

ОЦЕНКА ВЫПОЛНЕНИЯ ОГРАНИЧЕНИЙ, НАЛОЖЕННЫХ НА УГЛЫ АТАКИ И СКОЛЬЖЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ, ПРИ ДЕЙСТВИИ РАЗЛИЧНЫХ ВЕТРОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

© 2009 Е.А. Ендуткина

Самарский государственный аэрокосмический университет

Поступила в редакцию 19.02.2009

Работа посвящена проблеме обеспечения устойчивости движения ракеты-носителя на атмосферном участке полета. Представлены результаты моделирования возмущенного движения ракеты-носителя при действии различных ветровых возмущений. Проведена оценка выполнения ограничений, наложенных на величины угла атаки (скольжения) ракеты-носителя в зоне максимальных значений скоростного напора. Получены ограничения на условия запуска РН.

Ключевые слова: ракета-носитель, система управления, устойчивость движения, ветровые возмущения, скоростной напор, угол атаки (скольжения), возмущенное движение, моделирование движения, аэродинамические характеристики, изгиб продольной оси.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В настоящее время на ракетах-носителях (РН) используется цифровая система управления (СУ), в которую введен контур управления ветровым углом атаки с целью выполнения требований по ограничению в полете угла атаки (скольжения) в зоне максимальных значений скоростного напора. Особенности СУ оказывают существенное влияние на устойчивость движения РН.

Необходимо при действии различных ветровых возмущений провести исследование устойчивости движения РН, а также оценку выполнения требований на СУ по ограничению углов атаки (скольжения) в связи с обеспечением значений нагрузок на конструкцию РН на уровне допустимых.

Наблюдается тенденция к увеличению габаритов космических аппаратов (КА), а также к увеличению количества антенн и других устройств с внешней стороны КА. Особенности КА приводят к появлению конструктивно-компоновочных схем РН с крупногабаритными надкалиберными головными обтекателями (ГО).

В процессе полета РН в плотных слоях атмосферы появляется поперечная, по отношению к корпусу РН, составляющая скорости набегающего потока воздуха. Под ее действием происходит изгиб продольной оси РН. Крупные габариты ГО и изгиб оси РН приводят к изменению аэродинамических характеристик РН, что необходимо учитывать при анализе устойчивости движения.

Возникает задача исследования устойчивости движения РН с ГО большого диаметра на атмосферном участке полета с учетом взаимодействия аэродинамических возмущений и изгиба корпуса РН, а в случае больших значений углов атаки (скольжения) задача разработки мер по обеспечению величин этих углов на уровне допустимых.

2. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ РН

Самым сложным с точки зрения обеспечения устойчивости [1] является этап полета, соответствующий работе первой ступени РН, когда скоростной напор q имеет большие значения. На рис. 1 представлена зависимость скоростного напора q от относительного времени полета первой ступени τ , то есть по оси абсцисс отложено время полета, отнесенное ко времени конца работы первой ступени.

В данной работе исследуется возмущенное движение РН в связанной с РН системе координат [2]. Под возмущенным движением понимается движение, характеризующееся разностями между обобщенными координатами истинного и невозмущенного движений. Невозмущенное движение отождествляется с программным движением, реализующимся при номинальных значениях параметров объекта и отсутствии возмущающих сил и моментов. Истинное движение происходит при действительных значениях параметров РН и автомата стабилизации (АС) движения РН, параметров атмосферы, действии ветра и т.д. Возмущения, действующие на РН, состоят из технологических и ветровых возмущений. К возмущениям, обусловленным

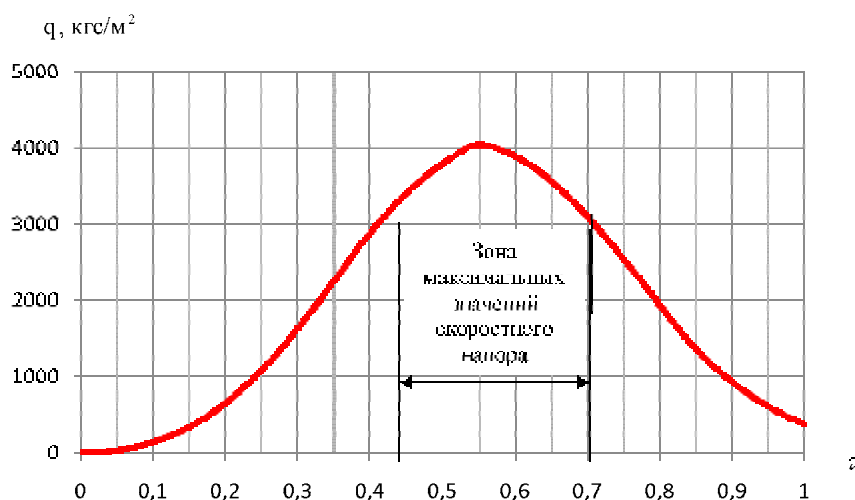


Рис. 1. Зависимость скоростного напора от относительного времени полета первой ступени

технологическими погрешностями изготовления и сборки РН и двигательной установки (ДУ), относятся смещение центра масс изделия от продольной оси, отклонение вектора тяги от номинального положения, угловые отклонения базовой продольной оси бокового блока от номинального положения, точность установки исполнительных органов системы управления в нулевое положение. Ветровые возмущения зависят от углов атаки (скольжения) и оказывают наибольшее воздействие [3].

Уравнения возмущенного движения РН, рассматриваемой как абсолютно жесткое тело, в плоскостях тангажа и рыскания в связанной с РН системе координат на участке полета первой ступени имеют следующий вид [2]:

$$\ddot{\vartheta} + C_{\vartheta\vartheta} \vartheta + C_{\vartheta V_y} V_y + 2C_{\vartheta\delta_u} \delta_u + 4C_{\vartheta\delta_\delta} \delta_\delta + 2C_{\vartheta\delta_\epsilon} \delta_\epsilon = \overline{M}_{\epsilon\vartheta},$$

$$\dot{V}_y + C_{V_y\vartheta} \vartheta + C_{V_y V_y} V_y + 2C_{V_y\delta_u} \delta_u + 4C_{V_y\delta_\delta} \delta_\delta + 2C_{V_y\delta_\epsilon} \delta_\epsilon = \overline{F}_{\epsilon y},$$

$$\ddot{\psi} + C_{\psi\psi} \psi + C_{\psi V_z} V_z + 2C_{\psi\delta_u} \delta_u + 4C_{\psi\delta_\delta} \delta_\delta + 2C_{\psi\delta_\epsilon} \delta_\epsilon = \overline{M}_{\epsilon\psi},$$

$$\dot{V}_z + C_{V_z\psi} \psi + C_{V_z V_z} V_z + 2C_{V_z\delta_u} \delta_u + 4C_{V_z\delta_\delta} \delta_\delta + 2C_{V_z\delta_\epsilon} \delta_\epsilon = \overline{F}_{\epsilon z},$$

где V_y, V_z – вариация скорости центра масс РН в направлении осей OY, OZ ;

ϑ, ψ – отклонения от программных значений углов тангажа и рыскания соответственно;

δ_u, δ_δ – угловое отклонение рулевого органа по каналам “центр”, “бок” соответственно;

$\overline{M}_{\epsilon\vartheta}, \overline{M}_{\epsilon\psi}$ – возмущающие угловые ускорения;
 $\overline{F}_y, \overline{F}_z$ – возмущающие линейные ускорения.

В уравнениях моментов все члены отнесены к моменту инерции, а в уравнениях сил к массе РН, то есть уравнения записаны в ускорениях. Коэффициенты уравнений возмущенного движения определяются диапазонами (или областями) возможных значений, являются переменными во времени величинами и зависят от геометрических, центровочных, инерционных, аэродинамических характеристик РН, характеристик двигательных установок, параметров траектории активного участка полета РН и атмосферы [2]. В данной работе значения коэффициентов уравнений возмущенного движения определены для РН с крупногабаритным надкалиберным головным обтекателем.

При исследовании возмущенного движения рассматриваются номинальный и два крайних режима разбросов параметров РН (нижний и верхний режимы движения РН). При этом нижний режим соответствует максимально возможному значению аэродинамического момента и минимально возможному значению момента инерции РН, тяги ДУ и тяги управляющих двигателей центрального и бокового блоков.

3. МОДЕЛЬ ВЕТРА

При полете РН в плотных слоях атмосферы ветровое воздействие является определяющим при оценке устойчивости движения. В настоящее время наибольшее применение в практике проектирования получил способ построения некоторых детерминированных профилей ветра (зависимостей скорости ветра w от высоты H). В соответствии с этой моделью детерминированные профили строятся по заданным значениям скоростей ветра по высоте, соответствующих определенному уровню вероятности наблюдения ветров в конкретных районах территории [4].

В качестве профилей “пологих” (медленно изменяющихся по высоте) ветров принимаются

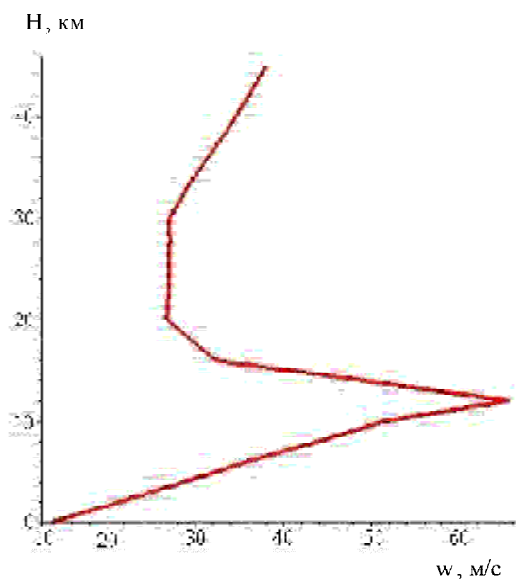


Рис. 2. Профиль “пологого” ветра

огибающие максимальных скоростей ветра по высоте, соответствующие определенному уровню вероятности непревышения скорости. Огибающие максимальных скоростей строятся по данным зондирований для конкретного района территории и сезона года с учетом направлений движения РН (азимут полета) и ветра [3]. Как правило, при анализе рассматриваются направления в боковой плоскости (ветер слева и справа) и в продольной плоскости (встречный и попутный ветер).

В частности, моделирование движения [5] РН проводилось при действии “пологого” ветра, профиль которого для месяца июля и широты 46° представлен на рис. 2.

Помимо характеристик “пологого” ветра реальные свойства ветра учитываются и с учетом турбулентности скорости ветра, которая в настоящее время задается соответствующими стандартами. В этом случае модель ветра согласо-

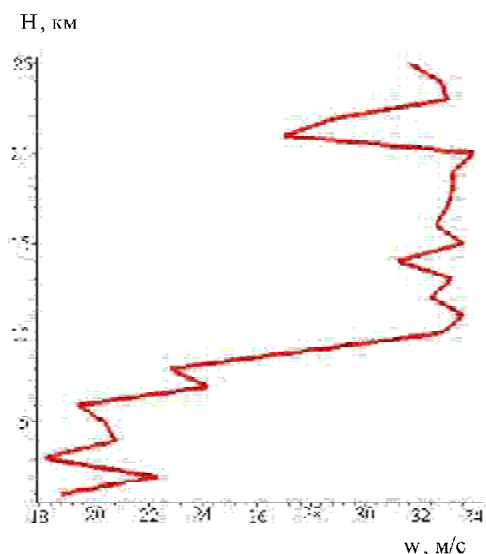


Рис. 3. Профиль “турбулентного” ветра

на с каноническим разложением скорости ветра и является его составной частью [6]. Значения коэффициентов модели не зависят от времени года и от географического расположения космодромов. В основе формул расчета коэффициентов модели лежат принятые в ЦАГИ соотношения для расчетов спектров турбулентных порывов. В данной работе исследуется воздействие на движение РН “турбулентного” ветра, профиль которого представлен на рис. 3.

4. АЛГОРИТМ РАБОТЫ КОНТУРА РЕГУЛИРОВАНИЯ ПО “ОЦЕНКЕ” ВЕТРОВОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ УГЛА АТАКИ (СКОЛЬЖЕНИЯ)

Устойчивость движения РН – один из ключевых моментов на всем участке полета РН. Поскольку время движения РН ограничено, следует говорить о так называемой устойчивости на конечном интервале времени, в котором совершается процесс движения. Согласно понятию технической устойчивости, движение системы на конечном интервале времени считается устойчивым, если на этом интервале при заданных начальных условиях и действующих возмущениях параметры движения не превышают заданных ограничений [7].

АС функционирует таким образом, чтобы случайно возникающие малые отклонения параметров движения РН через некоторое время были сведены к нулю или к очень малым допустимым величинам.

С целью выполнения требований по ограничению угла атаки (скольжения) в зоне максимальных значений скоростного напора наряду с традиционными контурами угловой и нормальной стабилизации [7] в АС РН введен дополнительный контур регулирования по перегрузке или по “оценке” ветровой составляющей угла атаки (скольжения). При этом используется информация от акселерометров и датчиков углов комплекса командных приборов. Этот канал регулирования плавно включается на участке больших значений скоростного напора, то есть система стабилизации реализуется как система с переменной структурой.

На начальном участке полета РН при малых величинах скоростного напора рассматриваемая система функционирует как система стабилизации углового положения продольной оси РН, допуская снос изделия под действием ветра, а в районе полета с большими скоростными напорами – как система ограничения загрузки рулевых органов с включением канала регулирования с отрицательной обратной связью по “оценке” возмущения или угла атаки (скольжения), а

на последней трети траектории движения первой ступени РН обеспечивается традиционная “жесткая” стабилизация РН относительно программной траектории.

Изменение структуры осуществляется путем программного изменения коэффициентов усиления по времени или скорости полета. Такая структура системы стабилизации позволяет обеспечить значения максимальных величин углов атаки (скольжения) на уровне допустимых по условию ограничения нагрузок на конструкцию РН.

5А. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ РН ПРИ ДЕЙСТВИИ РАЗЛИЧНЫХ ВЕТРОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

На основании структурной схемы алгоритмов стабилизации первой ступени РН по каналу тангажа (рыскания) с учетом алгоритма вычисления оценки ветровой составляющей угла атаки (скольжения) и алгоритма вычисления поправки к углу тангажа (рыскания) была разработана программа моделирования возмущенного движения РН при различных характеристиках ветровых воздействий.

Моделирование движения РН на участке полета первой ступени проведено для канала рыскания как наиболее тяжелого с точки зрения обеспечения устойчивости движения.

На рис. 4 приведена зависимость угла скольжения от времени $\beta(t)$ по результатам моделирования движения РН в канале рыскания на участке полета первой ступени РН с учетом разбросов параметров РН при действии “пололого” ветра (рис. 2) на движение РН.

Анализируя график, представленный на рис. 4, можно сделать вывод о том, что требова-

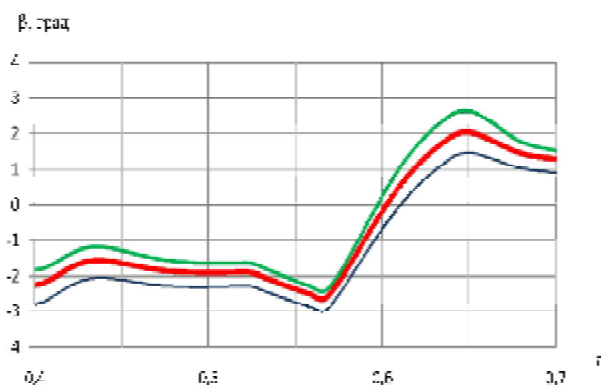


Рис. 4. Зависимость $\beta(\tau)$ в зоне максимальных значений скоростного напора при действии “пололого” ветра на движение РН (средняя линия - номинальный режим, верхняя линия - нижний режим, нижняя линия - верхний режим)

ние по ограничению угла скольжения (в данном случае величиной 3°) в зоне максимальных значений скоростного напора при действии “пололого” ветра в номинальном, нижнем и верхнем режимах выполняется.

Проведено исследование эффективности работы контура ограничения углов атаки (скольжения). Рассматривался АС с отключенным контуром. Полученный в результате график $\beta(t)$ представлен на рис. 5. Сравнивая рис. 5 с рис. 4, можно отметить, что при использовании контура ограничения углов атаки (скольжения) снижение максимального угла скольжения в номинальном режиме составляет не менее 11% при действии “пололого” ветра.

Аналогично проводилось моделирование движения РН в канале рыскания на участке полета первой ступени РН с учетом разбросов параметров РН при действии “турбулентного” ветра.

На рис. 6 приведена зависимость угла скольжения от времени $\beta(t)$ по результатам численного моделирования движения РН в канале рыскания на участке полета первой ступени РН с учетом разбросов параметров РН при действии “турбулентного” ветра (рис. 3) на движение РН.

Анализируя график, представленный на рис. 6, можно сделать вывод о том, что требование по ограничению угла скольжения (в данном случае величиной 3ϵ) в зоне максимальных значений скоростного напора при действии “турбулентного” ветра в номинальном, нижнем, верхнем режимах выполняется.

Проведено исследование эффективности работы контура ограничения углов атаки (скольжения). Рассматривался АС с отключенным контуром. Полученный в результате график $\beta(t)$ представлен на рис. 7. Сравнивая рис. 7 с рис. 6, можно отметить, что при использовании контура

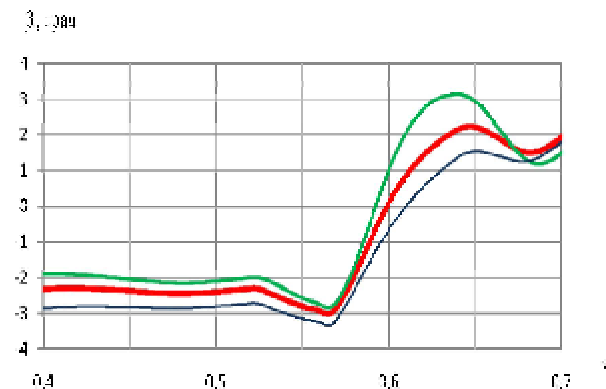


Рис. 5. Зависимость $\beta(\tau)$ в зоне максимальных значений скоростного напора при действии “пололого” ветра на движение РН с отключенным контуром ограничения углов атаки (средняя линия - номинальный режим, верхняя линия - нижний режим, нижняя линия - верхний режим)

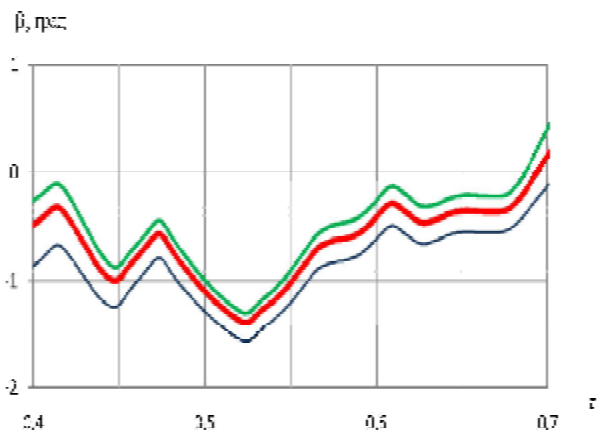


Рис. 6. Зависимость $\beta(\tau)$ в зоне максимальных значений скоростного напора при действии “турбулентного” ветра на движение РН (средняя линия - номинальный режим, верхняя линия - нижний режим, нижняя линия - верхний режим)

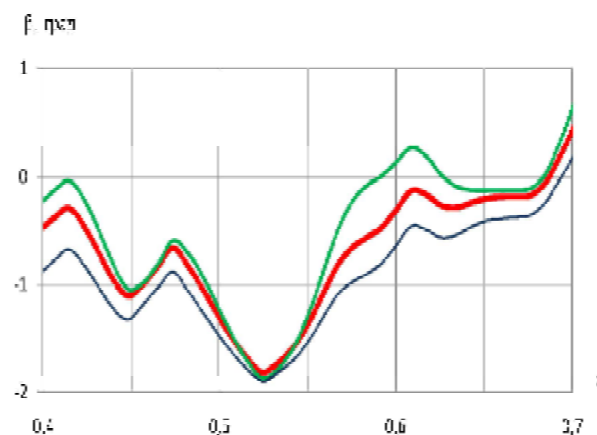


Рис. 7. Зависимость $\beta(\tau)$ в зоне максимальных значений скоростного напора при действии “турбулентного” ветра на движение РН с отключенным контуром ограничения углов атаки (средняя линия - номинальный режим, верхняя линия - нижний режим, нижняя линия - верхний режим)

ра ограничения углов атаки (скольжения) снижение максимального угла скольжения в номинальном режиме составляет не менее 13% при действии “турбулентного” ветра.

5Б. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ С УЧЕТОМ ВЗАИМОВЛИЯНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ И ИЗГИБА КОРПУСА РН С КРУПНОГАБАРИТНЫМ НАДКАЛИБЕРНЫМ ГО

На атмосферном участке полета РН появляется поперечная, по отношению к корпусу РН, составляющая скорости набегающего потока воздуха, которая может быть обусловлена движением корпуса РН в боковом направлении от действия исполнительных органов СУ и ветровой нагрузкой. Под действием системы распределенных аэродинамических моментов сил и уравновешивающих их моментов от инерционных сил и сил, создаваемых исполнительными органами СУ, происходит изгиб продольной оси РН.

ГО большого диаметра приводит к смещению центра давления вперед к носу РН и увеличению коэффициента подъемной силы, в результате чего увеличивается величина аэродинамических сил. Все вышеуказанное приводит к изменению динамических характеристик РН, которое необходимо учитывать при анализе движения РН.

Проведено моделирование движения РН с крупногабаритным надкалиберным ГО на участке полета первой ступени с учетом взаимовлияния аэродинамических возмущений и изгиба корпуса РН. Зависимость угла скольжения от време-

ни $\beta(t)$ по результатам моделирования движения РН в канале рыскания с учетом разбросов параметров РН при действии “пологого” ветра (рис. 2) на движение РН приведена на рис. 8.

Анализируя график, представленный на рис. 6, можно сделать вывод о том, что требование по ограничению угла скольжения (в данном случае величиной 3°) в зоне максимальных значений скоростного напора при действии “пологого” ветра в номинальном и верхнем режимах выполняется. Однако данное требование не выполняется в нижнем режиме. Чтобы его выполнить, необходимо ввести ограничение на величины скорости ветра в зоне максимальных значений скоростного напора. Профиль “пологого” ветра, полученный в

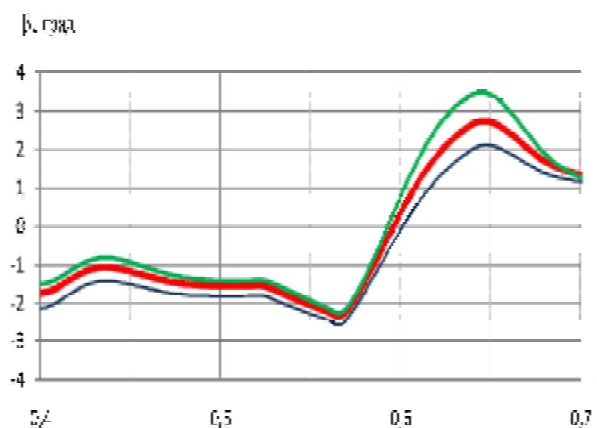


Рис. 8. Зависимость $\beta(\tau)$ в зоне максимальных значений скоростного напора при действии “пологого” ветра на движение РН с крупногабаритным надкалиберным ГО (средняя линия - номинальный режим, верхняя линия - нижний режим, нижняя линия - верхний режим)

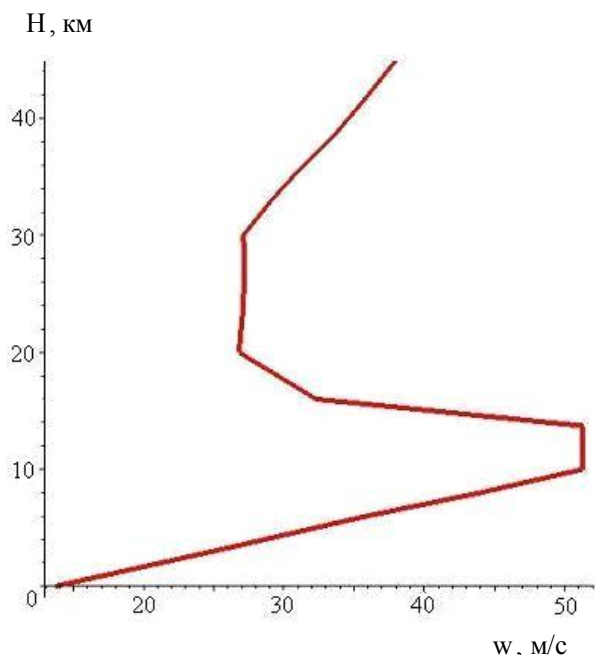


Рис. 9. Профиль “пологого” ветра после введения ограничения на величины скорости ветра

результате введения ограничения на величину скорости ветра, представлен на рис. 9.

6. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, проведенные исследования показали, что требование по ограничению угла скольжения в зоне максимальных значений ско-

ростных напоров с учетом различных ветровых возмущений в номинальном, нижнем и верхнем режимах выполняется. Причем описанные выше способы управления при их реализации на атмосферном участке полета РН позволяют снизить величину углов атаки (скольжения) на 10...20%.

На основании учета взаимовлияния аэродинамических возмущений и изгиба корпуса РН с крупногабаритным надкалиберным ГО получено ограничение на условия запуска РН. Ограничения необходимо накладывать на величины скорости ветра в зоне максимальных значений скоростного напора.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Мануйлов Ю.С., Новиков Е.А. Концептуальные основы управления в условиях неопределенности. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2008.
2. Абгарян К.А., Рапопорт И.М. Динамика ракет. М.: Машиностроение, 1969.
3. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика. М.: Машиностроение, 1979.
4. Школьный Е.П., Майборода Л.А. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов. Л.: Гидрометеиздат, 1973.
5. Мануйлов Ю.С., Новиков Е.А. Методология системных исследований. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2008.
6. Доброленский Ю.П. Динамика полета в неспокойной атмосфере. М.: Машиностроение, 1969.
7. Колесников К.С. Динамика ракет. Учебник для вузов. М.: Машиностроение, 1980.

EVALUATION OF REALIZATION OF LIMITATION ON BOOSTER ATTACK AND SLIP ANGLE UNDER ACTION OF VARIOUS WIND PERTURBATION

© 2009 E.A. Endutkina

Samara State Aerospace University

The article is dedicated to problems of guarantee of booster motion stability during flight in atmosphere. It is presented results of booster perturbed motion simulation under an action of various wind perturbations. It is carried out an evaluation of realization of limitation on booster attack (slip) angles by maximum velocity pressure. It is estimated restrictions for conditions of booster launch.

Key words: booster, control system, motion stability, wind perturbations, velocity pressure, attack (slip) angle, perturbed motion, motion simulation, aerodynamic characteristics, bending of the longitudinal axis.