

Ордена Ленина

Институт прикладной математики имени М. В. Келдыша

Российской академии наук

**Сихарулидзе Ю.Г., Иванов Р.К., Борисов А.В.**

Анализ порывов ветра на участке вертикального маневра («Горка»)  
самолета-носителя с целью десантирования ракеты-носителя

Москва, 2005

УДК 629.7.015

**Сихарулидзе Ю.Г., Иванов Р.К., Борисов А.В.** Анализ порывов ветра на участке вертикального маневра («Горка») самолета-носителя с целью десантирования ракеты-носителя.

### **Аннотация**

Исследуется действие порывов ветра на участке вертикального маневра («Горка») самолета-носителя, который выполняется с целью создания условий квазиневесомости для десантирования ракеты-носителя из фюзеляжа через задний грузовой люк. На основе существующих нормативных документов, регламентирующих нормальную перегрузку и угол атаки под действием вертикальных порывов, строится стохастическая модель трехмерных порывов для оценки точности параметров движения в момент начала десантирования ракеты-носителя.

**Sikharulidze Yu.G., Ivanov R.K., Borisov A.V.** Analysis of Gusts at the Vertical Maneuver Phase (“Pitchover”) of the Carrier-Aircraft for the Launch Vehicle Ejection.

### **Abstract**

The paper investigates the gusts action at the vertical maneuver phase (“Pitchover”) of carrier-aircraft. The maneuver is necessary to produce the quasi-zero-gravity conditions for ejection of the launch vehicle through the back cargo door. The stochastic model of three-dimension gusts is constructed for estimation of motion parameters accuracy at the beginning of the launch vehicle motion. The model uses all actual normative documents these limit the normal load factor and angle of attack due to vertical gusts action.

### **Оглавление**

Введение .....	3
1. Анализ нормативных ветровых возмущений .....	4
2. Действие порыва ветра на самолет-носитель .....	10
3. Оценка влияния вертикальных и горизонтальных порывов ветра на угол атаки и нормальную перегрузку .....	22
4. Расчет параметров траектории самолета-носителя в точке страгивания при действии порывов на участке вертикального маневра .....	27
Заключение .....	38
Литература .....	40

## **Введение**

Идея воздушного старта ракеты с использованием самолета-носителя (СН) привлекает внимание разработчиков ракетно-космической техники последние 30 лет [1-4]. В частности, реализован старт трехступенчатой твердотопливной ракеты «Пегас» с доработанного бомбардировщика В-52G (или L-1011) в горизонтальном полете, причем ракета с крылатой первой ступенью подвешена под крылом СН [5]. Последнее ограничивает массу и габариты ракеты.

Большие возможности открывает размещение ракеты внутри фюзеляжа СН. При таком решении существенно увеличивается дальность полета СН с ракетой к точке ее запуска, что расширяет оперативные возможности системы, масса и габариты ракеты могут быть увеличены для повышения массы выводимой полезной нагрузки. Указанный подход реализован в эскизном проекте Авиационно-ракетного комплекса космического назначения (АРК КН) «Воздушный старт», состоящего из СН Ан-124-100ВС «Руслан» и ракеты космического назначения (РКН) «Полет» с космическим разгонным блоком (КРБ). Проект разработан Государственным ракетным центром «КБ имени академика И.П.Макеева», Авиационным научно-техническим комплексом имени О.К.Антонова и Аэрокосмической корпорацией «Воздушный старт» с участием ведущих аэрокосмических предприятий России и Украины.

СН является бустерной многоразовой ступенью АРК КН, обеспечивая ненулевые начальные условия (высоту  $\sim 10$  км, скорость  $\sim 0,2$  км/с и угол наклона траектории  $\sim 20^\circ$ ). Это позволяет увеличить выводимую полезную нагрузку примерно на 40% по сравнению с наземным стартом, в том числе, за счет применения высотного сопла на двигателе первой ступени.

Двухступенчатая РКН с компонентами топлива кислород и керосин находится в транспортно-пусковом контейнере внутри СН и десантируется из него под действием порохового аккумулятора давления. Десантирование осуществляется после выполнения маневра «Горка» и создания условий

квазиневесомости с вертикальной перегрузкой около 0,2, что необходимо для безопасного выхода РКН массой порядка 100 т. Время выхода составляет около 2,5 с.

РКН расположена в СН против направления полета и после выхода совершает разворот по тангажу с помощью РДТТ управления для получения требуемой начальной ориентации. На безопасном расстоянии от СН (~250 м) включается маршевый двигатель первой ступени РКН и начинается траектория ее выведения на орбиту.

Вместе с тем, использование СН для реализации воздушного старта может порождать начальные ошибки в точке старта РКН (т.е. начала движения внутри СН) по положению в пространстве и времени запуска. Одной из самых существенных причин начальных ошибок РКН является порыв ветра на участке вертикального маневра СН перед десантированием РКН.

Цель настоящей работы состоит в построении модели порыва ветра для АРК «Воздушный старт» с учетом специфики этого комплекса, существующих нормативных документов и оценкой возможных последствий действия порыва на СН в процессе выполнения вертикального маневра.

## **1. Анализ нормативных ветровых возмущений**

Под *порывом ветра нормированным* в авиации понимают значение скорости потока неспокойного воздуха, задаваемое в нормах прочности ЛА, при котором производится расчет нагрузок на ЛА. Нагрузки на ЛА под действием порыва ветра возникают вследствие изменения аэродинамических сил, связанных с изменением углов атаки и скольжения, а также скорости движения ЛА относительно воздуха. Нормированный порыв ветра зависит от типа ЛА и режимов полета. Порыв ветра рассматривается также при анализе вопросов устойчивости и управляемости самолета. Возникающий при этом дополнительный угол атаки не должен приводить к превышению допустимого

угла атаки [6].

По требованию норм летной годности гражданских транспортных самолетов [7], при анализе динамического нагружения самолета в процессе полета в неспокойном воздухе следует рассматривать действие однократного *вертикального* (восходящего или нисходящего) порыва с линейным участком нарастания интенсивности (рис. 1.1а). Принимается длина участка нарастания  $L \geq 30$  м. Значение максимальной интенсивности порыва задается по заданной формуле. Требования, приведенные в [7], аналогичны нормам летной годности гражданских самолетов НЛГС-3.

Принятые позже «Нормы летной годности самолетов транспортной категории» [8] рекомендуют другую форму порывов ветра для анализа динамического нагружения самолета при полете в неспокойном воздухе. Считается, что на *горизонтально* летящий самолет отдельно воздействует *симметричный вертикальный* восходящий (нисходящий) однократный порыв, а также боковой однократный порыв.

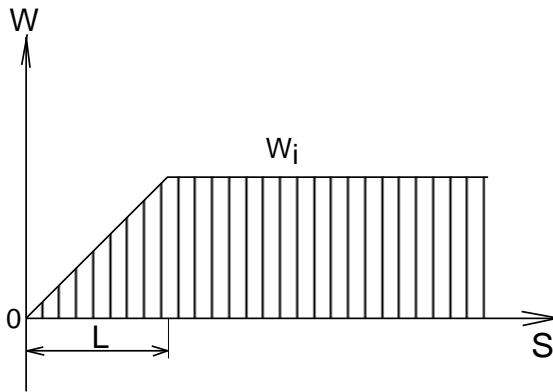
Форма вертикального (бокового) порыва принимается в виде

$$W(s) = \frac{W_{ds}}{2} \left(1 - \cos \frac{\pi s}{H}\right) \quad \text{для } 0 \leq s \leq 2H, \quad (1.1)$$

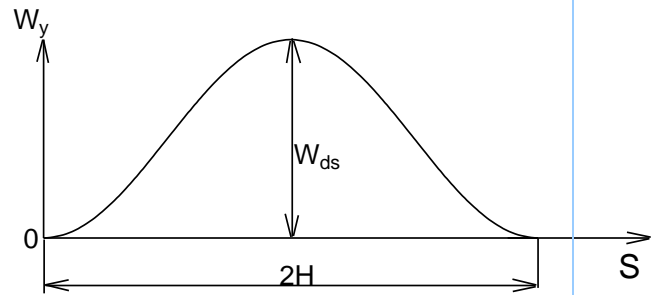
где  $s$  – расстояние, пройденное в порыве (глубина проникновения в порыв), м;  $W_{ds}$  – расчетная скорость (амплитуда) порыва, м/с;  $H$  – градиентный участок порыва, м. На рис. 1.1б показана форма порыва (1.1).

Для расчетной крейсерской скорости следует рассмотреть достаточное число градиентных участков порыва  $H$  в диапазоне от 9,2 до 106,8 м, чтобы найти критическую реакцию по каждой нагрузке. Средняя интегральная величина порыва, действующего на участке пути  $2H$ , составляет  $W_{cp} = W_{ds}/2$ .

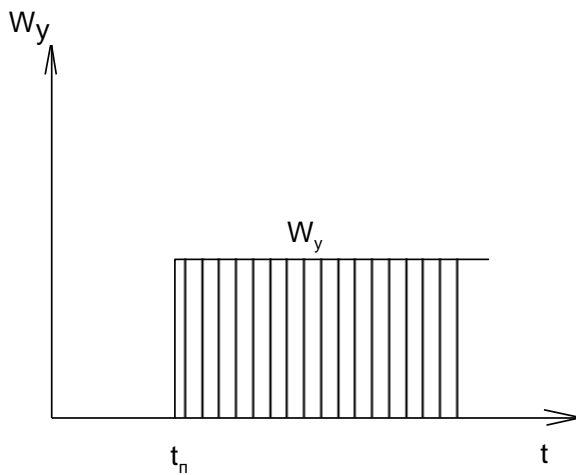
«Сертификационный базис самолета типа Ан-124» [6] устанавливает нормативные порывы ветра для анализа устойчивости и управляемости самолета при полете на больших углах атаки.



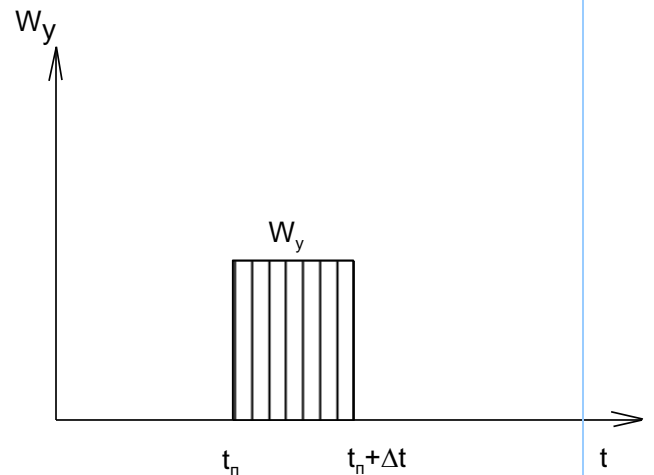
а) форма порыва с линейным участком нарастания для расчета динамического нагружения самолета при полете в неспокойном воздухе



б) форма вертикального порыва для расчета динамического нагружения самолета при полете в неспокойном воздухе



в) форма вертикального порыва для анализа устойчивости и управляемости самолета на больших углах атаки



г) форма модельного дискретного порыва для анализа ошибок параметров движения самолета в точке страгивания РКН

Рис. 1.1. Нормативные и модельная формы порыва ветра.

На крейсерских режимах полета, а также на режимах набора высоты и снижения по маршруту должен обеспечиваться такой запас по углу атаки  $\alpha_{\text{доп}}$ , который соответствует приращению угла атаки от *мгновенного* входа самолета в восходящий порыв ветра с индикаторной скоростью

$$W_1 = \begin{cases} 9 \text{ м/с} & \text{при } 0 \leq h \leq 7 \text{ км,} \\ 9 \text{ м/с} - 0,5 \frac{\text{м/с}}{\text{км}} \cdot (h - 7 \text{ км}) & \text{при } h > 7 \text{ км,} \end{cases} \quad (1.2)$$

но во всех случаях должно быть  $W_1 \geq 6,5 \text{ м/с}$ . Отсюда следует, что должно выполняться условие

$$\alpha_{\text{гп}} + \frac{W_1}{V_1} \cdot 57,3^\circ \leq \alpha_{\text{доп}}.$$

Здесь  $\alpha_{\text{гп}}$  – угол атаки (град) в горизонтальном прямолинейном полете,  $V_1$  – скорость горизонтального прямолинейного полета. При этом приращение нормальной перегрузки при выходе на  $\alpha_{\text{доп}}$  не должно быть меньше  $\Delta n_y = 0,3$ .

Модель восходящего вертикального порыва для анализа устойчивости и управляемости самолета показана на рис. 1,1в.

Для условий горизонтального полета самолета Ан-124 на высоте порядка 10 км индикаторная скорость порыва составляет  $W_1 = 7,5 \text{ м/с}$ .

Запрещается полет самолета на углах атаки, превышающих допустимые. Для самолета Ан-124 с убранной механизацией крыла значения допустимых углов атаки на различных числах Маха приведены в таблице 1.1 [9].

Таблица 1.1 – Допустимые углы атаки для самолета Ан-124 с убранной механизацией крыла

Число М	0,2	0,4	0,6	0,7	0,75	0,77	0,80
$\alpha_{\text{доп}}$ , град	12,2	12,0	11,7	11,6	9,6	8,8	7,7

Представление атмосферной турбулентности базируется на условных схемах, среди которых наиболее распространенными являются схемы *непрерывной турбулентности* и *дискретных порывов* [10].

Модель турбулентности по схеме дискретных порывов основана на измеренных в полете перегрузках в центре масс неманевренных самолетов с последующим пересчетом их в скорости воздушных порывов. Принято, что каждая перегрузка вызвана воздействием изолированного порыва ветра.

Для определения действующих на конструкцию ЛА нагрузок используются данные о средней повторяемости на 1 км *эффективных* индикаторных скоростей *вертикальных* воздушных порывов  $W_{эф}$ .

Кумулятивная повторяемость эффективной индикаторной скорости вертикальных порывов  $W_{эф}$  на 1 км траектории полета для разных высот показана на рис. 1.2. Расчеты проводились для рекомендованной в [7] длины нарастания порыва  $\Delta L=30$  м. Схема нарастания порыва – согласно рис. 1.1а.

Рекомендуемая для анализа устойчивости и управляемости самолета Ан-124 скорость мгновенного восходящего порыва ветра на высоте 10 км составляет  $W_1=7,5$  м/с ИН (т.е. индикаторная скорость) согласно условию (1.2). Поэтому кумулятивная повторяемость такого порыва составляет

$$F(W_{эф}=7,5 \text{ м/с}, H=10 \text{ км})=8 \cdot 10^{-7} \text{ км}^{-1} \quad (1.3)$$

с учетом зависимостей, приведенных на рис. 1.2.

Суммарное время эксплуатации самолета Ан-124 составляет 25-30 тысяч часов. При средней путевой скорости порядка 720 км/ч (в условиях отсутствия ветра) максимальное суммарное расстояние, которое пролетает самолет, достигает  $\sim 2,16 \cdot 10^7$  км. Следовательно, за все время эксплуатации самолет Ан-124 может встретить вертикальный порыв ветра величиной 7,5 м/с всего 17 раз.

В ракетной технике используются свои нормативы, описывающие



возмущенную атмосферу. Для расчета траектории движения ракеты-носителя

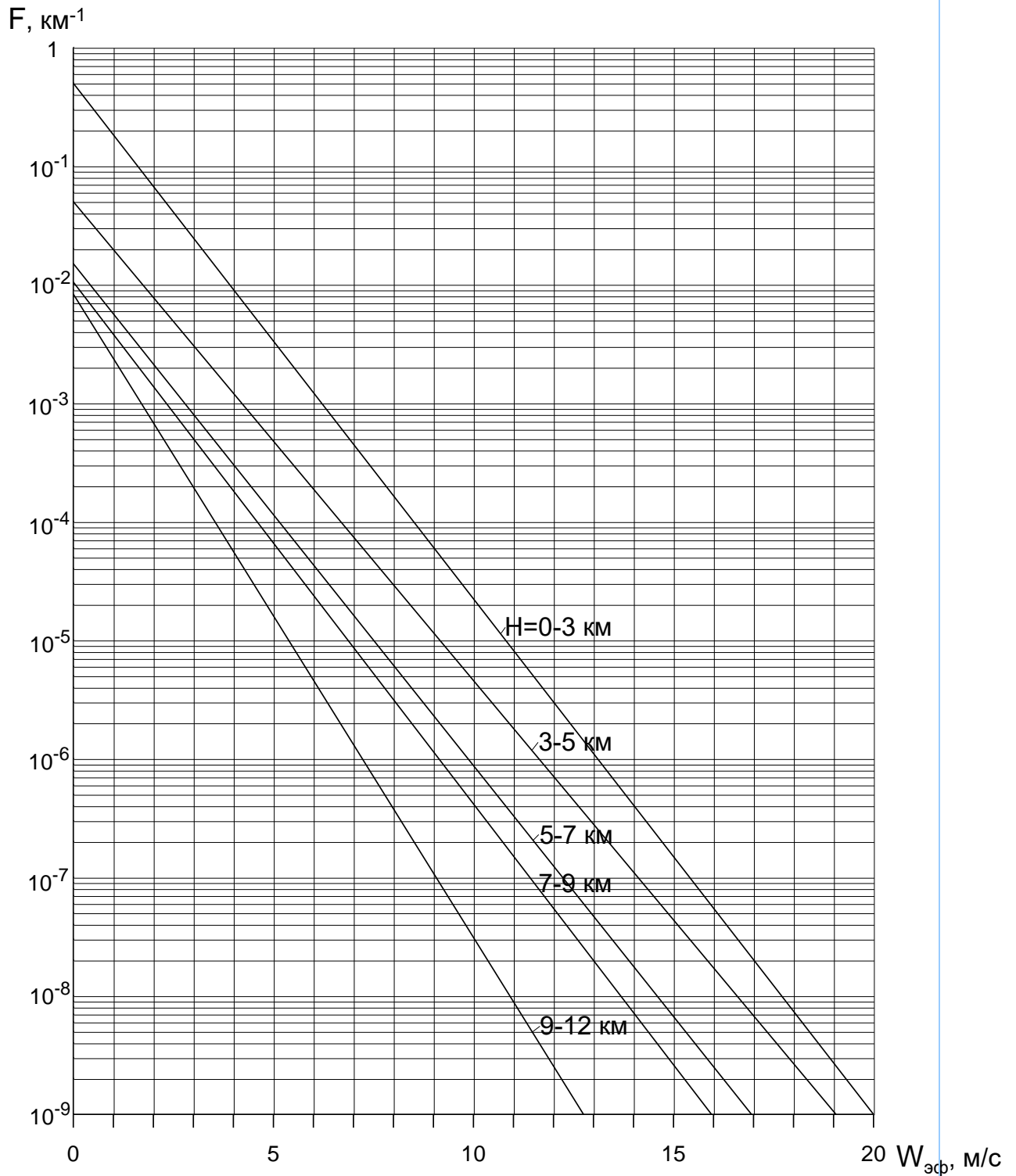


Рис. 1.2. Кумулятивная повторяемость вертикальных порывов ветра.

на участке выведения при старте с поверхности Земли обычно задаются нормированные статистические характеристики скорости горизонтального ветра в месте запуска (космодромы Байконур, Плесецк и др.). Вертикальные порывы ветра не рассматриваются.

Вертикальный маневр, совершаемый СН Ан-124-100ВС с целью десантирования РКН «Полет» в условиях квазиневесомости и обеспечения максимальной массы выводимой на орбиту полезной нагрузки, является специфическим, т.е. нетипичным, маневром для самолетов такого класса и поэтому требует специального рассмотрения.

При оценке эффективности воздействия порывов на СН в процессе вертикального маневра СН при десантировании следует оценить не только возникающую нормальную перегрузку и изменение угла атаки, но также возможные отклонения параметров движения от номинальных значений в точке страгивания РКН, т.е. начала движения внутри СН. Эти отклонения параметров движения приводят к изменению массы выводимой на орбиту полезной нагрузки и их влияние можно оценить в первом приближении с помощью производных, вычисленных для случая выведения на круговую экваториальную орбиту высотой 200 км:

$$\frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial V_{\text{ТС}}} = 3 \frac{\text{кг}}{\text{м/с}}, \quad \frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial \theta_{\text{ТС}}} = 8 \frac{\text{кг}}{\text{град}}, \quad \frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial H_{\text{ТС}}} = 0,07 \frac{\text{кг}}{\text{м}}. \quad (1.4)$$

## **2. Действие порыва ветра на самолет-носитель**

Под воздействием порыва ветра воздушная скорость СН меняется по

величине и направлению, вектор полной аэродинамической силы получает приращение, в результате которого изменяется перегрузка.

Степень изменения указанных величин зависит от максимальной скорости порыва  $W_B$  и характера нарастания скорости порыва. В зависимости от предназначения модели порыва (расчет на прочность, полет на больших углах атаки, оценка параметров возмущенной траектории и др.) используют ограниченные или неограниченные по времени модели с градиентными участками порыва следующих типов:

- ступенчатое изменение скорости порыва до максимальной величины (бесконечно большой градиент);
- линейное изменение скорости порыва до максимальной величины;
- косинусоидальное изменение скорости порыва до максимальной величины.

Наибольшее воздействие на траекторию полета оказывает ступенчатый порыв, который рассматривается детально в качестве примера.

При возникновении ступенчатого порыва ветра  $\vec{W}_B$  скачком меняются следующие параметры движения СН:

- воздушная скорость на вектор  $-\vec{W}_B$ ;
- угол атаки на величину  $\Delta\alpha$ ;
- перегрузка на величину  $\Delta n_y$ .

Предварительно будем задавать вектор порыва  $\vec{W}_B$  в вертикальной плоскости его величиной  $W_B$  и углом наклона  $\theta_B$  относительно местного горизонта, который отсчитывается по аналогии с углом наклона траектории СН от направления движения. При этом диапазон изменения  $\theta_B$  задается условием  $-180^\circ \leq \theta_B \leq +180^\circ$ . В случае  $\theta_B > 0$  порыв является восходящим, а в случае  $\theta_B < 0$  нисходящим.

В зависимости от значения  $\theta_B$  возможны следующие частные случаи порыва:

- а) при  $\theta_b = 0$  реализуется горизонтальный попутный порыв;
- б) при  $\theta_b = 90^\circ$  реализуется вертикальный восходящий порыв;
- в) при  $\theta_b = \pm 180^\circ$  реализуется горизонтальный встречный порыв;
- г) при  $\theta_b = -90^\circ$  реализуется вертикальный нисходящий порыв.

На участке действия порыва (ограниченного или неограниченного по времени) имеем  $W_b = \text{const}$ , а вне участка порыва  $W_b = 0$ .

В результате восходящего порыва ветра исходный вектор воздушной скорости СН  $\vec{V}$  получает приращение  $-\vec{W}_b$  (рис. 2.1а):  $\vec{V}^* = \vec{V} - \vec{W}_b$ . При этом угол атаки увеличивается на величину  $\Delta\alpha$  (вследствие восходящего порыва) и становится равным  $\alpha^* = \alpha + \Delta\alpha$ .

При заданной величине порыва  $W_b$  изменение угла атаки СН (и перегрузки) зависит от направления порыва, т.е. от угла  $\theta_b$ .

Будем называть «критическими» те направления порыва, которые дают экстремальные приращения угла атаки (перегрузки) и, следовательно, представляют наибольшую опасность для СН.

Для определения «критических» направлений порыва рассмотрим векторный треугольник скоростей (рис. 2.1а), из которого следуют известные соотношения:

$$V^{*2} = V^2 + W_b^2 - 2VW_b \cos(\theta_b - \theta), \quad \frac{V^*}{\sin(\theta_b - \theta)} = \frac{W_b}{\sin \Delta\alpha}.$$

Из них имеем

$$\sin \Delta\alpha = \frac{W_b \sin(\theta_b - \theta)}{\sqrt{V^2 + W_b^2 - 2VW_b \cos(\theta_b - \theta)}}. \quad (2.1)$$

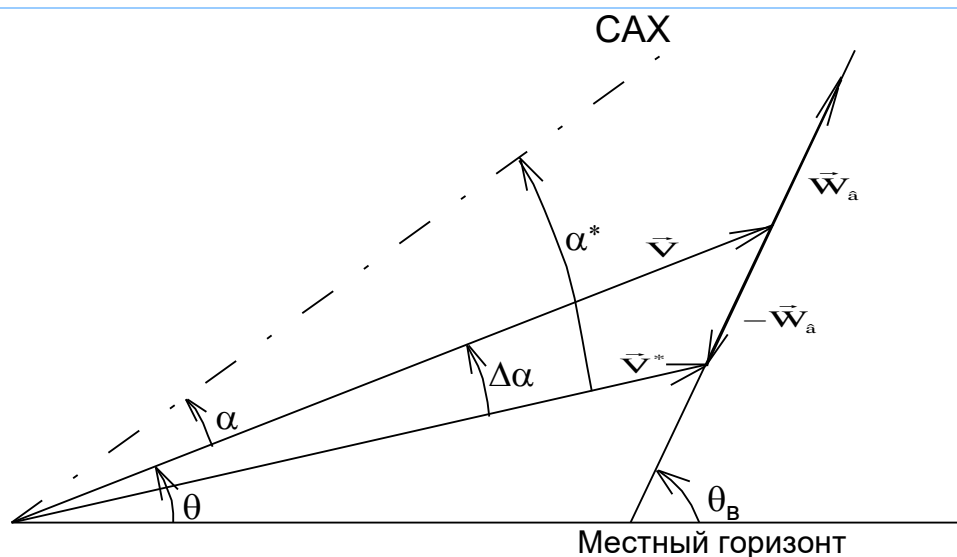
Соотношение (2.1) устанавливает зависимость приращения угла атаки СН  $\Delta\alpha$  после возникновения порыва от направления порыва  $\theta_b$ . Условие  $\frac{d\Delta\alpha}{d\theta_b} = 0$

выполняется, если

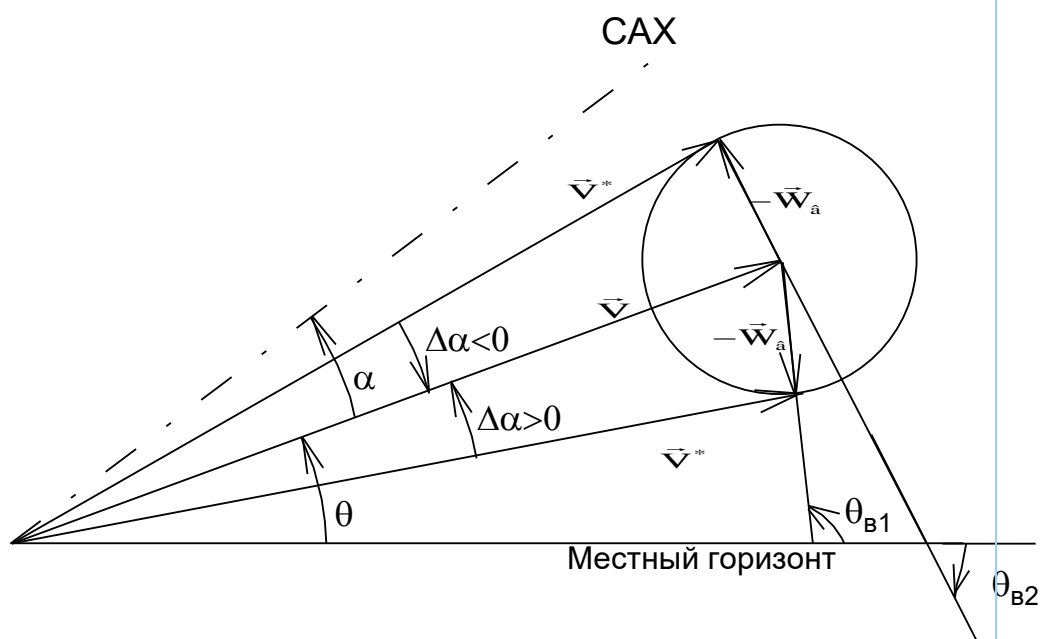
$$\cos(\theta_B - \theta) = \frac{W_B}{V},$$

откуда

$$\theta_B = \theta \pm \arccos \frac{W_B}{V}.$$



а) изменение величины и направления воздушной скорости СН под воздействием восходящего порыва



б) экстремальное изменение направления воздушной скорости СН под воздействием порыва

Рис. 2.1 Схема действия порыва с мгновенным увеличением скорости до максимальной величины.

Вычисленные «критические» направления порыва, при которых угол

атаки СН (и перегрузка) получает экстремальные приращения, имеют простую геометрическую интерпретацию, представленную на рисунке 2.1б. Если построить окружность радиусом  $W_B$  относительно конца вектора воздушной скорости СН до порыва  $\vec{V}$ , то касательные, проведенные из начала этого вектора к окружности, определяют экстремальные приращения угла атаки (и перегрузки) в результате порыва.

Условие

$$\theta_{B1} = \theta + \arccos \frac{W_B}{V} > 0 \quad (2.2)$$

определяет «критическое» направление для восходящего порыва, который максимально увеличивает угол атаки (и перегрузку). Условие

$$\theta_{B2} = \theta - \arccos \frac{W_B}{V} < 0 \quad (2.3)$$

определяет «критическое» направление для нисходящего порыва, который максимально уменьшает угол атаки (и перегрузку).

На рис. 2.2 даны «критические» направления восходящих и нисходящих порывов для углов наклона траектории СН от 0 до 30° и величин отношения  $W_B/V$  от 0 до 0,2.

В случае малых порывов, когда  $W_B/V \rightarrow 0$ , для восходящего порыва имеем  $\theta_{B1} \rightarrow 90^\circ$ , а для нисходящего порыва  $\theta_{B2} \rightarrow -90^\circ$ . Это означает, что малый порыв порождает экстремальное изменение угла атаки (и перегрузки), если он близок к вертикальному (восходящему или нисходящему).

С увеличением отношения  $W_B/V$  углы критических направлений восходящих и нисходящих порывов ветра уменьшаются по абсолютной величине.

Для «критических» направлений порывов экстремальное изменение угла атаки СН определяется соотношением

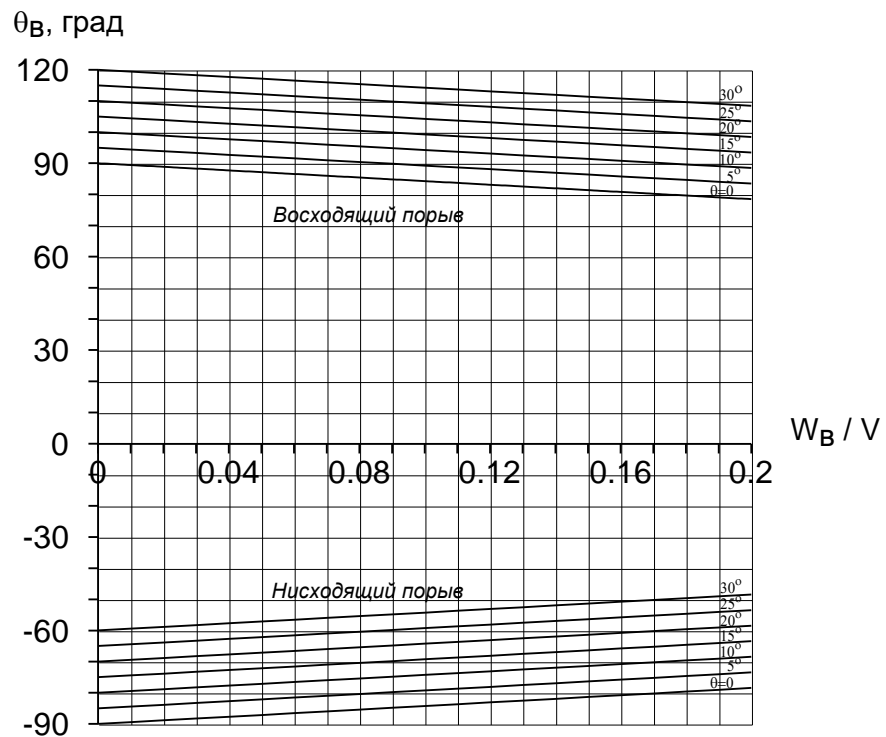


Рис. 2.2. "Критические" направления восходящих и нисходящих порывов

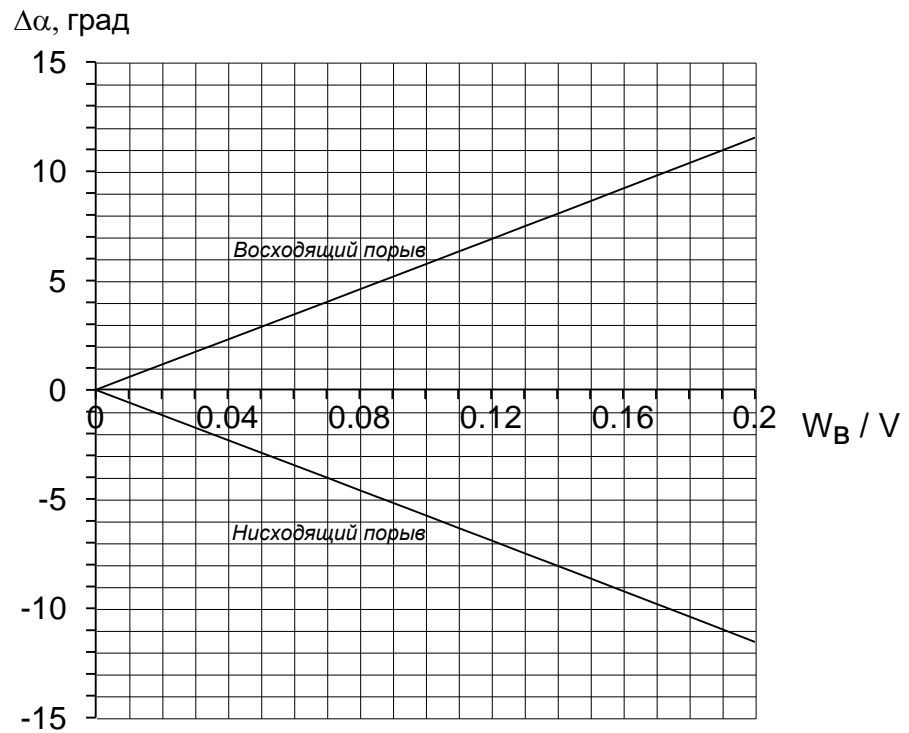


Рис. 2.3. Экстремальные приращения угла атаки при "критических" порывах.



$$\Delta\alpha = \pm \arcsin \frac{W_B}{V}, \quad (2.4)$$

где знак «+» отвечает восходящему порыву, а знак «-» отвечает нисходящему порыву. Видно, что экстремальное приращение угла атаки при «критическом» направлении порыва не зависит от угла наклона траектории СН.

В частности, при  $\frac{W_B}{V} = \frac{12,9 \text{ м/с}}{180 \text{ м/с}} = 0,07$  и угле наклона траектории  $\theta = 25^\circ$

«критическое» направление восходящего порыва составляет  $\theta_{B1} = 111^\circ$ , а «критическое» направление нисходящего порыва  $\theta_{B2} = -61^\circ$ . С учетом (2.4) такой восходящий порыв увеличивает угол атаки СН на  $4^\circ$ , а нисходящий порыв уменьшает на  $4^\circ$  (рис. 2.3).

Сравним изменение угла атаки СН при «критическом» направлении порыва и при вертикальном порыве одинаковой интенсивности. Согласно (2.1), в случае вертикального порыва ( $\theta_B = \pm 90^\circ$ ) изменение угла наклона траектории определяется соотношением

$$\Delta\alpha = \pm \arcsin \left[ \frac{W_B}{V} \frac{\cos \theta}{\sqrt{1 + \left(\frac{W_B}{V}\right)^2 \mp 2 \frac{W_B}{V} \sin \theta}} \right]. \quad (2.5)$$

Разница соотношений (2.4) и (В.14) определяет различие между изменением угла атаки при «критическом» направлении порыва и при вертикальном порыве (рис. 2.4). Видно, что для углов наклона траектории СН не более  $\theta = 30^\circ$  и относительной интенсивности порыва не более  $W_B/V = 0,2$  разница приращений углов атаки не превышает  $0,7^\circ$ . Отсюда следует, что в задаче десантирования РКН можно в качестве «критических» рассматривать вертикальные порывы.

Реальный порыв не может мгновенно увеличивать свою интенсивность от нуля до максимальной величины  $W_B^*$ . Обычно существует конечный (по дальности  $L^*$  или времени  $t^*$ ) участок нарастания интенсивности, на

котором

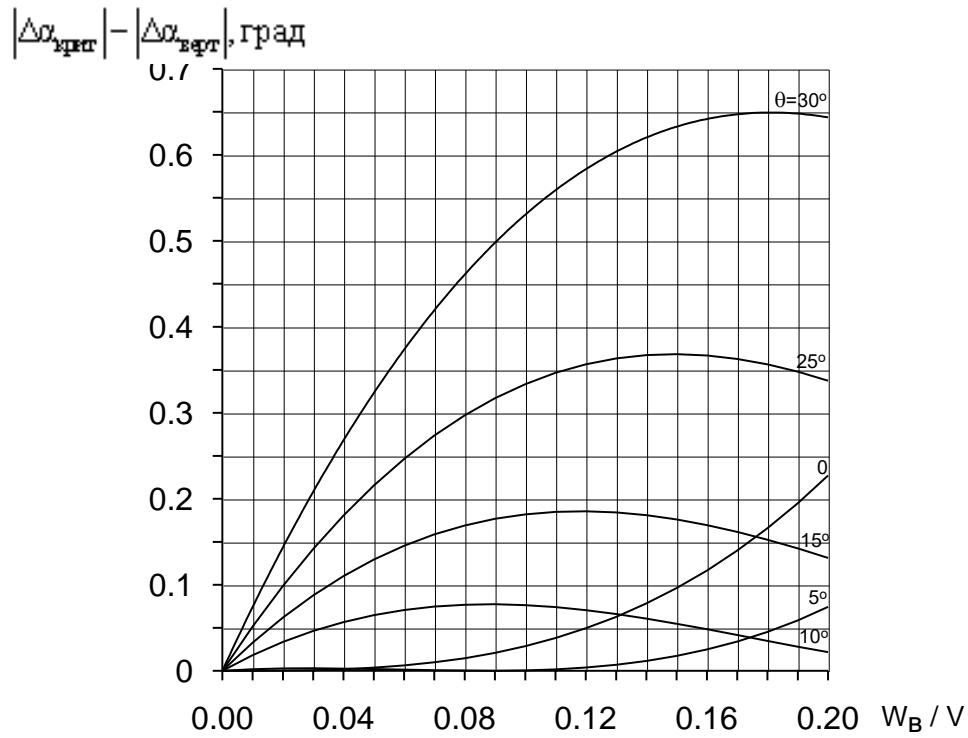


Рис. 2.4. Разница приращений углов атаки при "критическом" и вертикальном направлениях порыва.

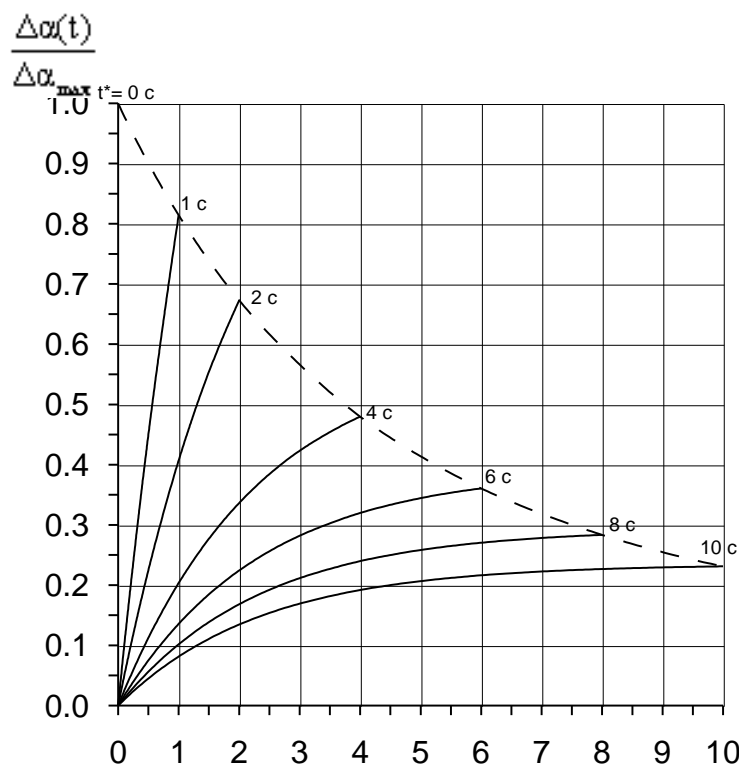


Рис. 2.5. Изменение угла атаки СН при градиентном нарастании интенсивности порыва ветра.

происходит быстрое изменение интенсивности порыва. Чаще всего это

изменение характеризуют постоянным градиентом, что позволяет описать участок изменения интенсивности порыва простой линейной зависимостью.

Когда СН входит в порыв ветра с градиентным участком нарастания интенсивности, то еще до момента достижения максимальной скорости порыва  $W_B^*$  СН приобретает некоторую скорость по направлению действия порыва. Это равносильно уменьшению скорости порыва и, как следствие, перегрузки.

Следуя [11], рассмотрим модельный пример входа горизонтально летящего СН в вертикальный порыв с постоянным градиентом нарастания интенсивности.

Движение СН в направлении порыва под действием «избыточной» подъемной силы, которая превышает условие равновесия подъемной силы и веса СН, описывается уравнением

$$\frac{G}{g} \frac{dV_y}{dt} = C_y^\alpha S \frac{\rho V}{2} (W_y - V_y). \quad (2.6)$$

Здесь  $G$  – вес СН,  $g$  – ускорение силы тяжести,  $V_y$  – вертикальная скорость,  $C_y^\alpha$  – производная подъемной силы по углу атаки,  $S$  – площадь крыла СН,  $\rho$  – плотность атмосферы,  $V$  – воздушная скорость СН,  $W_y$  – текущая скорость порыва. В рассматриваемой модели порыва ветра с постоянным градиентом нарастания скорости порыва имеем

$$W_y = W_B^* \frac{t}{t^*}, \quad (2.7)$$

где  $t^* = L^*/V$  – время полета на участке линейного нарастания скорости порыва.

Уравнение (2.6) можно привести к виду

$$\frac{dV_y}{dt} + AV_y = AW_y. \quad (2.8)$$

Здесь обозначено

$$A = \frac{C_y^\alpha S \rho g V}{2G}. \quad (2.9)$$

По определению нормальной перегрузки

$$\frac{dV_y}{dt} = g \Delta n_y, \quad (2.10)$$

поэтому, дифференцируя уравнение (2.8) по времени и производя замену согласно (2.10), получим уравнение для нормальной перегрузки:

$$g \frac{d\Delta n_y}{dt} + Ag \Delta n_y = A \frac{dW_y}{dt},$$

или с учетом (2.7)

$$g \frac{d\Delta n_y}{dt} + Ag \Delta n_y = A \frac{W_B^*}{t^*}. \quad (2.11)$$

Решение уравнения (2.11), которое удовлетворяет начальному условию  $\Delta n_y |_{t=0} = 0$ , имеет вид

$$\Delta n_y = \frac{W_B^*}{gt^*} (1 - e^{-At}). \quad (2.12)$$

Согласно (2.12), наибольшая перегрузка на участке градиентного порыва ветра достигается при  $t=t^*$ , т.е. в конце градиентного участка. Видно, что при уменьшении длительности градиентного участка нормальная перегрузка возрастает. Следовательно, наиболее неблагоприятной формой порыва ветра, порождающей экстремальную нормальную перегрузку, является мгновенное изменение скорости порыва от нуля до максимальной величины (т.е. ступенчатый порыв). Такая форма порыва используется в построенной модели порыва ветра.

Из соотношения

$$\Delta n_y = \frac{C_y^a S_p V^2}{2G} \Delta \alpha$$

можно с учетом (2.12) найти приращение угла атаки  $\Delta \alpha$ , соответствующее приращению нормальной перегрузки  $\Delta n_y$ :

$$\Delta \alpha(t) = \frac{W_B^*}{AVt^*} (1 - e^{-At}). \quad (2.13)$$

Видно, что максимальное приращение угла атаки при градиентном нарастании порыва также достигается в момент времени  $t=t^*$ . Чем меньше длительность градиентного участка  $t^*$ , тем больше приращение угла атаки.

Предполагая время  $t$  малым, приведем соотношение (2.13) к виду

$$\Delta \alpha(t) = \frac{W_B^*}{Vt^*} t.$$

При  $t, t^* \rightarrow 0$  имеем

$$\Delta \alpha_{\max} = \frac{W_B^*}{V}, \quad (2.14)$$

что соответствует максимальному возможному приращению угла атаки в случае мгновенного нарастания порыва ветра от нуля до заданной величины.

Таким образом, показано, что при градиентном нарастании порыва ветра приращение угла атаки оказывается меньше, чем при мгновенном нарастании порыва.

Уравнение (2.13) описывает приращение угла атаки СН в процессе входа в градиентный вертикальный порыв. Время  $t$  изменяется от 0 до  $t^*$ . Можно отнести текущий угол атаки  $\alpha(t)$  к максимальному возможному приращению угла атаки под действием мгновенного порыва ветра, которое определяется условием (2.14). Тогда относительное изменение угла атаки будет описываться уравнением

$$\tilde{\alpha}(t) = \frac{\Delta \alpha(t)}{\Delta \alpha_{\max}} = \frac{1}{At^*} (1 - e^{-At}). \quad (2.15)$$

С целью упрощения уравнения (2.15) преобразуем коэффициент

$$A = \frac{C_y^{\alpha} S \rho g V}{2G} \cdot \frac{V\alpha}{V\alpha} = \frac{Y}{G} \cdot \frac{g}{V\alpha}.$$

В установившемся горизонтальном полете выполнено условие  $Y=G$ , поэтому

$$A = \frac{g}{V\alpha}. \quad (2.16)$$

С учетом (2.16) уравнение (2.13) принимает вид

$$\Delta\tilde{\alpha}(t) = \frac{V\alpha}{gt^*} \left( 1 - e^{-\frac{gt}{V\alpha}} \right). \quad (2.17)$$

В качестве примера рассмотрим следующие значения параметров, которые входят в (2.17):

$V = 230$  м/с – скорость СН в установившемся горизонтальном полете;

$\alpha = 0,1$  рад – угол атаки СН в установившемся горизонтальном полете.

На рис. 2.5 показаны примеры относительного изменения угла атаки СН при градиентном нарастании интенсивности вертикального порыва с разными длительностями градиентного участка  $t^*$ . Если длительность градиентного участка составляет  $t^* = 1$  с, то наибольший угол атаки достигает  $\sim 0,8 \Delta\alpha_{\max}$ . Если длительность градиентного участка составляет  $t^* = 10$  с, то наибольший угол атаки составляет всего  $\sim 0,2 \Delta\alpha_{\max}$ .

Так, при истинной скорости порыва  $W_b^* = 12,9$  м/с имеем  $\Delta\alpha_{\max} = 3,2^\circ$ .

Если  $t^* = 1$  с, то наибольшее приращение угла атаки СН достигает  $2,6^\circ$ , а при  $t^* = 10$  с наибольшее приращение угла атаки составляет всего  $0,7^\circ$  при входе СН в градиентный вертикальный порыв ветра.

### 3. Оценка воздействия вертикальных и горизонтальных порывов ветра на угол атаки и нормальную перегрузку СН

Вертикальный маневр СН включает участки «Разгон», «Горка», «Перегрузка» и «Разделение». Первый участок «Разгон» необходим для увеличения кинетической энергии СН, которая потом используется при выполнении маневра «Горка». На участке «Разгон» летчик пилотирует СН вручную. На остальных участках управление производится в автоматическом режиме, однако летчик имеет возможность в случае необходимости отменить десантирование РКН вплоть до момента страгивания.

На участке «Разгон» нормальная перегрузка близка к 1, угол атаки  $\sim 6^\circ$ , а истинная скорость СН увеличивается от 220 до 230 м/с. При этом допустимый угол атаки  $\alpha_{\text{доп}}$  уменьшается от  $9,8^\circ$  до  $9,2^\circ$ . Вертикальный восходящий порыв ветра  $W_v = 7,5$  м/с ИН увеличивает угол атаки на  $\sim 3,2^\circ$ . Суммарный угол атаки оказывается на  $0,5^\circ$  меньше  $\alpha_{\text{доп}}$ . Нормальная перегрузка увеличивается до  $n_y = 1,5$ , что существенно меньше максимальной эксплуатационной перегрузки  $n_{y\text{max}}^3 = 2,3$ .

Участок «Горка» начинается после достижения скорости 520 км/ч ПР (приборная скорость) или числа  $M = 0,77$ .

Дальность участка «Горка» составляет порядка 4 км, а его длительность около 17 с. Этот участок является наиболее динамичным при выполнении вертикального маневра. Нормальная перегрузка на большей части участка близка к 1,6 и уменьшается к концу участка до 1,2. Угол атаки меньше  $\alpha_{\text{доп}}$  всего на  $0,5^\circ - 1^\circ$  и достигает величины  $11^\circ$  в конце участка. Скорость СН уменьшается от 230 м/с до 190 м/с ИС (истинная скорость). Угол наклона траектории увеличивается от  $-1^\circ$  до  $25^\circ$ , а высота растет от 9270 м до 10000 м.



Наибольшее увеличение угла атаки (и перегрузки) вследствие порыва ветра может иметь место в конце участка «Горка», где скорость СН меньше. Так как угол наклона траектории достигает большой величины, то следует рассмотреть две составляющие вертикального порыва ветра: коллинеарную вектору скорости СН и нормальную к нему. Приближенно можно принять, что коллинеарная составляющая порыва  $W_x = W_{эф} \sin \theta$  вносит поправку в величину воздушной скорости и через изменение скоростного напора влияет на перегрузку. Нормальная составляющая порыва  $W_y = W_{эф} \cos \theta$  порождает изменение угла атаки на величину  $\Delta \alpha = W_y / V$  с пропорциональным изменением перегрузки. Для рассматриваемой интенсивности порыва приращение угла атаки составляет  $3,5^\circ$ , т.е. полный угол атаки превысит  $\alpha_{доп}$  на  $2,8^\circ$ . Нормальная перегрузка достигнет 1,6, что меньше допустимой величины по условиям прочности.

С учетом протяженности участка «Горка» (~4 км) и кумулятивной повторяемости вертикальных порывов с интенсивностью  $W_{эф} = 7,5$  м/с ИН, заданной зависимостью, приведенной на рис. 1.2 ( $F = 8 \cdot 10^{-7}$  км<sup>-1</sup>), получим оценку вероятности встречи с вертикальным порывом на участке «Горка» в одном полете СН на запуск РКН «Полет»:  $p = 3,2 \cdot 10^{-6}$ . Такое событие относится к маловероятным согласно [7].

После снижения скорости СН до 410 км/ч ПР в процессе выполнения маневра «Горка» начинается участок «Перегрузка», который заканчивается в момент, когда нормальная перегрузка уменьшается до величины 0,3. На этом участке система автоматического управления СН энергично отклоняет руль высоты вниз в результате чего уменьшается угол атаки до  $\sim 2^\circ$ , а перегрузка снижается от  $n_y = 1,3$  до 0,3.

Участок «Перегрузка» также является динамичным вследствие быстрого изменения угла атаки и нормальной перегрузки. Длительность участка меньше 2 с, а средняя протяженность порядка 0,3 км. При этом скорость уменьшается в среднем от 190 м/с до 180 м/с ИС, а высота увеличивается от 10000 м до

10140 м. Угол наклона траектории уменьшается от  $25^\circ$  до  $24^\circ$ .

Вертикальный восходящий порыв увеличивает нормальную перегрузку на величину меньше  $\Delta n_y=0,4$ , т.е. перегрузка существенно меньше допустимой. Допустимый на этом участке угол атаки также не нарушается.

Кумулятивная повторяемость порыва составляет  $F=8 \cdot 10^{-7}$  км<sup>-1</sup>, отсюда вероятность порыва на участке «Перегрузка» в одном полете СН не превышает величины  $p=2,4 \cdot 10^{-7}$ . Полученная вероятность является граничной между маловероятными и крайне маловероятными событиями согласно [7].

Участок «Разделение» начинается в момент уменьшения нормальной перегрузки до 0,3. Требуемая величина перегрузки  $n_y = 0,2 \pm 0,1$  обеспечивает необходимые условия квазиневесомости для десантирования РКН массой 100 т. На этом участке вертикальный порыв может привести к нарушению ограничений по требуемой для десантирования нормальной перегрузке, но вероятность возникновения порыва примерно такая же, как на участке «Перегрузка».

Из проведенного анализа воздействия вертикального восходящего порыва ветра на СН следует, что в момент порыва может кратковременно (на  $\sim 2$  с) превышать допустимый угол атаки  $\alpha_{\text{доп}}$  на  $\sim 3^\circ$ , но такое событие является маловероятным. При этом ограничение по нормальной перегрузке  $n_{y\text{max}}^3$  не нарушается.

В авиационных нормах не рассматривается действие горизонтального порыва ветра, так как он мало влияет на СН в горизонтальном полете и даже на участках взлета и посадки, где угол наклона траектории не превышает  $10^\circ$ .

Покажем, что на участке вертикального маневра, где угол наклона траектории велик, воздействие горизонтального порыва на СН существенно.

Если  $\vec{V}_{\text{СН}}$  – вектор скорости СН в спокойной атмосфере, направленный под углом  $\theta$  относительно местного горизонта, то при наличии попутного (встречного) порыва ветра  $\vec{W}_в$  воздушная скорость СН с учетом порыва будет

определяться соотношением

$$\vec{V}_{CH}^* = \vec{V}_{CH} - \vec{W}_B. \quad (3.1)$$

Проекции вектора воздушной скорости (3.1) на оси скоростной системы координат, связанной с  $\vec{V}_{CH}$ , имеют вид

$$V_{CHx}^* = V_{CH} \mp W_B \cos \theta, \quad V_{CHy}^* = \mp W_B \sin \theta.$$

Здесь и ниже верхний знак относится к горизонтальному попутному порыву, а нижний знак – к встречному порыву. В первом приближении можно принять, что составляющая  $V_{CHx}^*$  изменяет воздушную скорость СН, а составляющая  $V_{CHy}^*$  определяет приращение угла атаки, которое вычисляется по формуле

$$\Delta\alpha \cong \mp \frac{V_B \sin \theta}{V_{CH} \mp V_B \cos \theta}. \quad (3.2)$$

Аэродинамические коэффициенты СН можно описать модельными зависимостями вида

$$C_y = C_{y0} + C_y^\alpha \alpha, \quad C_x = C_{x0} + A C_y^2,$$

в которых коэффициенты для СН Ан-124 имеют следующие значения:

$$C_{y0} = -0,135; \quad C_y^\alpha = 0,0908 \text{ град}^{-1}; \quad C_{x0} = 0,02; \quad A = 0,036.$$

Отношения силы лобового сопротивления и подъемной силы ( $Q'$  и  $Y'$ ) при наличии порыва к соответствующим силам без порыва ( $Q$  и  $Y$ ) будут определяться формулами

$$\frac{Q'}{Q} = \frac{C_{x0} + A [C_{y0} + C_y^\alpha \cdot (\alpha + \Delta\alpha)]^2}{C_{x0} + A (C_{y0} + C_y^\alpha \cdot \alpha)^2} \left( \frac{V_{CH} \mp W_B \cos \theta}{V_{CH}} \right)^2, \quad (3.3)$$

$$\frac{Y'}{Y} = \frac{C_{y0} + C_y^\alpha \cdot (\alpha + \Delta\alpha)}{C_{y0} + C_y^\alpha \cdot \alpha} \left( \frac{V_{CH} \mp W_B \cos \theta}{V_{CH}} \right)^2. \quad (3.4)$$

Соотношения (3.3) и (3.4) позволяют приближенно оценить влияние горизонтального порыва ветра на изменение силы лобового сопротивления и подъемную силу.

В качестве примера рассмотрим горизонтальный порыв со скоростью

$$W_b = 12,9 \text{ м/с ИС.}$$

В конце участка «Горка» скорость, угол наклона траектории, угол атаки и нормальная перегрузка СН принимают следующие значения:

$$V = 194 \text{ м/с, } \theta = 24^\circ, \alpha = 10^\circ, n_y \approx 1,6.$$

Согласно соотношению (3.2),

$$\Delta\alpha = -1,65^\circ \text{ при попутном порыве,}$$

$$\Delta\alpha = +1,46^\circ \text{ при встречном порыве,}$$

и по формулам (3.3), (3.4) можно определить отношения аэродинамических сил в конце участка «Горка» с порывом ветра и без порыва:

$$\frac{Q'}{Q} = 0,72, \quad \frac{Y'}{Y} = 0,71 \text{ при попутном порыве ветра;}$$

$$\frac{Q'}{Q} = 1,35, \quad \frac{Y'}{Y} = 1,32 \text{ при встречном порыве ветра.}$$

Попутный горизонтальный порыв, действующий на СН, не приводит к нарушению эксплуатационных ограничений по перегрузке и углу атаки. Встречный порыв может привести к превышению допустимого угла атаки СН на  $\sim 1^\circ$  и увеличению нормальной перегрузки до  $n_y \approx 2$ .

На участке «Перегрузка» имеют место следующие типичные значения параметров движения:

$$V_{CH} = 180 \text{ м/с, } \theta_{cp} = 21^\circ, \alpha = 2^\circ, n_y \approx 0,2.$$

Отсюда можно определить приращения углов атаки, а также отношения аэродинамических сил с порывом ветра и без порыва:

$\Delta\alpha = -1,58^\circ$  при попутном порыве;

$\Delta\alpha = +1,38^\circ$  при встречном порыве;

$$\frac{Q'}{Q} = 0,88, \quad \frac{Y'}{Y} = -1,81 \quad \text{при попутном порыве ветра;}$$

$$\frac{Q'}{Q} = 1,19, \quad \frac{Y'}{Y} = 4,20 \quad \text{при встречном порыве ветра.}$$

При попутном порыве возникает отрицательная нормальная перегрузка  $\Delta n_y \approx -0,36$ . При встречном порыве возникает нормальная перегрузка  $\Delta n_y \approx 0,8$ . Отсюда видна необходимость рассмотрения горизонтальных порывов ветра.

#### **4. Расчет параметров траектории самолета-носителя в точке страгивания при действии порывов ветра на участке вертикального маневра**

Для анализа влияния вертикальных порывов на участках «Горка» и «Перегрузка» в качестве примера была принята номинальная траектория СН со следующими параметрами в начале участка «Горка»:

- высота  $H = 9270$  м;
- скорость  $V = 233$  м/с ИС (число  $M=0,77$ );
- угол наклона траектории  $\theta = -1^\circ$ ;
- масса СН  $m_{\text{СН}}=330$  т.

В точке страгивания СН имеет следующие параметры движения:

- время  $t = 20,9$  с;
- высота  $H = 10254$  м;
- дальность  $L = 4320$  м;
- скорость  $V=180,4$  м/с ИС (число  $M=0,6$ );
- угол наклона траектории  $\theta = 24^\circ$ ;

- нормальная перегрузка  $n_y=0,28$ ;
- масса СН  $m_{СН}= 330$  т.

Время и дальность отсчитываются от точки А.

Расчеты траекторий СН проводились с использованием программы, разработанной в АНТК им. О.К.Антонова по договору с АК «Полет».

При исследовании динамики полета СН под воздействием вертикальных порывов на участках «Горка» и «Перегрузка» рассматривались модели двух видов порыва.

1. В момент времени  $t_{п}$  мгновенно возникает вертикальный порыв ветра с интенсивностью

$$W_{в} = \pm 12,9 \text{ м/с ИС}, \quad (4.1)$$

который действует вплоть до точки страгивания (*непрерывный* по времени вертикальный порыв). Знак «+» определяет восходящий порыв, а знак «-» задает нисходящий порыв.

2. В момент времени  $t_{п}$  мгновенно возникает вертикальный порыв ветра с интенсивностью (4.1), который действует на интервале времени  $\Delta t$ , а затем также мгновенно пропадает (*дискретный* порыв), т.е.

$$W_{в} = \begin{cases} 0 & \text{при } t < t_{п}, \\ \pm 12,9 \text{ м/с ИС} & \text{при } t_{п} \leq t \leq t_{п} + \Delta t, \\ 0 & \text{при } t > t_{п} + \Delta t. \end{cases}$$

Сначала рассматривается действие на СН непрерывных по времени восходящих вертикальных порывов. Момент начала порыва  $t_{п}$  варьируется от начала участка «Горка» ( $t=0$ ) до точки страгивания.

На рис. 4.1 показана величина превышения фактического угла атаки относительно допустимого угла атаки под воздействием восходящих порывов, которые начинаются в различные моменты времени  $t_{п}$ .

Видно, что при  $t_{п} \geq 1$  с порыв приводит к превышению допустимого угла

атаки. Максимальное по величине превышение  $\Delta\alpha = 3,3^\circ$  имеет место при порыве в конце участка «Горка», когда скорость СН минимальная, но при этом длительность участка превышения угла  $\alpha_{\text{доп}}$  не более 1,5 с. Наибольшая длительность участка превышения ( $\sim 2,8$  с) имеет место при порыве в начале участка «Горка», но величина превышения допустимого угла атаки меньше  $2,8^\circ$ .

На рис. 4.2 показана огибающая максимальных значений нормальной перегрузки  $n_{y\text{max}}$  при наличии порывов. Для сравнения дана также нормальная перегрузка СН при выполнении вертикального маневра без порывов. Видно, что максимальная нормальная перегрузка меньше  $n_{y\text{max}}^3$ .

При изменении момента начала порыва ветра  $t_{\text{п}}$  меняются параметры движения СН в точке страгивания. Так, угол наклона траектории меняется в

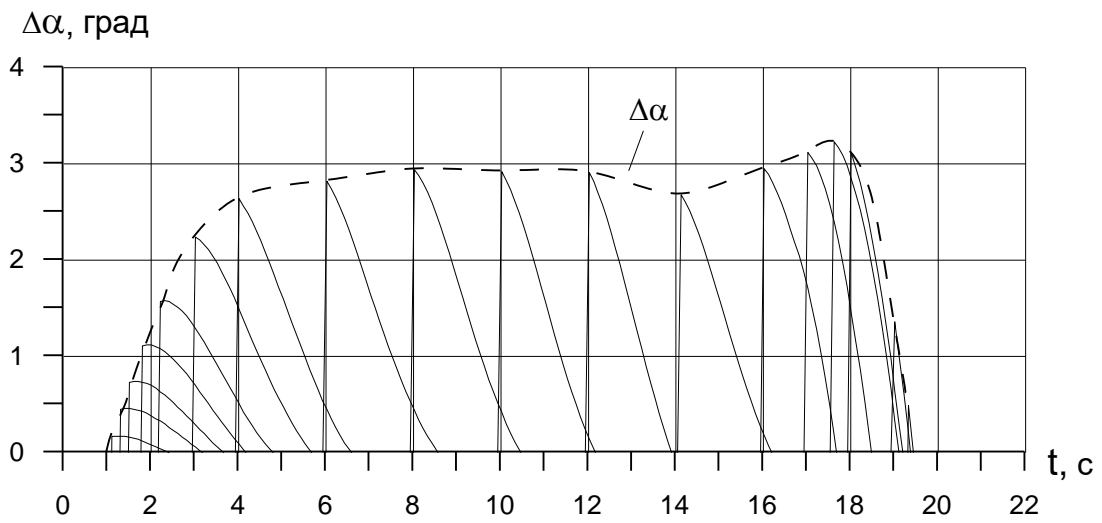


Рис. 4.1. Превышение допустимого угла атаки при действии непрерывных восходящих вертикальных порывов.

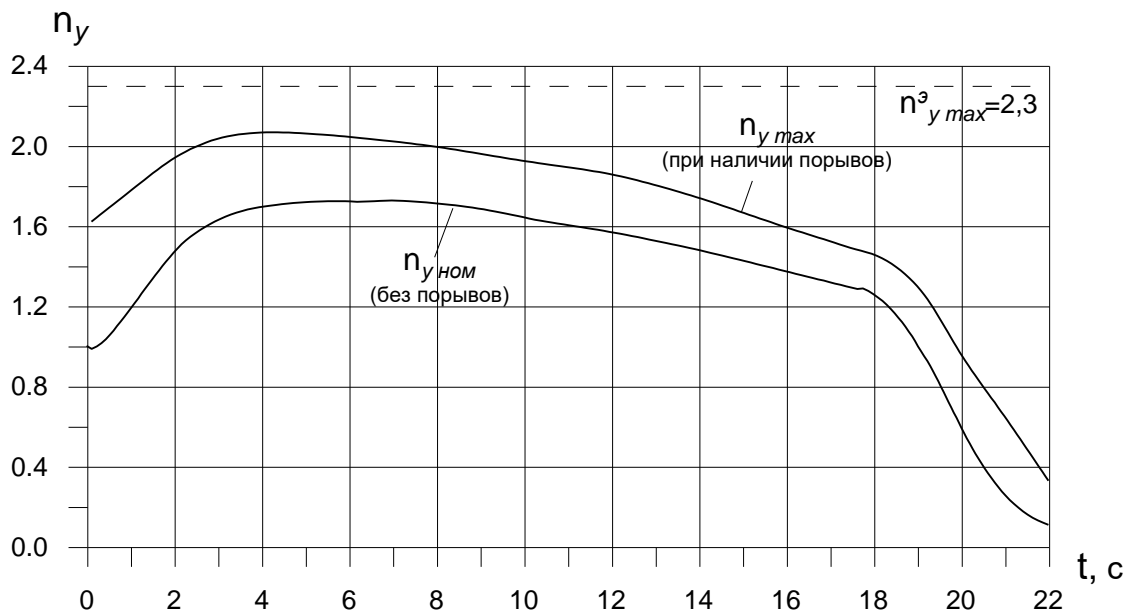


Рис. 4.2. Нормальная перегрузка при наличии порывов и без порывов.

диапазоне от  $-1,4^\circ$  до  $+2,8^\circ$  относительно номинального значения  $24^\circ$ . Время движения меняется от  $-1$  с до  $+1,2$  с по сравнению с номинальной величиной  $20,9$  с. Дальность от начала маневра «Горка» изменяется в пределах  $-160$  м до



+130 м относительно номинальной дальности 4320 м. Высота варьируется в диапазоне от -70 м до +210 м относительно номинальной величины 10250 м.

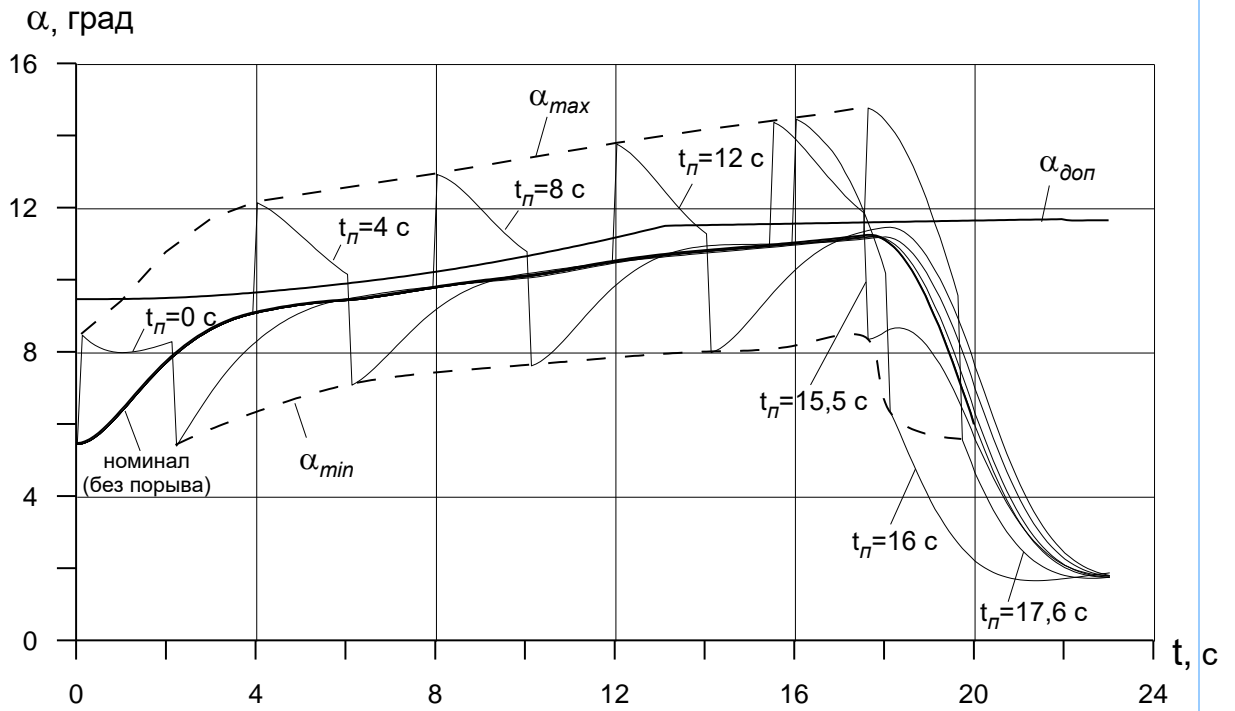
Действие непрерывного нисходящего порыва ветра порождает почти такие же отклонения параметров движения СН в точке страгивания, но противоположного знака.

Дискретный порыв отличается от непрерывного порыва тем, что имеет ограниченное время действия  $\Delta t_{\text{п}}$ . С учетом рекомендованной в [8] длиной участка порыва (~220 м), при скорости полета около 180 м/с время действия порыва оказывается порядка 1,2 с. В последующих расчетах принято, что время действия порыва составляет  $\Delta t_{\text{п}} = 2$  с, так как более короткие порывы меньше влияют на траекторию СН.

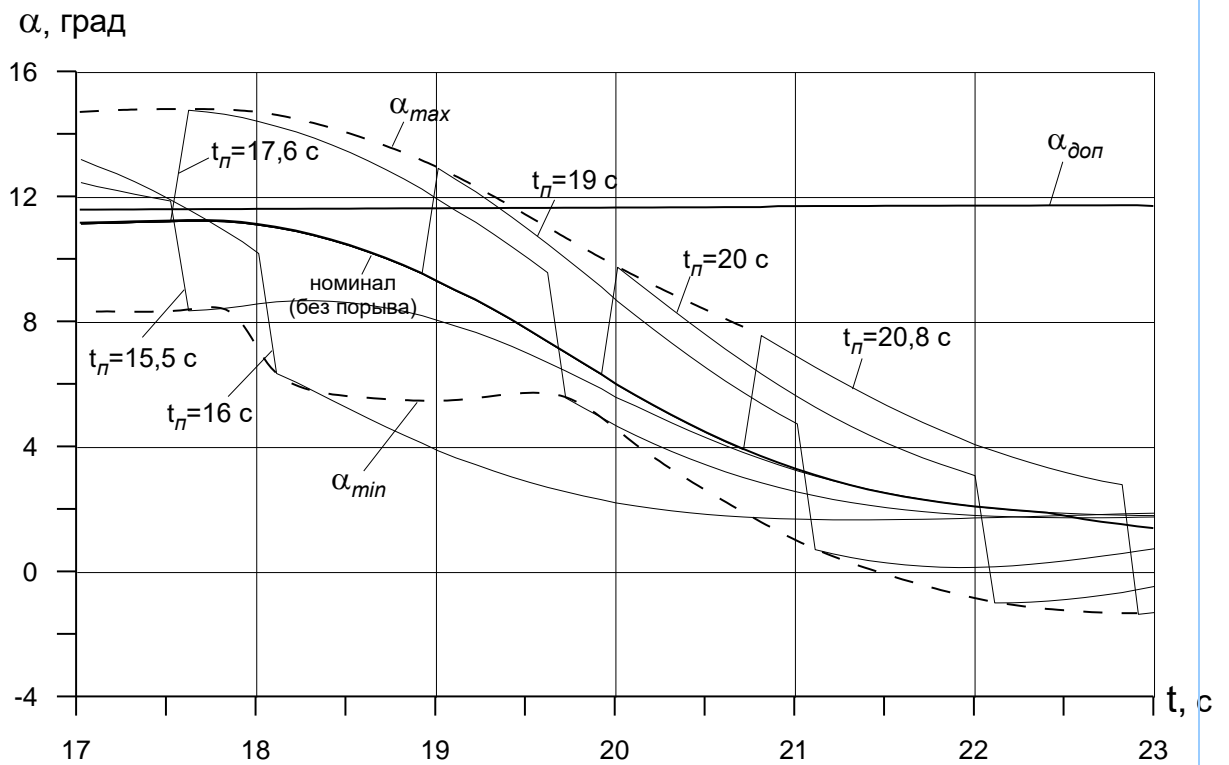
На рис. 4.3 дано изменение угла атаки СН под воздействием дискретных восходящих порывов в разные моменты времени на участках «Горка» и «Перегрузка». Видно, что в конце участка «Горка» порыв ветра вызывает превышение допустимого угла атаки  $\alpha_{\text{доп}}$  на величину не более чем  $\Delta\alpha = 3^\circ$ . Длительность участка превышения меньше 2 с.

Рис. 4.4 показывает изменение перегрузки при дискретных восходящих порывах. Максимальная перегрузка на участке «Горка» меньше  $n_y = 2,1$ , а на участке «Перегрузка» может реализоваться  $n_y = 0,75$  с вероятностью  $p \leq 2,4 \cdot 10^{-7}$ .

Установлено, что после прекращения действия порыва скорость мало отличается от номинальной. Аналогично изменяется угол наклона траектории при наличии порывов. Итоговые отклонения параметров движения в точке страгивания от номинальных величин составляют: от  $-1,9^\circ$  до  $+2,5^\circ$  по углу наклона траектории, от -1,6 с до +1,3 с по времени, от -260 м до +210 м по дальности, от -120 м до +90 м по высоте.

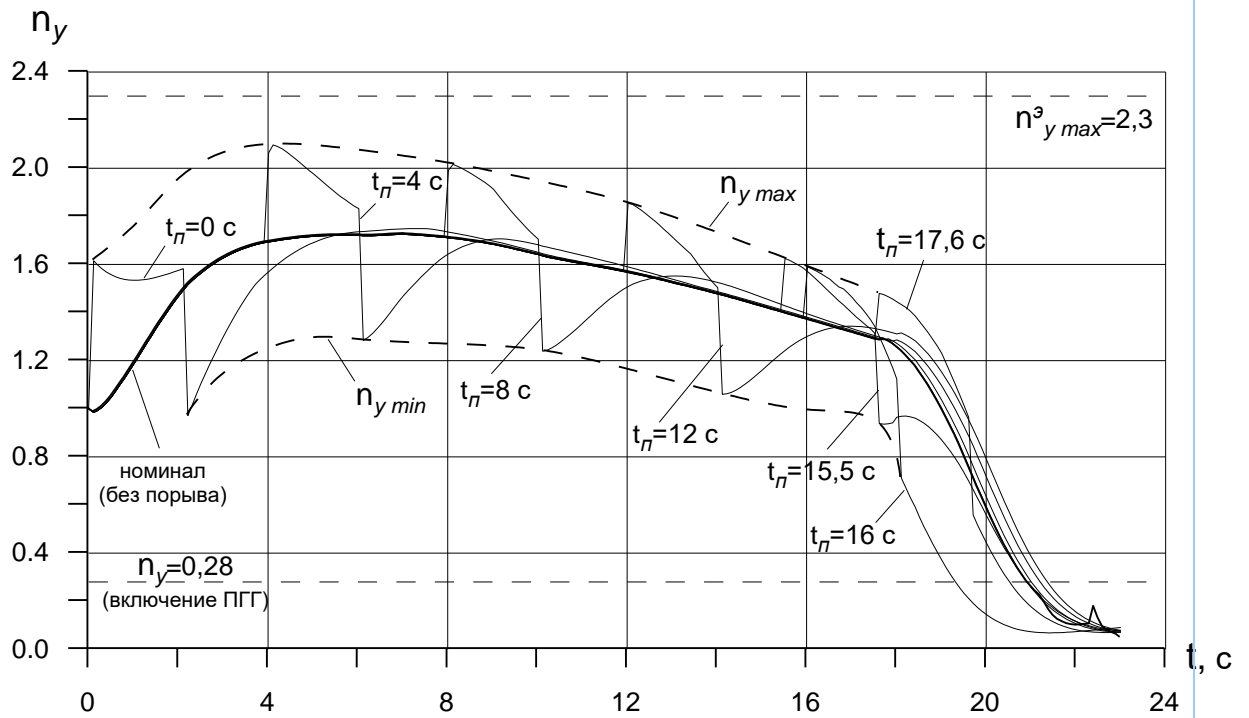


а)

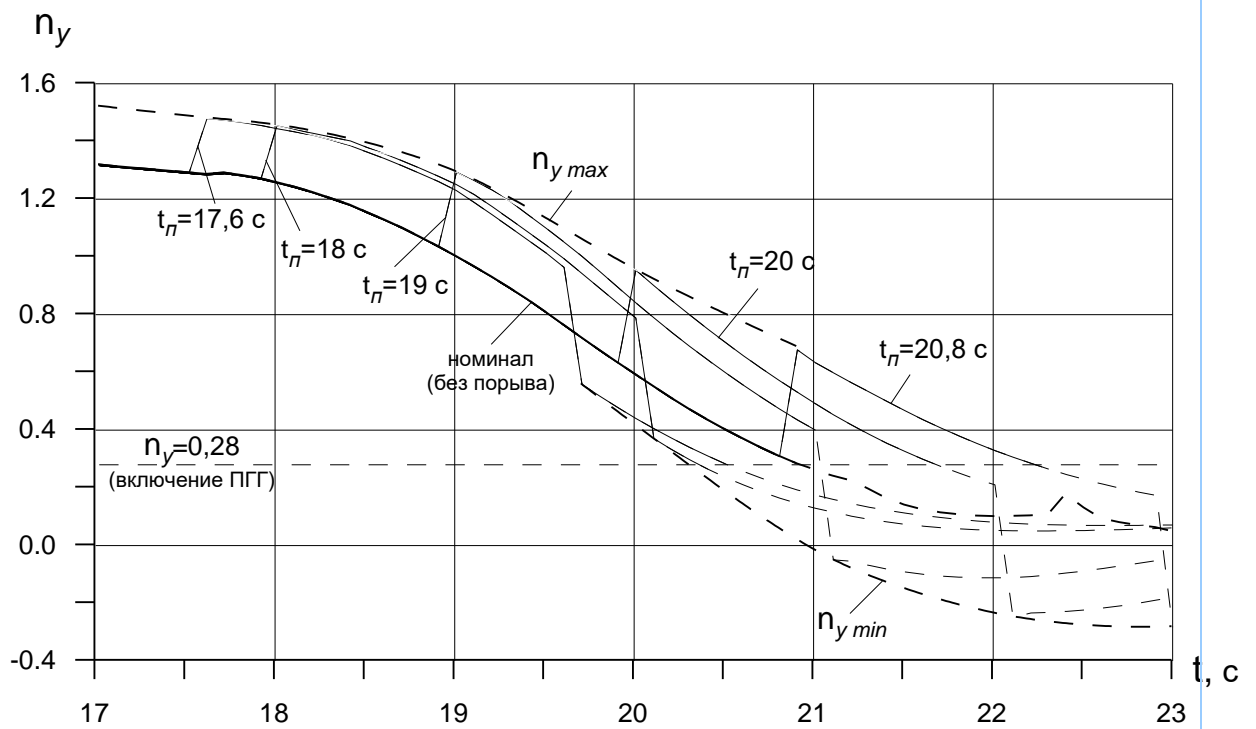


б)

Рис. 4.3. Изменение угла атаки при возникновении дискретных восходящих порывов на участках "Горка" а) и "Перегрузка" б).



а)



б)

Рис. 4.4. Изменение нормальной перегрузки при возникновении дискретных восходящих порывов на участках "Горка" а) и "Перегрузка" б).

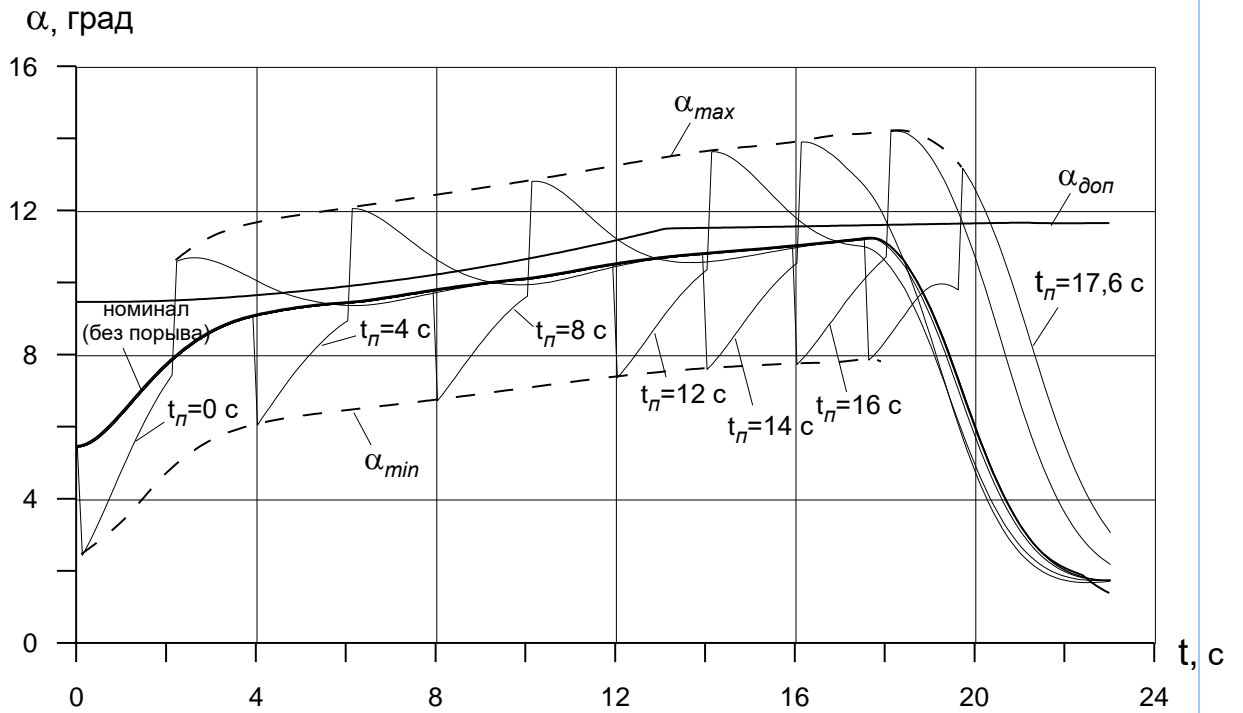
При моделировании движения СН на участке вертикального маневра в случае действия дискретного нисходящего порыва получены следующие результаты. В начале нисходящего порыва угол атаки резко уменьшается. Система автоматического управления СН, работающая на участках «Горка» и «Перегрузка», стремится восстановить требуемый угол атаки. Переходный процесс занимает около 2 с, но в конце переходного участка порыв исчезает, в результате чего происходит заброс по углу атаки (рис. 4.5) с превышением  $\alpha_{\text{доп}}$  на величину до  $3^\circ$  в течение времени меньше 2 с. Таким же образом меняется нормальная перегрузка, а ее максимальная величина не превышает  $n_y = 2,1$ .

Наибольшие трудности при десантировании РКН возникают в случае, когда дискретный нисходящий порыв возникает в конце участка «Горка». Если  $t_{\text{п}}=18,5$  с, то в конце участка порыва нормальная перегрузка оказывается меньше 0,3 (рис. 4.6). Это является сигналом начала десантирования РКН (точка страгивания). Почти одновременно с началом движения РКН внутри СН дискретный нисходящий порыв исчезает, что порождает быстрый рост нормальной перегрузки до величины порядка  $n_y=0,6$ , т.е. нарушается условие квазиневесомости, которое необходимо для десантирования РКН. Вероятность такого события составляет  $p \approx 3 \cdot 10^{-7}$ , что относит его к маловероятным. Тем не менее, на последующих этапах реализации проекта АРК КН «Воздушный старт» следует более детально проанализировать указанную ситуацию и найти решение, которое позволит гарантированно десантировать РКН в условиях квазиневесомости с нормальной перегрузкой  $n_y=0,2 \pm 0,1$ .

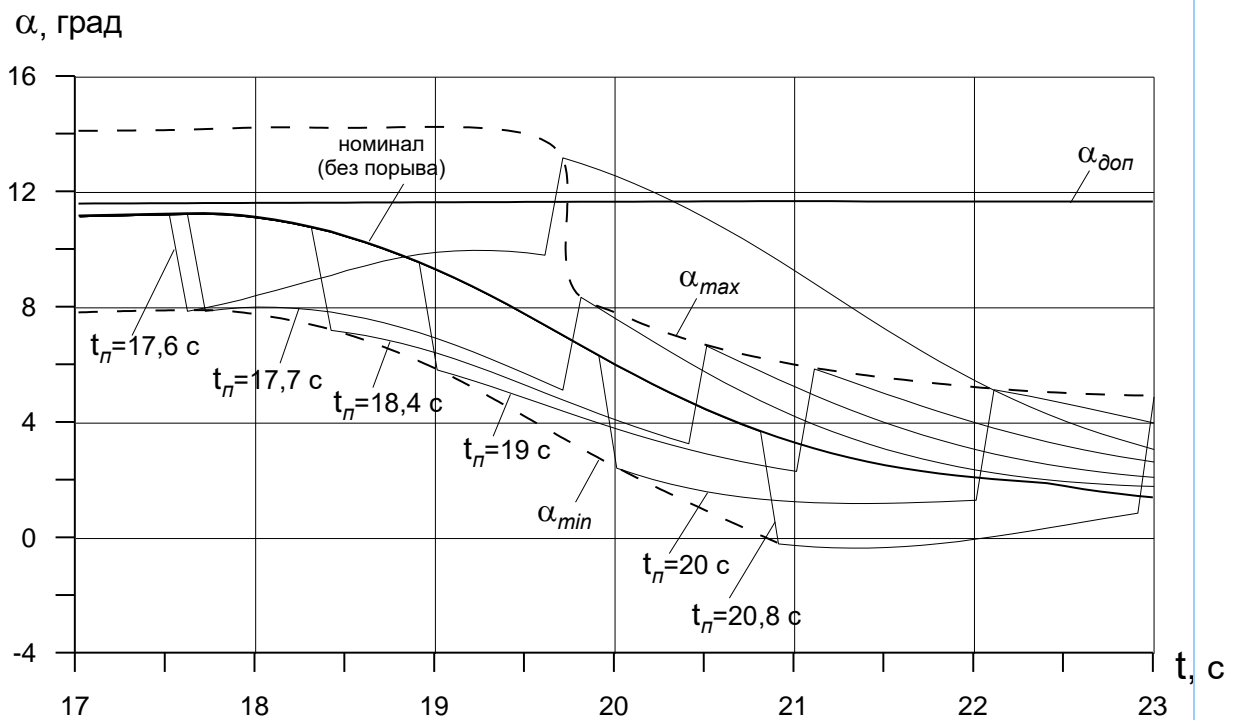
Итоговые отклонения параметров движения СН в точке страгивания от номинальных величин под действием дискретных нисходящих порывов составляют: от  $-0,48^\circ$  до  $+1,38^\circ$  по углу наклона траектории, от  $-1,1$  с до  $+1,8$  с по времени, от  $-145$  м до  $+279$  м по дальности.

В связи с тем, что при наличии порывов возможно превышение  $\alpha_{\text{доп}}$  на участке вертикального маневра, было рассмотрено управление с запасом по углу атаки на  $\sim 3^\circ$ , которое гарантирует выполнение маневра без

превышения

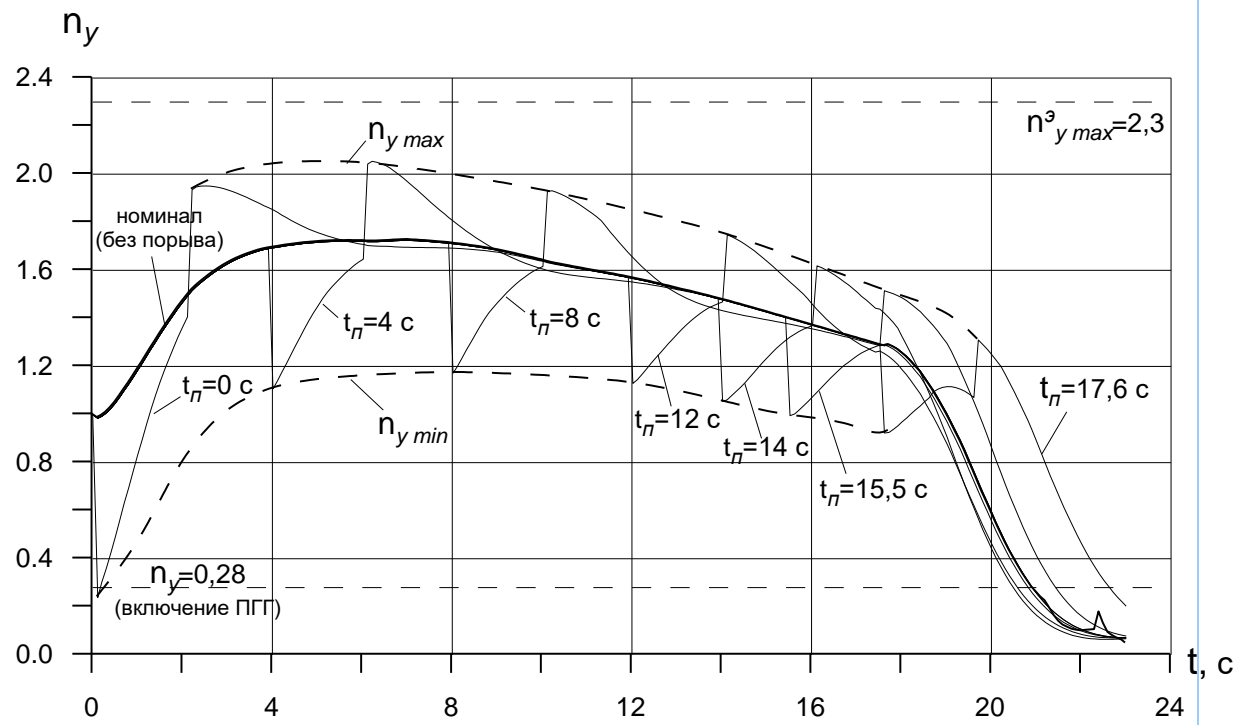


а)

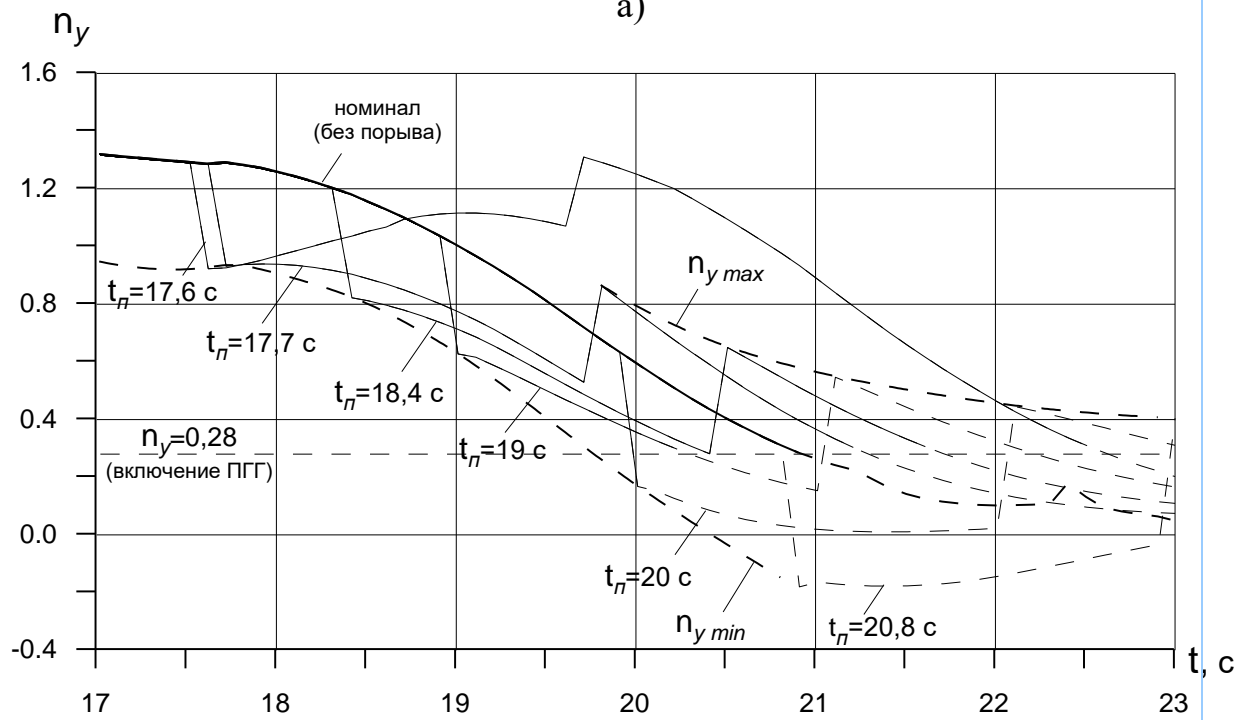


б)

Рис. 4.5. Изменение угла атаки при возникновении дискретных нисходящих порывов на участках "Горка" а) и "Перегрузка" б).



а)



б)

Рис. 4.6. Изменение нормальной перегрузки при возникновении дискретных нисходящих порывов на участках "Горка" а) и "Перегрузка" б).

допустимого угла атаки. В этом случае маневр протекает менее динамично и конечные параметры в точке страгивания оказываются существенно хуже. Как результат, масса полезной нагрузки снижается на 120 кг (3%). Чтобы избежать такой потери при каждом запуске РКН, необходимо получить разрешение на возможность превышения допустимого угла атаки СН на величину порядка  $3^\circ$  с учетом специфики использования СН Ан-124-100ВС в проекте «Воздушный старт», малой вероятности порыва на участке вертикального маневра и малого времени превышения (меньше 2 с).

Для статистического анализа параметров возмущенных траекторий СН при наличии порывов ветра больше подходит вероятностная модель порыва, концептуальные положения которой представлены ниже. При построении этой модели учтены нормативные документы, результаты моделирования возмущенных траекторий СН на участке вертикального маневра и принятая схема десантирования РКН.

В процессе выполнения вертикального маневра СН может встретить один дискретный порыв ветра, который является вектором с компонентами, заданными в земной прямоугольной системе координат. Вертикальная компонента порыва  $W_y$  направлена по местной вертикали (положительное направление – вверх), горизонтальная компонента  $W_x$  положительна по направлению движения СН, а боковая компонента  $W_z$  перпендикулярна плоскости движения СН (положительное направление отвечает условию правой системы координат).

Каждая компонента порыва является случайной величиной с нулевым математическим ожиданием и средним квадратичным отклонением  $\sigma_w$ . Компоненты порыва являются независимыми величинами. Для каждой компоненты порыва принимается мгновенное приращение скорости в момент времени  $t_{\text{п}}$  от нуля до некоторой случайной величины и сохранение этой величины в течение времени  $\Delta t$ . В момент времени  $t_{\text{п}} + \Delta t$  компоненты порыва так же мгновенно исчезают. Время начала  $t_{\text{п}}$  является случайной величиной с



равновероятным распределением на участке вертикального маневра СН.

Компоненты вектора порыва ветра имеют следующие величины:

- математическое ожидание  $MO(W) = 0$ ;
- среднее квадратичное отклонение  $\sigma_w = 1,66$  м/с ИН;
- длительность порыва  $\Delta t = 2$  с.

Принятая величина среднего квадратичного отклонения  $\sigma_w$  получена в результате анализа существующих нормативных документов и обоснована ниже.

Согласно сертификационному базису самолета типа Ан-124 [6], на крейсерских режимах полета, а также на режимах набора высоты и снижения по маршруту должен обеспечиваться такой запас по углу атаки  $\alpha_{доп}$ , который соответствует приращению угла атаки от мгновенного входа в восходящий порыв ветра  $W_b = 7,5$  м/с ИН на высоте 10000 м, где совершается маневр «Горка». Эта величина порыва принята в качестве максимальной возможной.

Величина скорости порыва  $W_b$  связана с кумулятивной повторяемостью порывов  $F$  согласно ОСТ 1 02514-84 [10]. Протяженность участков «Горка» и «Перегрузка» составляет  $\sim 4$  км. Отсюда можно перейти от кумулятивной повторяемости порыва  $F$  с заданной величиной скорости  $W_b$  к вероятности встречи СН с таким порывом на этих участках.

Учитывая малую вероятность встречи СН с порывом указанной величины, удобно использовать так называемую Q-функцию [12], которая связана с функцией  $\Phi(x)$  нормированного гауссовского распределения (с нулевым математическим ожиданием и единичной дисперсией) соотношением  $Q(x) = 1 - \Phi(x)$ . Обычно Q-функцию используют при нахождении вероятностей очень редко встречающихся событий.

Зная вероятность такого события, можно по табулированному значению Q-функции найти случайную нормированную величину  $x$ . Далее вычисляется отношение  $W_b/x = \sigma_w$ , которое определяет среднее квадратичное отклонение

скорости порыва.

В таблице 4.1 приведены результаты определения величин среднего квадратичного отклонения для трех значений скорости порыва :  $W_B = 7,5$  м/с, 5,0 м/с и 2,5 м/с.

Таблица 4.1 – Определение расчетной величины скорости порыва

$W_B$ ИН, м/с	7,5	5,0	2,5
$F$ , км <sup>-1</sup>	$8 \cdot 10^{-7}$	$2 \cdot 10^{-5}$	$4 \cdot 10^{-4}$
$Q(x)$	$0,32 \cdot 10^{-5}$	$0,8 \cdot 10^{-4}$	$0,2 \cdot 10^{-2}$
$x$	4,51	3,77	2,87
$\sigma_w$ ИН, м/с	1,66	1,33	0,87

Для модели порыва принята наибольшая величина среднего квадратичного отклонения, т.е.  $\sigma_w = 1,66$  м/с ИН.

### Заключение

В работе рассмотрено воздействие порывов ветра на СН, совершающий вертикальный маневр («Горка») с целью десантирования РКН в условиях квазиневесомости. Помимо традиционных эксплуатационных ограничений по нормальной перегрузке и допустимому углу атаки, анализируется точность параметров траектории СН в точке страгивания, где начинается движение РКН относительно СН. Эта точность определяет начальные ошибки при воздушном старте РКН и влияет на точность получения заданной орбиты.

Получены следующие результаты:

1. Вертикальный маневр, включающий участки «Разгон», «Горка», «Перегрузка», «Разделение», является специфическим для СН Ан-124-100ВС, и необходимость в нем возникла в связи с реализацией проекта «Воздушный старт». Существующие нормативные документы, которые регламентируют

форму, интенсивность и вероятность возникновения вертикальных порывов, рассматривают только горизонтальный полет самолета, а также участки взлета и посадки, где угол наклона траектории не превышает  $10^\circ$ .

2. Нормативные порывы ветра связаны с перегрузкой, действующей на самолет, которая не должна превышать допустимых эксплуатационных перегрузок (положительной и отрицательной), а также с приращением угла атаки, которое не должно приводить к превышению допустимого угла атаки. При этом вопросы точности маневра не регламентируются.

3. Дискретный порыв ветра с мгновенным увеличением скорости до максимальной величины и таким же уменьшением скорости до нуля является самым критичным по воздействию на динамику СН, включая изменение угла атаки, приращение нормальной перегрузки и точность вертикального маневра.

4. Предлагаемый модельный дискретный порыв ветра представлен вектором с вертикальной, горизонтальной и боковой компонентами, которые являются независимыми случайными величинами и имеют

- нормальное распределение;
- математическое ожидание  $MO(W) = 0$ ;
- среднее квадратичное отклонение  $\sigma_w = 1,66$  м/с ИН;
- длительность действия 2 с.

На участке вертикального маневра рассматривается один порыв ветра.

5. Наиболее существенным возмущением является порыв ветра в конце участка «Горка», который может вызывать кратковременное (в течение  $\sim 2$  с) превышение допустимого угла атаки на  $\sim 3^\circ$ . Вероятность такого события меньше величины  $3 \cdot 10^{-6}$ , что классифицирует его как маловероятное. Порывы ветра на участке вертикального маневра не приводят к нарушению допустимых перегрузок (положительной и отрицательной).

6. С учетом специального назначения СН Ан-124-100ВС, ограниченного числа полетов на пуск РКН и малой вероятности встречи с порывом ветра заданной интенсивности на участке «Горка», необходимо согласовать с

заинтересованными организациями допустимость кратковременного выхода угла атаки за  $\alpha_{\text{доп}}$  для реализации вертикального маневра СН без потерь 120 кг массы полезной нагрузки при каждом запуске.

### Литература

1. Государственный ракетный центр «КБ им. академика В.П.Макеева». М.: Оружие и технологии, 2001.
2. Godfrey D. Air-mobile ICBM systems // Flight International. 1974. V. 105. № 3391. P. 309, 310.
3. Boeing VP stresses attractiveness of ICBM-carrying aircraft // Aerospace Daily. 1974. V. 65. № 21. P. 165, 166.
4. USAF hopes to press advanced ICBM // Aviation Week and Space Technology. 1974. V. 100. № 6. P. 60, 61.
5. Flight International. 1997.V. 151. № 4569. P. 23.
6. Сертификационный базис самолета типа Ан-124. Исполком НЛГ. Москва, 1992.
7. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран-членов СЭВ. Совет экономической взаимопомощи. Москва, 1985.
8. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Межгосударственный авиационный комитет. Москва, 1994.
9. Самолет Ан-124-100. Руководство по летной эксплуатации. Книга первая. Авиастар СП. Ульяновск, 1993.
10. Отраслевой стандарт ОСТ 1 02514-84. Модель турбулентности атмосферы. Характеристики. Госстандарт, Москва, 1984.
11. С.Н.Кан, И.А.Свердлов. Расчет самолета на прочность. Машиностроение. Москва, 1966.
12. Ж.Купер, К.Макгиллем. Вероятностные методы анализа сигналов и систем. Мир. Москва, 1989.

