>2</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С. П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Разработан алгоритм построения профилей ветра со сглаживанием флуктуаций на основе данных зондирования атмосферы перед пуском ракеты-носителя. Разработан метод использования расчётных профилей ветра со сглаживанием флуктуаций в программе выведения первой ступени ракеты-носителя с целью обеспечения управляемости при действии интенсивных ветровых возмущений.

*Управляемость, профиль ветра, зондирование атмосферы, интенсивные ветровые возмущения, программа выведения, пуск ракеты-носителя.*

### Введение

В данной статье рассматривается важная задача ракетодинамики – задача обеспечения управляемости движения ракеты - носителя (РН) среднего класса типа «Союз-2» с крупногабаритным надкалиберным головным обтекателем (ГО) в условиях воздействия интенсивной ветровой нагрузки. Решение этой задачи имеет актуальное практическое значение в связи с тем, что случайный характер воздействия ветра на РН с интенсивностью выше допустимой приводит почти в 50% случаев к переносу времени пуска РН.

Увеличение габаритов космических аппаратов (КА), а также увеличение количества антенн и других устройств внешней компоновки приводят к появлению конструктивно - компоновочных схем РН с крупногабаритным надкалиберным ГО. Крупные габариты ГО, в свою очередь, приводят к изменению аэродинамических характеристик РН. Всё это необходимо учитывать при анализе управляемости движения РН.

Известно, что анализ условий обеспечения управляемости РН с крупногабаритным надкалиберным ГО дол-

жен осуществляться по результатам статистического моделирования возмущённого движения РН [1].

На РН, как объект управления, действуют две подсистемы сил и моментов:

- подсистема сил и моментов, развиваемых маршевыми двигателями, управляющими верньерными двигателями и аэродинамическими рулями;

- подсистема распределённых сил и моментов, вызываемых взаимодействием ветра с аэродинамической формой РН.

Взаимодействие этих двух подсистем сил и моментов в конечном итоге и обуславливает управляемость или неуправляемость движения РН в процессе запуска. Результатом подобного взаимодействия является, по существу, некоторое новое движение РН, которое, с одной стороны, выводит первую ступень носителя в расчётную точку траектории запуска, а с другой стороны, позволяет ветру сносить РН из плоскости стрельбы на определённое расстояние, обеспечивая тем самым уменьшение нагрузки на конструкцию и управляемость носителя по траектории.

С учётом вышесказанного рассмотрим метод обеспечения управляемости движения ракеты-носителя в условиях воздействия интенсивной ветровой нагрузки.

### Математическая модель движения РН

Управляемость движения РН – один из ключевых моментов на всём участке полёта РН. Самым сложным с точки зрения обеспечения управляемости [2] является участок полёта первой ступени РН, когда скоростной напор имеет большие значения. На рис. 1 представлен график зависимости скоростного напора  $q$  от относительного времени на участке полёта первой ступени, то есть по оси абсцисс отложено время полёта, отнесённое ко времени конца работы первой ступени. На рис. 1 отмечена зона больших значений скоростного напора  $q_{max}$ .

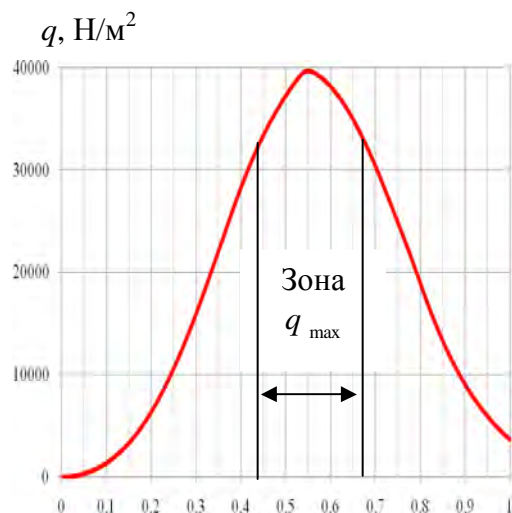


Рис. 1. График зависимости скоростного напора от относительного времени на участке полёта первой ступени

В данной статье исследуется возмущённое движение РН в связанной с РН системе координат [3]. Под возмущённым движением понимается движение, характеризующееся разностями между обобщёнными координатами истинного и невозмущённого движений. Невозмущённое движение отождествляется с программным движением, реализующимся при номинальных значениях параметров объекта и отсутствии возмущающих сил и моментов. Истинное движение происходит при действитель-

ных значениях параметров РН и автомата стабилизации (АС) движения РН, параметров атмосферы, действию ветра и т.д.

Возмущения, действующие на РН, состоят из технологических и ветровых возмущений, причём технологические возмущения составляют лишь 13 % от всех возмущений, действующих на РН в полёте. При полёте РН в плотных слоях атмосферы ветровое воздействие является определяющим при оценке управляемости движения.

Линеаризованные уравнения возмущённого движения РН, рассматриваемой как абсолютно жёсткое тело, в плоскостях тангажа, рыскания и относительно продольной оси в связанной системе координат на участке полёта первой ступени имеют следующий вид [4]:

$$\begin{aligned} & \ddot{\vartheta} + a_{\vartheta\vartheta} \vartheta + a_{\vartheta V_y} V_y + 2a_{\vartheta \psi} \psi + \\ & + 4a_{\vartheta \delta} \delta + 2a_{\vartheta \epsilon} \epsilon = M_{\vartheta\vartheta}, \\ & \dot{V}_y + a_{V_y \vartheta} \vartheta + a_{V_y V_y} V_y + 2a_{V_y \psi} \psi + \\ & + 4a_{V_y \delta} \delta + 2a_{V_y \epsilon} \epsilon = F_{\vartheta y}, \\ & \ddot{\psi} + a_{\psi\psi} \psi + a_{\psi V_z} V_z + 2a_{\psi \vartheta} \vartheta + \\ & + 4a_{\psi \delta} \delta + 2a_{\psi \epsilon} \epsilon = M_{\psi\psi}, \\ & \dot{V}_z + a_{V_z \psi} \psi + a_{V_z V_z} V_z + 2a_{V_z \vartheta} \vartheta + \\ & + 4a_{V_z \delta} \delta + 2a_{V_z \epsilon} \epsilon = F_{\psi z}, \\ & \ddot{\delta} + 4a_{\delta \psi} \psi + 8a_{\delta \delta} \delta + 4a_{\delta \epsilon} \epsilon = M_{\delta\delta}, \end{aligned} \tag{1}$$

где

$y, z$  – смещения положения центра масс РН в направлении связанных осей  $Y, Z$ ;

$V_y, V_z$  – вариации скорости центра масс РН в направлении связанных осей  $Y, Z$ ;

$\vartheta, \psi, \delta$  – отклонения от программных значений углов тангажа, рыскания и крена, соответственно;

$\psi, \delta$  – угловые отклонения рулевых органов (РО), установленных на центральном блоке (ЦБ) и боковых блоках (ББ), соответственно;

$\epsilon$  – угловое отклонение воздушного руля;

$M_{\vartheta\vartheta}, M_{\psi\psi}, M_{\delta\delta}$  – возмущающие угловые ускорения;

$F_{\epsilon_y}, F_{\epsilon_z}$  – возмущающие линейные ускорения.

В уравнениях моментов все члены отнесены к моменту инерции, а в уравнениях сил – к массе РН. Коэффициенты уравнений возмущённого движения зависят от геометрических, центровочных, инерционных, аэродинамических характеристик РН, характеристик двигательной установки (ДУ), параметров траектории активного участка полёта РН [5] и атмосферы [3]. Указанные характеристики РН изменяются во времени или в зависимости от какого-либо аргумента, задаются таблично, а при необходимости рассчитываются с использованием методов интерполяции [6].

При исследовании возмущённого движения РН рассматриваются номинальный режим и два крайних режима разбросов параметров РН – «нижний» и «верхний». При этом «нижний» режим характеризуется максимально возможными значениями аэродинамических силы и момента и минимально возможными значениями моментов инерции РН и тяги ДУ ЦБ и ББ. «Верхний» режим характеризуется минимально возможными значениями аэродинамических силы и момента и максимально возможными значениями моментов инерции РН и тяги ДУ.

### **Особенности работы системы управления РН**

Одной из основных задач системы управления (СУ) является обеспечение контроля над тем, чтобы отклонения угловых параметров РН в полёте от их номинальных значений были в некотором допустимом диапазоне. Значения предельно допустимых угловых отклонений определяются посредством математического моделирования возмущённого движения РН при наихудшем сочетании действующих возмущений.

На РН используется цифровая СУ, в которую введён контур управления ветровым углом атаки с целью выполнения требований по ограничению в по-

лёте угла атаки (скольжения) в зоне максимальных значений скоростного напора. При этом используется информация от акселерометров и блоков датчиков угловой скорости комплекса командных приборов. Для решения задач корректирующих контуров и фильтров АС используются соответствующие алгоритмы, реализуемые в бортовой цифровой вычислительной машине [7]. Канал ограничения углов атаки и скольжения включается на участке больших значений скоростного напора. Изменение структуры осуществляется путём программного изменения коэффициентов усиления по времени полёта. Особенности СУ оказывают существенное влияние на управляемость движения РН.

Необходимость обеспечения управляемости движения РН приводит к необходимости парирования ветровой нагрузки, полученной по результатам предстартового зондирования атмосферы. После проведения предстартового зондирования атмосферы проводится проверка непревышения величин разностей проекций фактических и учтённых при расчёте бортового полётного задания (ПЗ) скоростей ветра и градиентов изменения этих разностей по высоте существующих ограничений, которые являются достаточно жёсткими.

Дополнительные возможности для обеспечения управляемости движения предоставляют программные способы управления, которые заключаются в формировании траектории полёта с минимально возможными углами атаки (скольжения). Соответствующее управление можно задавать в виде полётных программ изменения углов тангажа и рыскания [8]. В настоящее время при расчёте бортового ПЗ учитываются систематические составляющие скорости ветра.

При исследовании управляемости движения РН на участке полёта первой ступени имеют место следующие ограничения на параметры движения:

– ограничение на величины угловых отклонений воздушных рулей, а также рулевых органов (РО) центрального и боковых блоков (ЦБ и ББ);

– ограничение на величины нагрузок, действующих на корпус РН, и, как следствие, ограничение на величины углов атаки и скольжения;

– ограничение на отклонения от программных значений углов тангажа и рыскания и угловых скоростей тангажа и рыскания;

– ограничение на отклонения положений центра масс РН от траектории для выведения КА в заданную точку орбиты.

### Проблема обеспечения управляемости движения РН

Как было описано выше, перед пуском РН проводится зондирование атмосферы. По результатам проведения оценки допустимости фактических характеристик ветра принимается решение о возможности проведения пуска РН. Однако в связи с наличием жёстких ограничений на характеристики ветровых воздействий перед пуском РН велика вероятность отмены пуска. В случаях, когда наблюдается потеря управляемости, предлагается учитывать в ПЗ профили ветра, сформированные со сглаживанием флуктуаций, что может рассматриваться в качестве метода обеспечения управляемости движения РН.

Для иллюстрации проблемы обеспечения управляемости движения РН был выбран профиль ветра, построенный по данным зондирования атмосферы в районе Гвианского космического центра. Выбранный профиль представлен на рис. 2.

На рис. 3 приведена зависимость угла отклонения РО ( ), полученная по результатам моделирования движения в канале рыскания, от относительного времени на участке полёта первой ступени и показана зона действия

больших значений скоростного напора. В «нижнем» режиме угол отклонения РО достиг величины  $45^\circ$  и РО, установленные на ЦБ и ББ, встали на упор.

Анализ результатов моделирования движения РН показал, что в «нижнем» режиме наблюдается потеря управляемости, которая заключается в невыполнении требования по ограничению угловых отклонений РО РН.

### Методика формирования моделей расчётных профилей ветра

Во избежание отмены пуска РН в данной работе предлагается производить расчёт параметров программы выведения РН с учётом действия ветра с профилями со сглаживанием флуктуаций. При формировании такого рода профилей необходимо обеспечить управляемость движения РН [2].

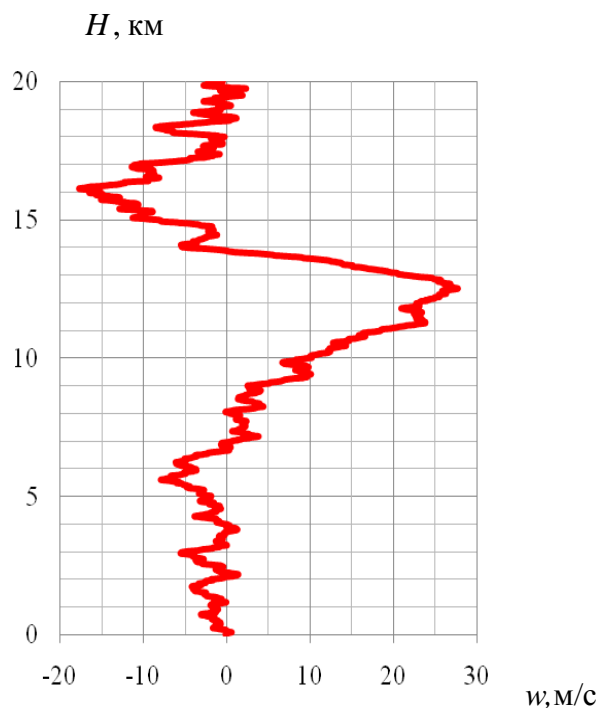


Рис. 2. Профиль ветра, построенный по данным зондирования в районе Гвианского космического центра

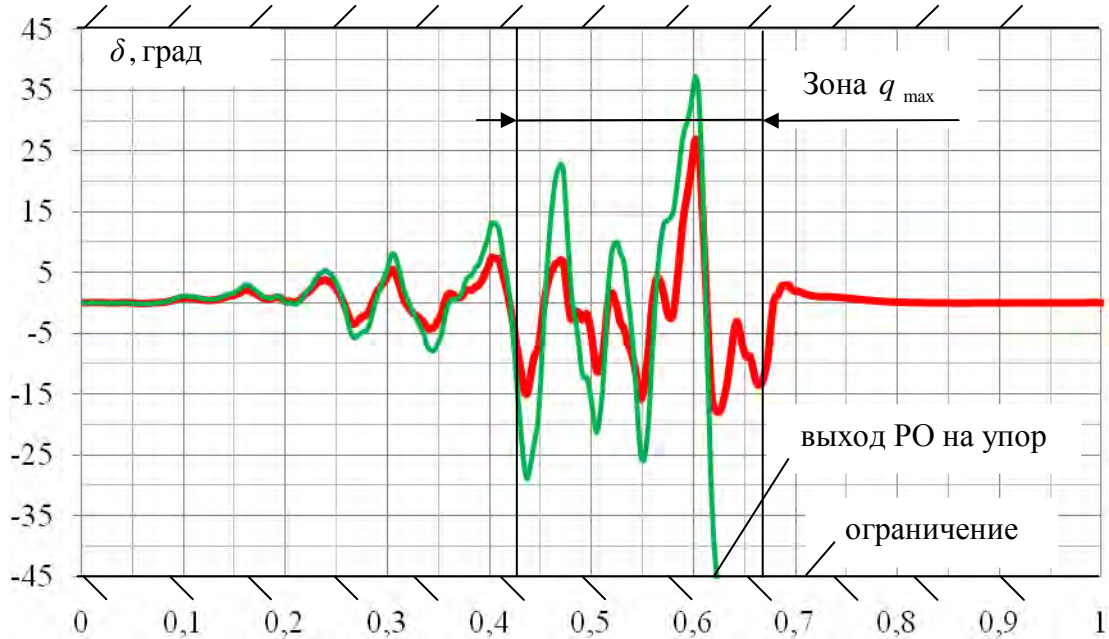


Рис. 3. Гравик зависимости  $\delta$  при действии ветра с профилем по данным зондирования в районе Гвианского космического центра  
— номинальный режим, — «нижний» режим

Методика формирования расчётных профилей ветра со сглаживанием флуктуаций состоит в следующем. Используются предстартовые измерения скорости ветра. Функция профиля ветра представлена таблично значениями скоростей ветра и высот зондирования.

Сущность подхода состоит в том, что функция профиля ветра  $w(H_i)$  на высотах  $H_i$  ( $i = 0, 1, \dots, N$ ), на которых имеются данные зондирования, заменяется функцией

$$\vartheta(H_i) = \sum_{k=0}^n a_k \vartheta_k(H_i) \quad (2)$$

с числом членов  $n \leq N$ . Коэффициенты аппроксимации  $a_k$  находятся из системы уравнений

$$\sum_{k=0}^n (\vartheta_m, \vartheta_k) a_k = (w, \vartheta_m), \quad 0 \leq m \leq n. \quad (3)$$

Скалярные произведения определяются формулой

$$(w, \vartheta) = \sum_{i=0}^N \rho_i w(H_i) \vartheta(H_i), \quad (4)$$

где  $\rho_i > 0$  – весовой коэффициент.

Известно, что хорошее сглаживание будет при  $n \ll N$  [9]. Оптимальное число коэффициентов зависит от функции  $w(H_i)$ , числа узлов  $(N + 1)$ , их расположения, значений весовых коэффициентов и от выбора системы функций  $\vartheta_k(H_i)$ .

В качестве аппроксимирующих функций выберем полиномы  $\vartheta_k(H_i) = H_i^k, 0 \leq k \leq n.$  (5)

Тогда система уравнений (3) для определения коэффициентов  $a_k$  примет вид

$$\sum_{k=0}^n (H_i^m, H_i^k) a_k = (w, H_i^m), \quad 0 \leq m \leq n, \quad (6)$$

где

$$(H_i^m, H_i^k) = \sum_{i=0}^N \rho_i H_i^{m+k},$$

$$(w, H_i^m) = \sum_{i=0}^N \rho_i w(H_i) H_i^m.$$

После нахождения коэффициентов  $a_k$  расчётная скорость ветра на высотах зондирования  $H_i$  ( $i = 0, 1, \dots, N$ ) определяется из формулы (2).

На рис. 4 вместе с исходным, замеренным профилем ветра приведён расчётный

профиль ветра, сформированный со сглаживанием флуктуаций [2].

### Описание метода обеспечения управляемости движения РН

В случае расчёта программы выведения РН с расчётным профилем ветра со сглаживанием флуктуаций возмущённое движение РН будет происходить при действии ветра с профилем, представляющим собой разность между фактическим и сформированным профилями (рис. 4).

С помощью моделирования движения РН проведено сравнение параметров возмущённого движения РН при учёте в ПЗ расчётных профилей ветра со сглаживанием флуктуаций и возмущённого движения РН при действии ветра с профилями, построенными по данным зондирования. На рис. 5 приведена зависимость угла отклонения  $\rho_0$  РН ( $\rho_0$ ), полученная по результатам моделирования движения в «нижнем» режиме, от относительного времени на участке полёта первой ступени и показана зона действия больших значений скоростного напора.

На основании анализа полученных результатов моделирования движения РН можно сделать следующий вывод: в случае невыполнения требований по ограничению фактических ветровых характеристик предлагаемый расчёт программы выведения РН с расчётными профилями ветра позволяет обеспечить управляемость движения РН [10]. Управляемость движения РН обеспечивается в силу выполнения ограничения на величины угловых отклонений  $\rho_0$ .

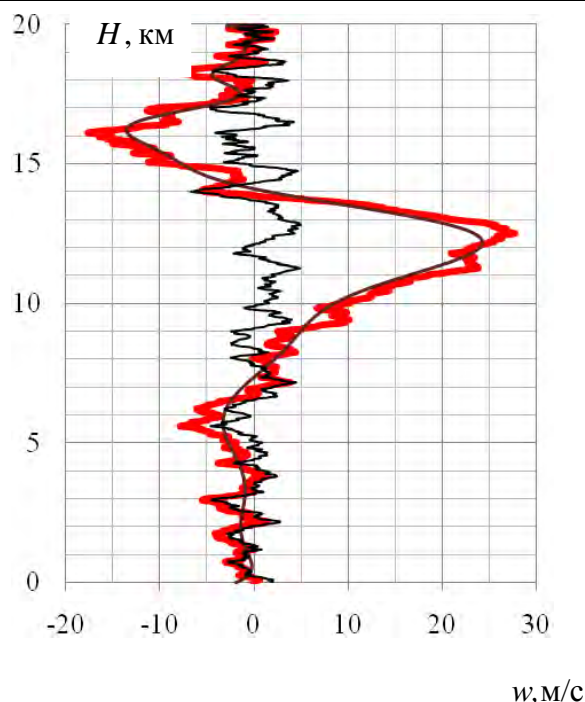


Рис. 4. Профиль ветра  
 — построенный по данным зондирования в районе Гвианского космического центра,  
 — сформированный со сглаживанием флуктуаций,  
 — действующий на РН в возмущённом движении при учёте в ПЗ профиля ветра со сглаживанием флуктуаций

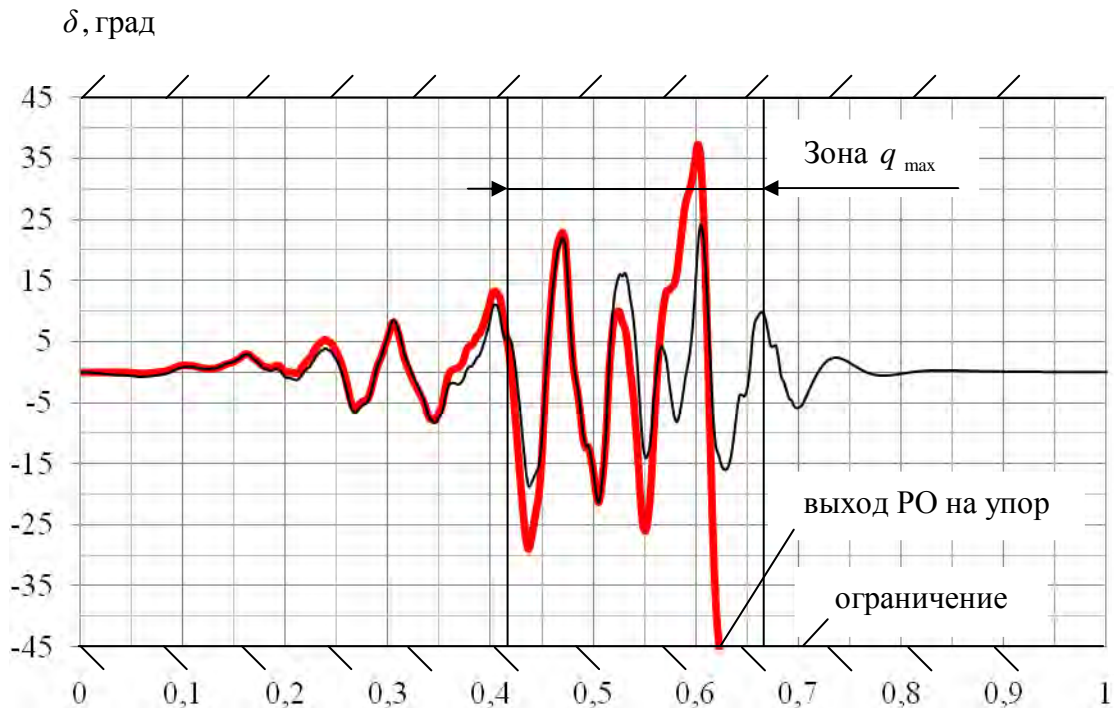


Рис. 5. График зависимости  $\delta$  (град) в «нижнем» режиме  
 — с профилем, построенным по данным зондирования,  
 — с профилем, действующим на РН в возмущенном движении  
 при учёте в ПЗ сформированного профиля)

### Заключение

В случае применения предложенной методики невозмущенным движением является движение по траектории, учитывающей расчётный профиль ветра. Возмущенное движение РН происходит при действии ветра с профилем, представляющим собой разность между фактическим и расчётным профилями. Отклонением является разница между параметрами движения РН при реальном профиле ветра и при расчётном профиле ветра.

Использование расчётных профилей ветра, сформированных со сглаживанием флуктуаций, при расчёте бортового ПЗ позволяет увеличить вероятность пуска РН.

Окончательное решение о возможности проведения пуска РН с использованием расчётных профилей ветра принимается после анализа нагрузок, действующих на конструкцию РН и возможности выполнения задач пуска.

### Библиографический список

1. Мануйлов, Ю. С. Концептуальные основы управления в условиях неопределённости [Текст] / Ю. С. Мануйлов, Е. А. Новиков. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2008. – 121 с.
2. Дмитриев, В. В. Методика формирования профилей ветра, учитываемых в полётной программе, с целью снижения нагрузок на корпус ракеты-носителя [Текст] / В. В. Дмитриев, Е. А. Ендуткина // Вестн. СамГУ. Естественная сер. – Самара, 2009. – № 8. – С. 118-124.
3. Абгарян, К. А. Динамика ракет [Текст] / К. А. Абгарян, И. М. Рапопорт. – М.: Машиностроение, 1969. – 379 с.
4. Дмитриевский, А. А. Внешняя баллистика [Текст]: учебник для вузов / А. А. Дмитриевский, Л. Н. Лысенко. – М.: Машиностроение, 2005. – 608 с.
5. Аппазов, Р. Ф. Методы проектирования траекторий носителей и спутников земли [Текст] / Р. Ф. Аппазов, О. Г. Сыгин. – М.: Наука, 1987. – 440 с.

6. Сухорченков, Б.И. Методы анализа характеристик летательных аппаратов [Текст] / Б. И. Сухорченков, В. А. Меньшиков. – М.: Машиностроение, 1995. – 368 с.

7. Матов, В. И. Бортовые цифровые вычислительные машины и системы [Текст] / В. И. Матов, Ю. А. Белоусов, Е. П. Федосеев. – М.: Высш. шк., 1988. – 216 с.

8. Доброленский, Ю. П. Динамика полёта в неспокойной атмосфере [Текст] / Ю. П. Доброленский. – М.: Машиностроение, 1969. – 256 с.

9. Калиткин, Н. Н. Численные методы [Текст]: учеб. пособие для вузов / Н. Н. Калиткин. – М.: Наука, 1978. – 512 с.

10. Титов, Б. А. Синергетический подход в задаче обеспечения устойчивости движения ракет-носителей [Текст] / Б. А. Титов, Е. А. Ендуткина // Сб. ст. VIII Междунар. науч. конф. «Синергетика природных, технических и социально-экономических систем». – Тольятти: Изд-во ТГУС, 2010. – С. 105-112.

### References

1. Manuylov, Yu. S. Conceptual foundations of control in uncertainty conditions / Yu. S. Manuylov, Ye. A. Novikov. – St. Petersburg: MCA named after A. F. Mozhaysky, 2008. – 121 p.

2. Dmitriev, V. V. Method of wind profile calculating in a flight program for the purpose of reducing the load on a car-

rier rocket body / V. V. Dmitriev, Ye. A. Yendutkina // Vestnik of SSAU. Samara, 2009. – No 8. – pp. 118–124.

3. Abgaryan, K. A. Dynamics of carrier rockets / K. A. Abgaryan, I. M. Rapoport. – Moscow: Mashinostroyeniye, 1969. – 379 p.

4. Dmitriyevskiy, A. A. External ballistics / A. A. Dmitriyevskiy, L. N. Lysenko. – Moscow: Mashinostroyeniye, 2005. – 608 p.

5. Appazov, R. F. Methods of designing trajectories of carrier rockets and Earth satellites / R. F. Appazov, O. G. Sytin. – Moscow: Nauka, 1987. – 440 p.

6. Sukhorchenkov, B. I. Methods of spacecraft characteristics analysis / B. I. Sukhorchenkov, V. A. Men`shikov. – Moscow: Mashinostroyeniye, 1995. – 368 p.

7. Matov, V. I. Onboard digital calculating machines and systems / V. I. Matov, Yu. A. Belousov, E. P. Fedoseev. – Moscow: Vysshaya shkola, 1988. – 216 p.

8. Dobrolensky, Yu. P. Flight dynamics in non-turbable atmosphere / Yu. P. Dobrolensky. – Moscow: Mashinostroyeniye, 1969. – 256 p.

9. Kalitkin, N. N. Numerical methods / N. N. Kalitkin. – Moscow: Nauka, 1978. – 512 p.

10. Titov, B. A. Synergetic approach to the task of providing carrier rocket motion stability / B. A. Titov, Ye. A. Yendutkina // Collection of papers of VIII International science conference «Synergetics of natural, technical and socio-economic systems». – Togliatti: TSUS Press, 2010. – pp. 105–112.

## PROVIDING CARRIER ROCKET MOTION CONTROLLABILITY ON THE BASIS OF DESIGN SMOOTHED WIND PROFILE APPLICATION

© 2010 Ye. A. Yendutkina<sup>1</sup>, B. A. Titov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>State Research and Production Space Rocket Center “TsSKB – Progress”

<sup>2</sup>Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov  
(National Research University)

An algorithm of smoothed wind profile calculating on the basis of the data of atmospheric sounding before the carrier rocket launch has been developed. A method of using design smoothed wind profile in the carrier rocket first stage ascent program for the purpose of providing the controllability under intensive wind perturbations.

*Controllability, wind profile, atmospheric sounding, intensive wind perturbations, ascent program, carrier rocket launch.*



### Информация об авторах

**Ендуткина Екатерина Анатольевна**, начальник группы. «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Область научных интересов: динамика ракет-носителей. E-mail: [endutkina.ea@mail.ru](mailto:endutkina.ea@mail.ru).

**Титов Борис Александрович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой организации и управления перевозками на транспорте. Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: динамика и управление движением ракетно-космических систем. E-mail: [Titov@ssau.ru](mailto:Titov@ssau.ru).

**Yendutkina Yekaterina Anatolyevna**, head of group. State Research and Production Space Rocket Center “TsSKB – Progress”. Area of research: carrier rocket dynamics. E-mail: [endutkina.ea@mail.ru](mailto:endutkina.ea@mail.ru).

**Titov Boris Alexandrovich**, doctor of technical sciences, professor, head of the department of logistics and management in transport. Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: space rocket systems dynamics and control. E-mail: [Titov@ssau.ru](mailto:Titov@ssau.ru).