

Ордена Ленина

Институт прикладной математики имени М. В. Келдыша

Российской академии наук

**Борисов А.В.**

Анализ возмущений на участке вертикального маневра («Горка»)

самолета-носителя в целях десантирования ракеты-носителя

и оценка точности маневра

Москва, 2005

УДК 629.7.015

**Борисов А.В.** Анализ возмущений на участке вертикального маневра («Горка») самолета-носителя в целях десантирования ракеты-носителя и оценка точности маневра.

### **Аннотация**

Строится стохастическая модель возмущений, действующих 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 статистического моделирования траекторий возмущенного движения получена оценка точности параметров движения в момент десантирования ракеты-носителя.

**Borisov A.V.** Analysis of Disturbances at the Vertical Maneuver Phase (“Pitchover”) of the Carrier Aircraft for the Launch Vehicle Ejection and estimation of accuracy.

### **Abstract**

The stochastic model of disturbances is constructed, these act on the carrier aircraft during vertical maneuver phase (“Pitchover”). The maneuver is necessary to produce the quasi zero-gravity conditions for ejection of the launch vehicle through the back cargo door. The estimation of motion parameters accuracy at the beginning of the launch vehicle motion is obtained by the statistic simulation of the disturbed trajectories.

### **Оглавление**

Введение . . . . .	3
1. Уравнения движения и алгоритм управления на участке «Горка» . . .	4
2. Модель возмущенной атмосферы для анализа точности маневра . . .	9
3. Вариация массы самолета-носителя в точке начала маневра . . . . .	16
4. Разброс параметров движения самолета-носителя в точке начала маневра «Горка» . . . . .	24
5. Статистический анализ возмущенных траекторий самолета-носителя на участке вертикального маневра . . . . .	26
Заключение . . . . .	31
Литература . . . . .	32

## Введение

Самолет-носитель (СН) Ан-124-100ВС «Руслан», который используется для десантирования ракеты космического назначения (РКН) «Полет», является бустерной многоразовой ступенью Авиационно-ракетного комплекса космического назначения (АРК КН) «Воздушный старт». СН обеспечивает ненулевые начальные условия (высоту  $\sim 10$  км, скорость  $\sim 0,2$  км/с и угол наклона траектории  $\sim 20^\circ$ ), что 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.

Вместе с тем, использование подвижного старта может порождать начальные ошибки по положению и времени в момент пуска РКН. Для оценки возможных ошибок необходима стохастическая модель возмущений, которые действуют на СН в течение выполнения вертикального маневра, включающего участки «Разгон», «Горка», «Перегрузка» и «Разделение». Такой маневр СН позволяет создать условие квазиневесомости с нормальной перегрузкой  $n_y = 0,2 \pm 0,1$ , которая необходима для десантирования РКН массой  $\sim 100$  т из фюзеляжа через задний грузовой люк.

Модель возмущений должна учитывать начальные ошибки параметров движения СН, модель возмущенной атмосферы (включая порывы ветра, струйный ветер, систематический и случайный, а также вариации плотности, сезонно-широтные и случайные), вариацию массы СН в точке начала маневра.

Стохастическая модель порывов ветра для оценки точности вертикального маневра построена в работе [1] на основе существующих нормативных документов, которые регламентируют нагружение самолетов при полете в беспокойном воздухе и условия полета на больших углах атаки. Эта модель учитывает специфику вертикального маневра СН Ан-124-100ВС.

В настоящей работе предложены остальные составляющие общей модели возмущений и с их использованием проводится статистическое моделирование (метод Монте-Карло) траекторий возмущенного движения СН на участке вертикального маневра. Получены оценки точности маневра.

## 1. Уравнения движения и алгоритм управления на участке «Горка»

На участках «Разгон», «Горка», «Перегрузка», «Разделение» продольное движение СН описывается в полусвязанной системе координат, причем учитывается также сила от ПГГ, действующая на СН в процессе разделения с РКН. Уравнения продольного движения в упрощенной форме приведены ниже:

$$\dot{V} = \frac{1}{m} \left[ P \cos(\alpha + \varphi_{\text{дв}}) - C_x q S - mg \sin \theta + P_{\text{ПГГ}} \cos(\alpha - \varphi_{\text{кр}}) \right];$$

$$\dot{\theta} = \frac{57,3^\circ}{Vm} \left[ P \sin(\alpha + \varphi_{\text{дв}}) + C_y q S - mg \cos \theta + P_{\text{ПГГ}} \sin(\alpha - \varphi_{\text{кр}}) \right];$$

$$\omega_z = \frac{57,3^\circ}{I_z} M_z;$$

$$\dot{H} = V \sin \theta;$$

$$\dot{L} = V \cos \theta;$$

$$\vartheta = \omega_z;$$

$$\dot{\alpha} = \omega_z - \dot{\theta};$$

$$\alpha = \vartheta - \theta + \varphi_{\text{кр}}.$$

Здесь  $V$  – скорость ц.м. СН,

$$m = m_{\text{РКН}} + m_{\text{без РКН}}$$

– суммарная масса СН с РКН и системой обеспечения пуска,  $P$  – тяга четырех двигателей СН,  $\alpha$  – угол атаки,  $\varphi_{\text{дв}}$  – угол установки двигателя относительно крыла,  $C_x$  и  $C_y$  – коэффициенты силы лобового сопротивления и подъемной силы,  $q$  – скоростной напор,  $S$  – площадь крыла,  $\theta$  – угол наклона траектории,  $\vartheta$  – угол тангажа,  $P_{\text{ПГГ}}$  – тяга ПГГ,  $\varphi_{\text{кр}}$  – угол установки крыла относительно СГФ,  $\omega_z$  – угловая скорость вращения относительно оси  $z$  связанной системы координат,  $M_z$  – суммарный момент внешних сил относительно оси  $z$  связанной системы координат,  $I_z$  – момент инерции СН с РКН относительно оси  $z$  связанной системы координат, проходящей через центр масс системы СН-РКН,  $H$  – высота,  $L$  – дальность.

Суммарный момент относительно оси  $z$  связанной системы координат

вычисляется по формуле:

$$M_z = [m_z(\alpha, M)_{\bar{X}_{T_{\text{мод}}}} + \Delta m_z(\delta_B) + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{b_{\text{САХ}}}{57,3^\circ V} \omega_z + m_z^{\bar{\alpha}} \frac{b_{\text{САХ}}}{57,3^\circ V} \dot{\alpha} + C_{y_1} (\bar{X}_{T_0} - \bar{X}_{T_{\text{мод}}} + \Delta \bar{X}_T)] q S b_{\text{САХ}} + P \cdot Y_{\text{дв}} + P_{\text{ПГГ}} \cdot Y_{\text{ПГГ}}.$$

Здесь  $m_z(\alpha, M)_{\bar{X}_{T_{\text{мод}}}}$  – коэффициент аэродинамического момента тангажа при продувочном положении центровки модели СН,  $\Delta m_z(\delta_B)$  – коэффициент дополнительного момента по тангажу при отклонении руля высоты на угол  $\delta_B$ ,  $m_z^{\bar{\omega}_z}$  – коэффициент демпфирующего аэродинамического момента по нормированной угловой скорости тангажа,  $b_{\text{САХ}}$  – средняя аэродинамическая хорда,  $m_z^{\bar{\alpha}}$  – коэффициент демпфирующего аэродинамического момента по нормированной скорости изменения угла атаки  $\bar{\alpha}$ ,

$$C_{y_1} = C_y \cos(\alpha - \varphi_{\text{кр}}) + C_x \sin(\alpha - \varphi_{\text{кр}})$$

– коэффициент подъемной силы в связанной системе координат,  $\bar{X}_{T_0}$  – центровка СН с РКН до момента страгивания (относительно носка САХ),  $\bar{X}_{T_{\text{мод}}}$  – центровка модели СН при продувке в аэродинамической трубе, при которой определен коэффициент  $m_z(\alpha, M)_{\bar{X}_{T_{\text{мод}}}}$ ,  $\Delta \bar{X}_T$  – изменение центровки СН с РКН при движении РКН в транспортно-пусковом контейнере,  $Y_{\text{дв}}$  – плечо вектора тяги двигателей СН относительно оси z связанной системы координат,  $Y_{\text{ПГГ}}$  – плечо вектора силы давления газов ПГГ на СН относительно оси z связанной системы координат.

Момент инерции СН с РКН относительно оси z связанной системы координат, проходящей через центр масс системы СН-РКН, вычисляется по формуле:

$$I_z = I_{z_{\text{без РКН}}} + I_{z_{\text{РКН}}} + m_{\text{без РКН}} (X_{T_0} + \Delta X_T - X_{T_{\text{без РКН}}})^2 + m_{\text{РКН}} (X_{\text{РКН}0} + \Delta X_{\text{РКН}} - X_{T_0} - \Delta X_T)^2.$$

Здесь  $I_{z_{\text{без РКН}}}$  – собственный момент инерции СН без РКН,  $I_{z_{\text{РКН}}}$  – собственный момент инерции РКН,  $X_{T_0}$  – абсцисса центра масс системы СН с РКН до момента страгивания (относительно начала в носке САХ),  $\Delta X_T$  – приращение абсциссы центра масс системы СН с РКН из-за перемещения РКН

после момента страгивания,  $X_{\text{ТбезРКН}}$  – абсцисса центра масс СН без РКН,  $X_{\text{РКН0}}$  – абсцисса центра масс РКН до момента страгивания,  $\Delta X_{\text{РКН}}$  – приращение абсциссы центра масс РКН в процессе ее перемещения.

Изменение абсциссы центра масс системы СН с РКН  $\Delta X_{\text{Т}}$  связано с перемещением центра масс РКН  $\Delta X_{\text{РКН}}$  соотношением

$$\Delta X_{\text{Т}} = \Delta X_{\text{РКН}} \frac{m_{\text{РКН}}}{m}.$$

Перемещение центра масс РКН относительно СН после момента страгивания и до момента разделения является сложным движением: СН совершает переносное движение, а РКН перемещается относительно СН. При этом переносное движение включает поступательное перемещение общего центра масс СН с РКН и вращательное движение СН относительно общего центра масс. Абсолютное ускорение центра масс РКН описывается векторным уравнением

$$\vec{a}_{\text{абс}} = \vec{a}_{\text{пер}} + \vec{a}_{\text{отн}} + \vec{a}_{\text{кор}}.$$

Отсюда следует относительное ускорение центра масс РКН (относительно СН):

$$\vec{a}_{\text{отн}} = \vec{a}_{\text{абс}} - \vec{a}_{\text{пер}} - \vec{a}_{\text{кор}}. \quad (1.1)$$

Проекции составляющих векторного уравнения (1.1) на продольную ось связанной системы координат РКН имеют вид

$$a_{\text{абс}x} = \frac{P_{\text{ПГТ}}}{m_{\text{РКН}}} + g \sin \vartheta - g n_{\text{уРКН}} f_{\text{тр}},$$

$$a_{\text{пер}x} = -\dot{V} - \left( \frac{\omega}{57,3^\circ} \right)^2 (X_{\text{РКН0}} + \Delta X_{\text{РКН}} - X_{\text{Т}} - \Delta X_{\text{Т}}), \quad (1.2)$$

$$a_{\text{кор}x} = 0.$$

Вращательное (тангенциальное) ускорение имеет нулевую проекцию на продольную ось связанной системы координат РКН.

С учетом соотношений (1.1) и (1.2) движение РКН относительно СН на участке от момента страгивания до выхода описывается уравнением

$$\Delta \ddot{X}_{\text{РКН}} = \frac{P_{\text{ПГГ}}}{m_{\text{РКН}}} + g \sin \vartheta - g n_{y\text{РКН}} f_{\text{тр}} + \dot{V} + \left( \frac{\omega}{57,3^\circ} \right)^2 (X_{\text{РКН}0} + \Delta X_{\text{РКН}} - X_{\text{T}} - \Delta X_{\text{T}}).$$

Первый интеграл этого дифференциального уравнения определяет относительную скорость РКН  $\Delta \dot{X}_{\text{РКН}}$  при движении от точки страгивания до точки разделения. Второй интеграл определяет относительное перемещение РКН  $\Delta X_{\text{РКН}}$ , которое вызывает изменение положения общего центра масс.

Нормальная перегрузка в центре масс СН задается соотношением

$$n_y = \frac{1}{gm} [C_y q S + P \sin(\alpha + \varphi_{\text{дв}}) + P_{\text{ПГГ}} \sin(\alpha - \varphi_{\text{кр}})].$$

Нормальная перегрузка в центре масс РКН  $n_{y\text{РКН}}$  вычисляется (с учетом инерционных сил от ускорения Кориолиса и тангенциального ускорения) по формуле

$$n_{y\text{РКН}} = n_y \cos(\alpha - \varphi_{\text{кр}}) - \frac{1}{57,3^\circ g} [2\omega_z \cdot \Delta \dot{X}_{\text{РКН}} + \dot{\omega}_z (X_{\text{РКН}0} + \Delta X_{\text{РКН}} + X_{\text{T}0} + \Delta X_{\text{T}})]. \quad (1.3)$$

В формуле (1.3) учтено, что ось  $Y_{\text{РКН}}$  связанной системы координат РКН направлена вниз, а ось  $Y_{\text{СН}}$  полусвязанной системы координат СН направлена вверх. На участке от точки страгивания до точки разделения имеем  $\alpha \approx \varphi_{\text{кр}}$ , поэтому формула (1.3) упрощается:

$$n_{y\text{РКН}} = n_y - \frac{1}{57,3^\circ g} [2\omega_z \cdot \Delta \dot{X}_{\text{РКН}} + \dot{\omega}_z (X_{\text{РКН}0} + \Delta X_{\text{РКН}} + X_{\text{T}0} + \Delta X_{\text{T}})].$$

При движении РКН внутри СН, от момента прохождения ее центра масс над обрезом рампы (когда  $\Delta X_{\text{РКН}} = X_{\text{к}} + L_{\text{р}}$ ) до отделения от СН (когда  $\Delta X_{\text{РКН}} = X_{\text{к}} + L_{\text{р}} + L_{\text{п2}}$ ) масса РКН в уравнениях движения умножается на поправочный коэффициент

$$k = 1 - \frac{\Delta X_{\text{РКН}} - (X_{\text{к}} + L_{\text{р}})}{L_{\text{п2}}}, \quad (1.4)$$

который линейно уменьшается от 1 до 0. До прохождения центра масс РКН над обрезом рампы в указанных уравнениях используется полная масса РКН, а после того как центр масс РКН перемещается на расстояние больше

$\Delta X_{\text{РКН}} = X_k + L_p + L_{п2}$ , масса РКН в этих уравнениях равна нулю. Здесь  $X_k$  – расстояние от центра масс РКН в ее начальном положении до шпангоута №84 СН, где кончается пол грузовой кабины,  $L_p$  – длина рампы,  $L_{п2}$  – расстояние между вторым опорным поясом, который совпадает с центром масс РКН, и первым опорным поясом, который находится в хвостовой части РКН.

Условие (1.4) моделирует уменьшение силы, которая прикладывается к СН от веса РКН, когда остается одна опора, и РКН получает возможность вращаться относительно этой опоры в процессе выхода из СН.

На участках маневра «Горка» и «Перегрузка» используется система автоматического управления движением. Включение системы происходит при скорости СН  $V=520$  км/ч ПР (приборная), а выключение (с переходом на ручное пилотирование) – после отделения РКН. В последующем предполагается распространить режим автоматического управления на участок полета после отделения РКН до перехода СН в горизонтальный полет.

Алгоритм автоматического управления выбран с учетом требования выдерживания нормальной перегрузки на участке «Перегрузка» в пределах  $n_y = 0,1 \dots 0,3$ . Управление рулем высоты СН осуществляется по следующему закону, предложенному в АНТК им. О.К.Антонова:

$$\Delta \delta_v = -\Delta n_{\text{узад}} \left( 3 + \frac{562}{V_{\text{ист}}} \cdot 0,7 \right) + \frac{1}{p} \left[ -\Delta n_{\text{узад}} \left( 5,7 + \frac{562}{V_{\text{ист}}} \cdot 1,5 \right) + 5,7 \Delta n_y + 1,5 \frac{1 + 0,25p}{1 + 0,1p} \omega_z \right].$$

Здесь

$$\Delta n_{\text{узад}} = \begin{cases} \frac{C_{\text{удоп}}(M)qS}{mg} - 1 & \text{до достижения скорости } V_{i0}; \\ -0,99 & \text{после достижения скорости } V_{i0}; \\ -0,20 & \text{после отделения РКН.} \end{cases}$$

– заданное приращение перегрузки,  $V_{\text{ист}}$  – истинная скорость СН,  $\Delta n_y$  – фактическое приращение перегрузки,  $p$  – параметр преобразования Лапласа,  $\omega_z$  – угловая скорость СН по тангажу,  $V_{i0} = 430$  км/ч ПР – фиксированное

значение скорости, допустимый коэффициент подъемной силы выбирается в зависимости от текущего числа  $M$  с учетом опорных значений:

$M$	0,3	0,7	0,8
$C_{y \text{ доп}}$	0,89	0,87	0,57

С таким алгоритмом управления реализуется номинальная траектория на участках «Горка», «Перегрузка» и «Разделение».

## 2. Модель возмущенной атмосферы для анализа точности маневра

Полет СН к точке запуска РКН совершается на высоте порядка 9 км, т.е. в тропосфере, где температура почти равномерно понижается с высотой, имея градиент  $-6^\circ/\text{км}$ . В полярных районах вертикальная мощность тропосферы составляет в среднем 8-9 км. В умеренных высотах она увеличивается до 10...12 км, а в тропических еще больше – вплоть до 16...17 км [2].

Сезонно-широтные и случайные вариации температуры от средних значений могут быть значительными. Максимальные колебания температуры в тропосфере наблюдаются на широтах  $40...70^\circ$  с.ш., где атмосферная циркуляция наиболее изменчива. Здесь средние квадратичные отклонения  $\sigma_T$  от средних месячных значений достигают величин  $15...20^\circ\text{C}$  зимой и  $10...12^\circ\text{C}$  летом. К югу от указанных широт вариации температуры уменьшаются, а в экваториальной зоне вариации не превышают  $2...3^\circ$ .

Плотность воздуха существенно изменяется в течение года, причем ее вариации могут превышать 25% от средней многолетней величины. Вблизи поверхности Земли плотность воздуха в высоких широтах больше, чем в низких. Так, среднее значение плотности воздуха в полярных районах равно  $1,4 \text{ кг/м}^3$ , что почти на 15% больше стандартной плотности ( $1,225 \text{ кг/м}^3$ ). На экваторе плотность воздуха равна  $1,18 \text{ кг/м}^3$ , т.е. меньше стандартной.

Самые сильные ветры наблюдаются в умеренных и субтропических широтах на востоке Азии и Северной Америки, на севере Аравии и Индостана.

На востоке России были зарегистрированы рекордные скорости ветра около 370 км/ч (100 м/с), на востоке США 540 км/ч (150 м/с), в Японии 650 км/ч (180 м/с). Над Тихим океаном зафиксированы скорости ветра около 750 км/ч (210 м/с) [2]. Такие скорости ветра порождаются ураганами и прогнозируются в момент зарождения достаточно просто. В указанных условиях пуски РКН не могут планироваться.

Очень сильные ветры обычно наблюдаются в сравнительно узком, имеющем большую протяженность воздушном потоке, который окружен относительно спокойной воздушной средой. Это – так называемые *струйные течения*.

Тропосферные струйные течения, ось которых располагается обычно вблизи тропопаузы, захватывают чаще верхние слои тропосферы и самый нижний слой стратосферы.

В середине струйного течения, т.е. на его оси, скорость ветра всегда наибольшая. Она быстро уменьшается в радиальном направлении. Поэтому в зоне струйных течений наблюдаются большие горизонтальные (до 10 м/с на 100 км) и вертикальные (до 10 м/с на 1 км) градиенты скорости ветра, что создает условия для болтанки самолета. Ось струйных течений обычно располагается на высоте 8...10 км.

Средняя высота струйных течений в высоких широтах меньше, чем в низких. Кроме того, она изменяется в течение года вместе с колебаниями тропопаузы, уменьшаясь от лета к зиме.

Струйные течения с большими скоростями ветра зимой наблюдаются чаще, чем летом.

В подавляющем большинстве случаев в тропосферных струйных течениях ветры имеют западную составляющую, т.е. дуют с запада на восток.

Модель возмущенной атмосферы включает струйный (горизонтальный) ветер, порывы ветра и вариации плотности. В струйном ветре различают две составляющие: систематическую и случайную.

Систематическая составляющая описывается сезонно-широтным зональным (по параллели) ветром  $u_{сш}$  на высоте 10 км, который задается согласно Международной справочной атмосфере CIRA 1986 [3]. Эта составляющая зависит от широты и месяца (см. табл. 2.1).

Таблица 2.1 Систематический зональный (горизонтальный) ветер  $u_{сш}$  на высоте 10 км, м/с

Широта, град	Месяц		
	Январь	Апрель (Октябрь)	Июль
60	+10,2	+10,7	+7,4
45	+20,9	+18,3	+15,8
30	+33,4	+24,5	+3,8
15	+12,7	+10,8	-5,3
0	-2,5	-3,0	-6,2
-15	+0,4	+5,7	+9,8
-30	+14,4	+19,2	+29,2
-45	+21,8	+22,3	+21,2
-60	+9,6	+14,0	+11,8

Знак «+» соответствует направлению ветра с запада на восток.

Знак «-» соответствует направлению ветра с востока на запад.

Случайная составляющая струйного ветра описывает разницу между фактическим ветром и прогнозным на участке перелета от аэродрома пуска до точки начала маневра. Случайная составляющая включает две независимые компоненты: одна направлена по параллели ( $u_{случ}$ ), а вторая по меридиану ( $v_{случ}$ ). Нередко величина скорости ветра превышает 40 м/с [2]. Поэтому для каждой компоненты модели случайного струйного ветра можно принять нормальный закон распределения с нулевым математическим ожиданием и средним квадратичным отклонением  $\sigma_w=12$  м/с. Примерно такая же величина принята для расчета траекторий выведения ракет-носителей. Для каждой

компоненты случайного ветра задан диапазон изменения ( $\pm 3\sigma_w$ )

$$-36 \text{ м/с} \leq W_{\text{ср}} \leq +36 \text{ м/с}. \quad (2.1)$$

Струйный ветер меняет параметры движения СН в точке начала маневра «Горка», главным образом, путевую скорость СН, так как вертикальный маневр выполняется в режиме стабилизации заданного курса (азимута пуска), а начало маневра «Горка» определяется моментом достижения заданной скорости 520 км/ч ПР при выдерживании фиксированной длительности участка «Разгон» (50 с). В случае боковой составляющей скорости ветра происходит параллельный снос СН, т.е. смещение плоскости движения СН относительно номинальной плоскости выведения РКН.

Обсудим теперь модель порыва ветра. В модели принято, что на участке вертикального маневра возможен только один порыв ветра. Вектор порыва ветра имеет три составляющие: горизонтальную, вертикальную и боковую. Все составляющие являются независимыми случайными величинами, распределенными нормально, с нулевым математическим ожиданием  $MO(W)=0$  и средним квадратичным отклонением  $\sigma_w=1,66$  м/с ИН. Каждая составляющая имеет форму импульса заданной длительности  $\Delta t = 2$  с при мгновенном нарастании и спаде интенсивности. Время возникновения порыва является *равновероятным* на участке от точки начала маневра «Горка» до точки страгивания, когда РКН начинает движение в СН под воздействием парогазогенератора.

Вариации плотности атмосферы практически не влияют на точность маневра, как показано ниже. Маневр выполняется на высотах 9...10,5 км, где все вариации параметров атмосферы от стандартных значений малы. Это обусловлено тем, что на высотах 8 и 24 км расположены так называемые *изопикнические* точки, в которых вариации параметров возмущенной атмосферы близки к нулю [2]. Например, на высотах 9...10,5 км сезонно-широтные вариации плотности в течение года не превышают 3,5%. Сезонно-широтная составляющая ветра не превышает 30 м/с [3].

Малые вариации параметров возмущенной атмосферы Земли на высотах

9-10,5 км способствуют стабильности параметров движения при выполнении вертикального маневра СН.

Более важным фактором является то, что вертикальный маневр СН выполняется не по абсолютной высоте, а по *барометрической*, которая измеряется барометрическим высотомером от уровня моря. Поэтому при любых вариациях давления (а также плотности и температуры) возмущенной атмосферы вертикальный маневр СН автоматически адаптируется к одним и тем же условиям за счет изменения фактической высоты полета. Если атмосфера становится более разреженной, то абсолютная высота снижается. Если атмосфера становится более плотной, то абсолютная высота увеличивается.

После завершения вертикального маневра и десантирования РКН на некоторой барометрической высоте, фактическая начальная высота траектории движения РКН относительно принятой фигуры Земли будет зависеть от вариаций плотности (или давления) относительно стандартных значений. Это следует учитывать при определении фактических начальных условий движения РКН.

В табл. 2.2 даны сезонно-широтные вариации плотности атмосферы на высоте 10 км для разных месяцев и широт [3]. Видно, что систематические (сезонно-широтные) вариации плотности  $\delta\rho_{сш}$  на высоте 10000 м в течение года могут достигать величин -0,03...-0,08 (или -3%...-8%) для широт  $\pm(45...60^\circ)$ . В приэкваториальной зоне  $\pm 30^\circ$  сезонно-широтные вариации плотности меньше 1%.

На рис. 2.1 в качестве примера показана ошибка по начальной высоте РКН (т.е. разница между истинной высотой РКН и барометрической высотой СН) из-за вариаций плотности атмосферы для случая полета СН на барометрической высоте около 10000 м. Ошибка по высоте  $\Delta H$  почти линейна по вариации относительной плотности

$$\delta\rho = \frac{\rho - \rho_{ст}}{\rho_{ст}},$$

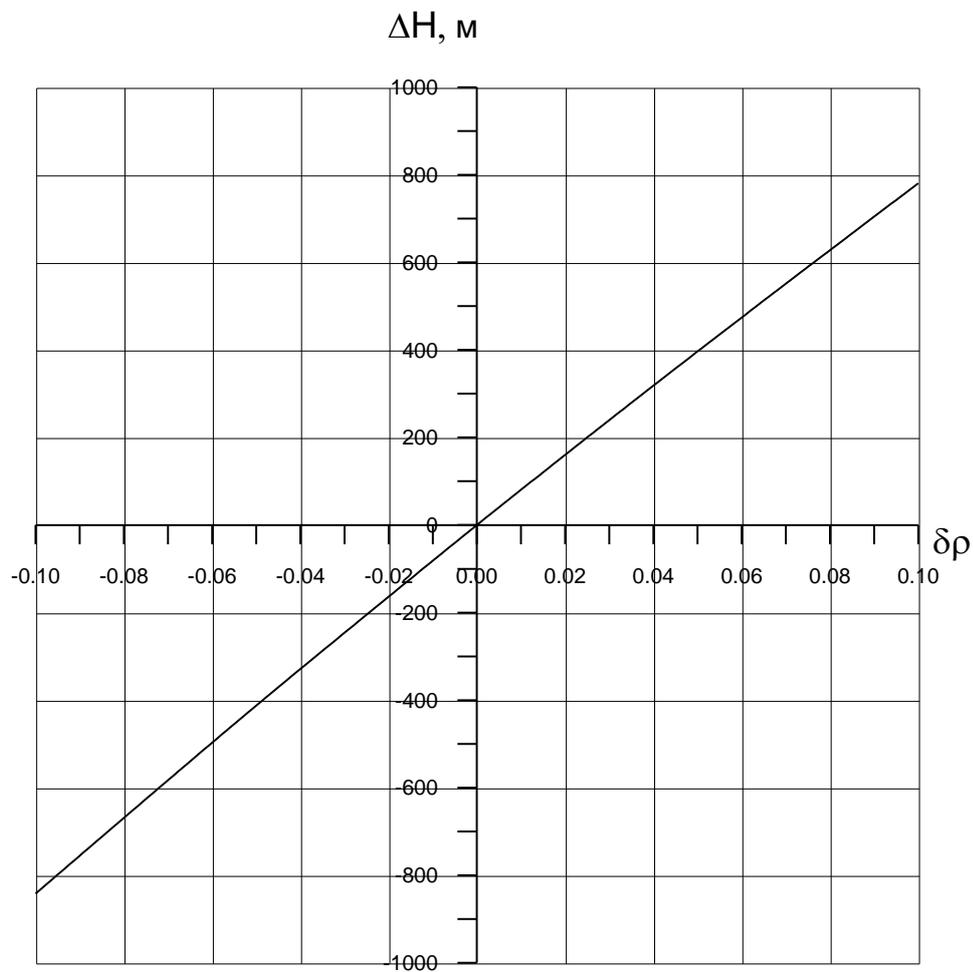


Рисунок 2.1 - Ошибка истинной высоты РКН из-за вариаций плотности атмосферы для барометрической высоты СН 10000 м

Таблица 2.2 Сезонно-широтные вариации плотности на высоте 10 км по Международной справочной атмосфере CIRA 1986

Широта, град	Месяц		
	Январь	Апрель (Октябрь)	Июль
60	-0,078	-0,048	-0,024
45	-0,031	-0,019	-0,012
30	-0,004	-0,005	-0,013
15	-0,003	-0,008	-0,008
0	-0,005	-0,010	-0,003
-15	-0,005	-0,005	-0,001
-30	-0,003	0,002	-0,005
-45	-0,017	-0,016	-0,019
-60	-0,064	-0,068	-0,051

где  $\rho$  – фактическая плотность атмосферы,  $\rho_{ст}$  – стандартная плотность. Градиент ошибки высоты в рассматриваемом диапазоне вариаций плотности

составляет 
$$\frac{\partial(\Delta H)}{\partial(\delta\rho)} = 80 \frac{\text{м}}{\%}.$$

Известно, что случайные вариации плотности имеют такой же порядок величин, что и систематические. Поэтому при запуске РКН на средних широтах северного или южного полушарий ошибка по высоте может достигать порядка 1000 м, причем в отрицательную сторону, так как систематические вариации плотности отрицательны. При запуске РКН в зоне экватора ошибка по высоте меньше 100 м. Начальная ошибка РКН по высоте должна быть компенсирована на активном участке за счет увеличения гарантийных запасов топлива.

### **3. Вариация массы самолета-носителя в точке начала маневра**

Существуют следующие основные причины, вызывающие отклонение массы СН от расчетной (номинальной) величины 330 т в точке начала вертикального маневра:

- ошибка «сухой» массы СН;
- ошибка массы заправляемого топлива;
- ненормальный расход топлива от взлета до точки начала маневра;
- нерасчетное время полета до точки начала маневра из-за случайного (непрогнозируемого) струйного ветра.

Первые три причины могут изменить начальную массу СН в точке начала маневра суммарно на несколько сотен килограмм. Последняя причина может изменить начальную массу СН на несколько тонн, поэтому требует детального рассмотрения.

Заправка СН топливом для полета к заданной точке запуска РКН и расчет времени полета осуществляется с использованием прогноза ветра по маршруту. Прогноз может быть среднестатистическим с оценкой предельных отклонений ветра или основываться на данных разведки метеоусловий, для получения которых необходима информация от наземных служб или полет самолета-разведчика по заданному маршруту. Последнее может стать необходимым в случае, когда маршрут СН проходит над океаном, где оперативные данные о метеоусловиях отсутствуют.

Если точка запуска РКН находится на малом расстоянии от аэродрома пуска и время полета СН меньше одного часа, то прогноз ветра даже по метеоусловиям аэродрома может оказаться достаточно точным, что позволит правильно определить требуемую заправку топливом. В этом случае СН достигнет точки начала маневра в заданный момент времени, израсходовав всю предназначенную для перелета массу топлива. Следовательно, в точке начала маневра СН с РКН на борту будет иметь массу близкую к расчетной (330 т).

Когда точка запуска РКН находится на большом расстоянии от

аэродрома пуска, и время полета составляет несколько часов, то даже при наличии информации о метеоусловиях по маршруту полета СН нельзя гарантировать, что все топливо, предназначенное для перелета к точке начала маневра, будет полностью израсходовано к моменту прибытия в эту точку.

Если начальная масса СН в точке начала маневра будет отличаться от номинальной (330 т), то вертикальный маневр СН приведет к отклонению от номинальных параметров траектории в точке страгивания РКН.

В связи с тем, что основной причиной вариаций массы СН в точке страгивания является случайный струйный ветер, необходимо рассмотреть его природу и оценить пределы изменений.

Заправка СН топливом для полета к месту десантирования РКН должна производиться с учетом скорости среднего эффективного ветра по маршруту  $W_{cp}$ . В идеальном случае, когда ветер известен точно, заправка будет в точности соответствовать потребной, и в точке начала маневра СН будет иметь номинальную массу 330 т при осуществлении вертикального маневра.

Предварительно определим пределы вариаций заправки СН топливом в зависимости от идеально прогнозируемого ветра по маршруту полета СН.

Если  $L$  – дальность полета от аэродрома пуска до точки начала маневра,  $V(L)$  – средняя путевая скорость СН на этой дальности, то при отсутствии ветра ( $W_{cp} = 0$ ) номинальное время полета составляет

$$T = \frac{L}{V(L)}. \quad (3.1)$$

Величины средней путевой скорости полета СН от взлета до посадки для различных дальностей приведены в табл. 3.1.

При наличии известного ветра, средняя эффективная скорость (истинная) которого в проекции на плоскость движения СН равна  $W_{cp}$ , время полета будет

$$T_b = \frac{L}{V(L) + W_{cp}}. \quad (3.2)$$

Таблица 3.1 – Средняя путевая скорость полета СН от взлета до посадки  
для различных дальностей (км/ч)

Дальность, км	0	100	200	300	400	500	600	700	800	900
0					415	432	460	510	540	580
1000	600	607	616	617	625	640	644	650	654	660
2000	665	668	674	678	684	689	694	700	704	707
3000	710	712	714	716	718	720	720	720	720	720

Таблица 3.2 – Средний часовой расход топлива

Параметр	Продолжительность полета, ч										
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Средний расход, т/ч	17,5	16,1	15	14	13,45	13,1	12,85	12,6	12,45	12,35	12,3

Средний часовой расход топлива  $M_{\text{расх}}$  зависит от продолжительности полета (см. табл. 3.2). Зная времена полета (3.1) и (3.2), можно определить расход топлива

$$M_{\text{топ}} = M_{\text{расх}}(T) \cdot T$$

для траектории без ветра и

$$(M_{\text{топ}})_{\text{в}} = M_{\text{расх}}(T_{\text{в}}) \cdot T_{\text{в}}$$

для траектории с ветром. Разность этих величин определяет вариацию  $\Delta M_{\text{топ}}$  номинальной заправки СН топливом, которая необходима для компенсации действия известного ветра:

$$\Delta M_{\text{топ}} = (M_{\text{топ}})_{\text{в}} - M_{\text{топ}} = M_{\text{топ}} \left[ \frac{M_{\text{расх}}(T_{\text{в}}) / M_{\text{расх}}(T)}{1 + W_{\text{ср}} / V(L)} - 1 \right].$$

При встречном ветре ( $W_{\text{ср}} < 0$ ) часть топлива СН будет расходоваться на преодоление этого ветра. Верхняя часть построенных на рис. 3.1 зависимостей

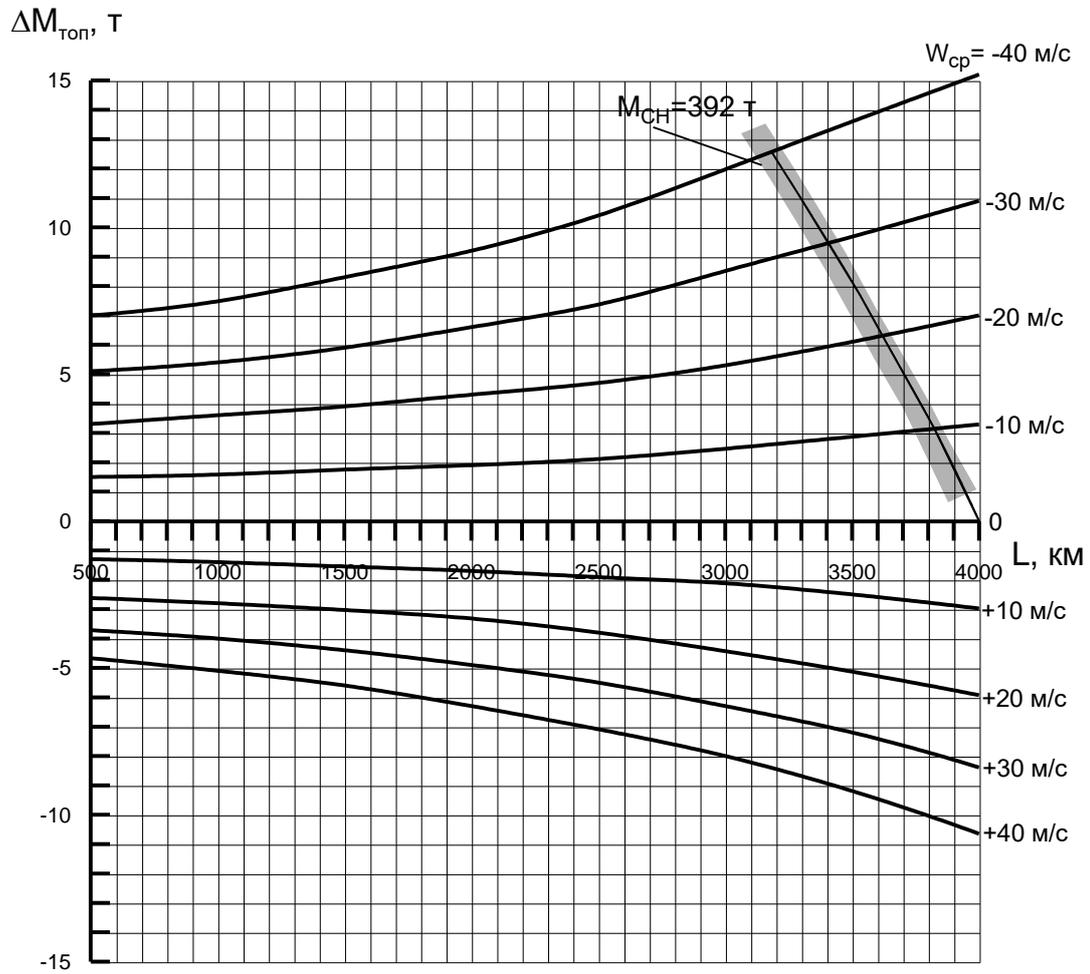


Рисунок 3.1 - Потребное топливо для компенсации действия ветра

показывает потребное увеличение заправки СН топливом ( $\Delta M_{\text{топ}} > 0$ ) и соответствующее увеличение взлетной массы СН в зависимости от дальности полета  $L$  и скорости встречного ветра  $W_{\text{ср}}$ .

В случае попутного ветра ( $W_{\text{ср}} > 0$ ) топливо, наоборот, экономится, т.е.  $\Delta M_{\text{топ}} < 0$ . Величину экономии топлива иллюстрируют нижние зависимости на рис. 3.1. Отсюда следует, что при известном попутном ветре заправка СН топливом может быть уменьшена на величину  $\Delta M_{\text{топ}} < 0$ . Если заправка (и взлетная масса СН) не уменьшается, то при полете по заданному маршруту с попутным ветром  $W_{\text{ср}} > 0$  масса СН в конечной точке будет больше на величину сэкономленного топлива.

СН должен прибыть в точку начала маневра в назначенное время и при этом иметь массу около 330 т. Для удовлетворения указанным требованиям имеются следующие возможности:

- вариация массы заправляемого топлива;
- коррекция времени вылета СН с аэродрома пуска с учетом метеопрогноза или с использованием информации от самолета-разведчика погоды, а также от других пролетающих по маршруту самолетов;
- полет с уменьшенной тягой двигателей для расхода избыточного топлива и времени;
- проведение специальных горизонтальных маневров на маршруте перелета с целью дополнительного расхода топлива и времени.

Посредством рационального использования указанных возможностей необходимо минимизировать ошибку времени прибытия и отклонение массы СН от расчетной в точке начала маневра при наличии случайных ветровых возмущений.

Проанализируем возможные случаи перелета СН с аэродрома пуска до точки начала маневра. Предполагается, что прогнозный эффективный струйный ветер известен и учтен при расчете заправки СН топливом, а также при определении времени вылета с аэродрома пуска для достижения в заданный момент времени точки начала маневра на крейсерском режиме полета.

Если взлетная масса СН фиксирована, то при полете на максимальную дальность топливо для компенсации случайного встречного ветра ( $W_{cp} < 0$ ) будет расходоваться из основного запаса топлива, что приведет к уменьшению максимальной дальности. При случайном попутном ветре, наоборот, топливо из основного запаса экономится, что приводит к увеличению дальности.

В случае максимальной допустимой взлетной массы СН  $M_{СН} = 392$  т встречный ветер  $W_{cp} = -36$  м/с уменьшает максимальную дальность полета от 4000 км (при отсутствии ветра) до 3300 км, т.е. на 700 км. При этом расход топлива на преодоление указанного встречного ветра составляет около 11 т (см. рис. 3.1). Отсюда следует, что в случае планирования операции с учетом предельного случайного ветра (2.1) максимальная дальность от аэродрома пуска до места десантирования не должна превышать 3300 км.

Если окажется, что случайный ветер отсутствует ( $W_{cp} = 0$ ), то в момент достижения указанной дальности, т.е. в точке начала маневра, масса СН будет на 11 т превышать номинальную величину (330 т) и достигать 341 т.

Если случайный ветер окажется попутным, причем максимальным возможным ( $W_{cp} = +36$  м/с), то в точке начала маневра на дальности 3300 км масса СН увеличится еще на 8 т за счет экономии топлива (рис. 3.1). При этом суммарное увеличение массы СН станет  $11 \text{ т} + 8 \text{ т} = 19 \text{ т}$ , и в точке начала маневра масса СН достигнет 349 т. Такое превышение номинальной массы (330 т) на 19 т может снизить динамику выполнения вертикального маневра и соответственно ухудшить параметры движения СН в точке страгивания РКН.

В табл. 3.3 представлена вариация массы СН в точке начала маневра «Горка» при наличии случайного струйного ветра (2.1). Там же приведена предлагаемая модель вариаций массы для статистического моделирования (Монте-Карло) в совокупности с другими возмущениями. Модель несколько скорректирована относительно исходных данных с целью упрощения.

В предположении нормального закона распределения имеем среднее квадратичное отклонение массы СН из-за воздействия ветра  $\sigma_{\Delta m} = 3,33$  т и

Таблица 3.3 – Вариация массы СН в точке начала маневра «Горка»  
при наличии случайного струйного ветра  $\pm 36$  м/с, т

Скорость ветра, м/с	-36	0	+36
При сокращении дальности полета на 700 км	0	+11	+19
Модель вариаций массы СН	0 ( $-3\sigma_{\Delta m}$ )	+10 (МО)	+20 ( $+3\sigma_{\Delta m}$ )

предельные отклонения  $\pm 3\sigma_{\Delta m} = \pm 10$  т относительно математического ожидания  $МО(\Delta m) = 10$  т.

Вариации массы СН в точке начала маневра приведут к отклонению от расчетных параметров траектории в точке страгивания РКН и повлияют на массу полезной нагрузки на экваториальной орбите высотой 200 км. В табл. 3.4 показаны результаты моделирования участков «Горка» и «Перегрузка» при следующих вариациях массы СН в начале участка «Горка»: 0, +5, +10, +15, +20 т. Предполагается, что параметры траектории в начале участка «Горка» одинаковы:

- высота 9270 м;
- скорость истинная 233 м/с;
- угол наклона траектории  $-1^\circ$ .

Видно, что указанные вариации массы СН мало влияют на параметры траектории в точке страгивания. Для самой большой массы (+20 т) истинная скорость (ИС) и высота практически не меняются, а угол наклона траектории уменьшается всего на  $0,7^\circ$  по сравнению с новой номинальной величиной  $23^\circ$  (с учетом увеличения массы СН на 10 т).

Таблица 3.4 – Влияние массы СН в начале участка «Горка» на параметры движения в точке страгивания и полезную нагрузку

Параметры движения в точке страгивания	Вариации массы СН в точке начала маневра «Горка», т (Горизонтальный струйный ветер, м/с)				
	0 (-36)	+5 (-18)	+10 (0)	+15 (+18)	+20 (+36)
Время <sup>1)</sup> , с	20,9	21,1	21,3	21,4	21,6
Высота, м	10254	10251	10243	10236	10215
Дальность <sup>1)</sup> , м	4320	4365	4412	4438	4482
Скорость (без учета ветра) ИС, м/с	180,4	180,6	180,7	180,9	181,0
Угол наклона траектории, град	24,05	23,61	23,05	22,67	22,33
Угол атаки, град	3,48	3,53	3,56	3,60	3,65
Изменение массы полезной нагрузки из-за вариаций массы СН в точке страгивания, кг	0	-3	-11	-13	-16
Изменение скорости в точке страгивания из-за ветра при $\theta=24^\circ$ м/с	-33	-16,5	0	+16,5	+33
Суммарное изменение массы полезной нагрузки, кг	-99	-53	-11	+37	+83

<sup>1)</sup> От точки начала участка «Горка».

В табл. 3.4 дано также изменение массы выводимой на орбиту полезной нагрузки только за счет вариации начальной массы СН. Видно, что полезная масса меняется незначительно, всего от 0 до -16 кг, при изменении массы СН в точке начала маневра «Горка» от 0 до +20 т.

Результирующее изменение массы выводимой полезной нагрузки с учетом вариаций начальной массы СН и ветра более ощутимо: от -99 кг при встречном ветре -36 м/с до +83 кг при попутном ветре +36 м/с.

В построенной модели возмущений корреляция между струйным ветром и вариацией начальной массы СН в точке начала маневра «Горка» не учитывается, чтобы не усложнять эту модель.

#### **4. Разброс параметров движения самолета-носителя в точке начала маневра «Горка»**

На участке «Разгон», т.е. от точки начала маневра до точки начала участка «Горка», предполагается управление СН в ручном режиме. Чтобы уменьшить разброс времени при вертикальном маневре, в АНТК им. О.К.Антонова принят следующий способ управления СН. При достижении требуемой скорости  $V=520$  км/ч ПР (или  $\pm 144,4$  м/с ПР) она выдерживается вручную постоянной до конца участка «Разгон». Максимальное допустимое число  $M=0,77$ . Летчику ставится дополнительная задача по выдерживанию номинального времени участка «Разгон», которое принято равным 50 с. После истечения этого времени начинается участок «Горка», когда СН переводится в режим набора высоты с перегрузкой  $n_y > 1$ .

Возможный разброс параметров движения СН в точке начала маневра «Горка» задает область начальных условий для интегрирования уравнений возмущенного движения от указанной точки до точки страгивания РКН.

Классный летчик, который пилотирует самолет на уровне отметки «хорошо», выдерживает заданную скорость с точностью  $\pm 10$  км/ч ПР ( $\pm 3\sigma_v$ ). Сам указатель скорости показывает ее с точностью  $\pm 5,6$  км/ч ПР ( $\pm 2\sigma_v$ ). Приборная ошибка в пересчете на  $\pm 3\sigma_v$  дает величину  $\pm 8,4$  км/ч ПР. Тогда суммарная ошибка по скорости в точке начала участка «Горка» составит

$$\pm 3\sigma_v = \pm 13 \text{ км/ч ПР, или } \pm 3\sigma_v = \pm 3,6 \text{ м/с ПР.}$$

На высоте  $H=9360$  км математическое ожидание истинной скорости СН в точке начала маневра «Горка» и ее предельные отклонения ( $\pm 3\sigma_v$ ) будут

равны соответственно

$$V = 233 \text{ м/с} \pm 6 \text{ м/с ИС (без учета струйного ветра)} \quad (4.1a)$$

$$V = 233 \text{ м/с} \pm 33,5 \text{ м/с ИС (с учетом струйного ветра)} \quad (4.1б)$$

Угол наклона траектории на участке «Разгон» не контролируется. На основе результатов моделирования ручного пилотирования на участке «Разгон», проведенных в АНТК им. О.К.Антонова (Киев) с использованием пилотажного стенда, можно принять для угла наклона траектории  $\theta$  в точке начала маневра «Горка» следующие значения математического ожидания и его предельных отклонений ( $\pm 3\sigma_\theta$ ):

$$\theta = -0,7^\circ \pm 1,0^\circ. \quad (4.2)$$

Режим стабилизации барометрической высоты полета СН Ан-124-100 реализуется с точностью  $\pm 60 \text{ м}$  ( $\pm 2\sigma_H$ ). С учетом результатов моделирования, приведенных в АНТК им. О.К.Антонова, можно принять для высоты СН в начале маневра «Горка» следующие значения математического ожидания и предельных отклонений ( $\pm 3\sigma_H$ ):

$$H = 9360 \text{ м} \pm 180 \text{ м}. \quad (4.3)$$

Продольная дальность участка «Разгон» не контролируется. Используя те же результаты моделирования, можно принять для продольной дальности от точки начала маневра «Горка» следующие значения математического ожидания и предельных отклонений ( $\pm 3\sigma_L$ ):

$$L = 11000 \text{ м} \pm 450 \text{ м}. \quad (4.4)$$

Заданное время движения СН на участке «Разгон» летчику удается выдержать с некоторой ошибкой. Предварительно в АНТК им. О.К.Антонова получены следующие оценки математического ожидания и предельных отклонений ( $\pm 3\sigma_t$ ) времени движения на участке «Разгон»:

$$t = 49 \text{ с} \pm 1,5 \text{ с}. \quad (4.5)$$

Концептуальная модель начальных ошибок параметров движения СН в точке начала участка «Горка» включает соотношения (4.1), (4.2), (4.3), (4.4) и (4.5). В основу этой модели положены результаты моделирования в АНТК

им. О.К.Антонова полета СН на участке «Разгон» при ручном пилотировании на моделирующем стенде. Значения математических ожиданий и предельных разбросов параметров движения СН на участке «Разгон» определяются, в основном, «человеческим» фактором, т.е. подготовкой и умением летчика.

Ошибки параметров движения СН в точке начала маневра «Горка», т.е. отклонение параметров от их математических ожиданий (номинальных значений), трансформируются при выполнении маневров «Горка» и «Перегрузка» в ошибки параметров движения в точке страгивания с учетом возможных вариаций начальной массы СН и действующих порывов ветра на этих участках. Получившиеся ошибки параметров движения СН в точке страгивания одновременно являются начальными ошибками для РКН, которая в момент страгивания начинает движение внутри СН под действием газов пневмогазогенератора. После выхода РКН из СН начинается раздельное движение РКН и СН. Ошибки параметров движения РКН в точке разделения определяются ошибками параметров движения СН в точке страгивания и ошибками, накопленными в процессе разделения РКН и СН, который имеет длительность порядка 2,5 с.

##### **5. Статистический анализ возмущенных траекторий самолета-носителя на участке вертикального маневра**

Рассмотренная модель возмущений, действующих на СН на участке от точки начала маневра «Горка» до точки страгивания РКН, включающая

- начальные ошибки параметров движения СН;
- отклонение начальной массы СН от номинальной величины (330 т) из-за случайного струйного ветра, а также этот ветер;
- порыв ветра,

позволяет оценить в первом приближении предельные разбросы ( $\pm 3\sigma$ ) параметров движения в точке страгивания и соответствующие им вариации выводимой на орбиту массы полезной нагрузки.

В число оцениваемых параметров движения СН в точке страгивания входят:

- время движения;
- истинная скорость;
- угол наклона траектории;
- высота;
- дальность.

Эти параметры имеют следующие номинальные значения (для массы СН 330 т):

$$t_{TC} = 20,9 \text{ с}; \quad V_{TC} = 180,4 \text{ м/с}; \quad \theta_{TC} = 24^\circ; \quad H_{TC} = 10254 \text{ м}; \quad L_{TC} = 4320 \text{ м}. \quad (5.1)$$

В первом приближении можно предположить, что начальные ошибки параметров движения в точке начала маневра «Горка» (5.1) переходят без изменений в ошибки параметров движения в точке страгивания.

Влияние ошибок начальной массы СН и случайного струйного ветра на параметры движения РКТ в точке страгивания определено численным моделированием траекторий полета СН от точки начала маневра «Горка» до точки страгивания.

Влияние дискретных вертикальных порывов на параметры движения СН в точке страгивания также определено численным моделированием. Для получения мажоритарных оценок выбраны времена появления порыва ветра, которые дают экстремальные отклонения каждого параметра движения СН. Скорость рассмотренного порыва  $W_B = 12,9 \text{ м/с}$  соответствует  $\sigma_W = 4,5$  [1].

Источники ошибок и порождаемые этими ошибками мажоритарные предельные ( $\pm 3\sigma$ ) отклонения параметров движения СН в точке страгивания приведены в табл. 5.1. Суммарные ошибки вычислены в предположении независимости трех составляющих, т.е. суммированием под корнем.

В необходимых случаях ошибки по времени  $\Delta t = \pm 2,2 \text{ с}$  и дальности  $\Delta L = \pm 520 \text{ м}$  в точке страгивания могут быть компенсированы на активном участке РКН за счет небольших вариаций тяг двигателей второй ступени и/или КРБ практически без потерь массы выводимой полезной нагрузки [4].

Таблица 5.1 – Мажоритарные предельные ( $\pm 3\sigma$ ) отклонения параметров движения в точке страгивания РКН при наличии возмущений

Параметры траектории	Источники возмущений			Суммарные ошибки
	Начальные ошибки движения в точке начала маневра «Горка»	Ошибки начальной массы СН и случайный ветер	Дискретный порыв ветра	
Время, с	$\pm 1,5$	$\pm 0,4$	$\pm 1,6$	$\pm 2,2$
Скорость ИС, м/с	$\pm 6$	$\pm 33,0$ (с ветром) $\pm 0,3$ (без ветра)	$\pm 8$	$\pm 34,5$ (с ветром) $\pm 10$ (без ветра)
Угол наклона траектории, град	$\pm 1$	$\pm 1$	$\pm 1,9$	$\pm 2,4$
Высота, м (барометрическая)	$\pm 180$	$\pm 28$	$\pm 120$	$\pm 218$
Дальность, м	$\pm 450$	$\pm 90$	$\pm 250$	$\pm 520$

Ошибки по скорости, углу наклона траектории и высоте в точке страгивания можно оценить в эквивалентных вариациях массы выводимой полезной нагрузки с использованием производных [1]:

$$\Delta m_{\text{пн}}(\Delta V_{\text{ТС}}) = 3 \frac{\text{кг}}{\text{м/с}} \cdot (\pm 34,5 \text{ м/с}) = \pm 103,5 \text{ кг},$$

$$\Delta m_{\text{пн}}(\Delta \theta_{\text{ТС}}) = 8 \frac{\text{кг}}{\text{град}} \cdot (\pm 2,4 \text{ град}) = \pm 19,2 \text{ кг},$$

$$\Delta m_{\text{пн}}(\Delta H_{\text{ТС}}) = 0,07 \frac{\text{кг}}{\text{м}} \cdot (\pm 218 \text{ м}) = \pm 15,3 \text{ кг}.$$

В первом приближении можно предположить независимость всех вариаций массы нагрузки и оценить ее возможные суммарные вариации, порождаемые всеми возмущениями, которые действуют на участке полета от точки начала участка «Горка» до точки страгивания РКН:

$$\Delta m_{\text{пн}\Sigma} = \pm 106 \text{ кг}.$$

Из проведенного предварительного анализа точности выдерживания номинальных параметров движения СН в точке страгивания следует, что полученная точность является приемлемой для выведения РКН. Оценка возможных вариаций массы полезной нагрузки вследствие ошибок параметров движения не выходит за пределы  $\pm 106$  кг. Наиболее значимым возмущением оказался случайный струйный ветер ( $\pm 36$  м/с). Без случайного струйного ветра имеем  $\Delta m_{\text{пн}}(\Delta V_{\text{ТС}}) = \pm 30$  кг и  $\Delta m_{\text{пн} \Sigma} = \pm 39$  кг. Полученная вариация массы полезной нагрузки ( $\pm 106$  кг с ветром или  $\pm 39$  кг без ветра) должна быть компенсирована за счет увеличения гарантийных запасов топлива.

Предварительные оценки предельных ошибок параметров движения РКН в точке страгивания, показанные в табл. 5.1, были скорректированы после проведения статистического анализа методом Монте-Карло с учетом части возмущений. Не рассматривались только струйный ветер и горизонтальная составляющая случайного порыва ветра.

С учетом модели вариаций массы СН в точке начала участка «Горка» номинальная начальная масса возросла от 330 т до 340 т. Новая номинальная траектория для увеличенной массы СН имеет следующие параметры движения в точке страгивания:

$$t_{\text{ТС}} = 20,6 \text{ с}; \quad V_{\text{ТС}} = 182,3 \text{ м/с}; \quad \theta_{\text{ТС}} = 23^\circ; \quad H_{\text{ТС}} = 10221 \text{ м}; \quad L_{\text{ТС}} = 4265 \text{ м}. \quad (5.2)$$

Расчет возмущенных траекторий проводился на базе разработанной в АНТК им. О.К.Антонова программы невозмущенного движения самолета.

В табл. 5.2 дано сравнение математических ожиданий, полученных путем расчета 100 и 1000 возмущенных траекторий, с номинальными параметрами движения СН в точке страгивания (5.2).

Видно, что математические ожидания контролируемых параметров движения СН в точке страгивания, полученные для 100 и 1000 возмущенных траекторий, практически совпадают со своими номинальными значениями.

В табл. 5.3 представлено сравнение мажоритарной оценки точности ( $\pm 3\sigma$ ) параметров движения СН в точке страгивания с результатами статистических испытаний.

Таблица 5.2. – Сравнение математических ожиданий параметров движения СН в точке страгивания при статистических испытаниях с их номинальными значениями

Параметры траектории	Номинальные (для $m_{СН}=340$ т)	Математические ожидания	
		100 траекторий	1000 траекторий
Время, с *)	20,6	20,5	20,5
Скорость ИС, м/с	182,3	182,7	182,5
Угол наклона траектории, град	23	22,9	23
Высота, м	10221	10227	10217
Дальность, м *)	4265	4255	4265

\*) относительно точки начала маневра «Горка»

Таблица 5.3. – Сравнение мажоритарной оценки точности ( $\pm 3\sigma$ ) параметров движения СН в точке страгивания с результатами статистических испытаний

Параметры траектории	Мажоритарная оценка	Статистические испытания	
		100 траекторий	1000 траекторий
Время, с	$\pm 2,2$	$\pm 1,9$	$\pm 1,8$
Скорость ИС, м/с	$\pm 10$	$\pm 4$	$\pm 4$
Угол наклона траектории, град	$\pm 2,4$	$\pm 2,4$	$\pm 2,8$
Высота, м	$\pm 218$	$\pm 214$	$\pm 187$
Дальность, м	$\pm 520$	$\pm 493$	$\pm 502$

Видно, что полученные при статистическом анализе предельные отклонения параметров движения СН приемлемо совпадают с мажоритарной оценкой. Некоторая разница объясняется тем, что для мажоритарной оценки использованы такие времена приложения вертикального порыва, которые

дают экстремальные отклонения каждого из контролируемых параметров движения. Кроме того, рассматривался только максимальный по величине порыв ветра, соответствующий  $\pm 4,5\sigma_w$ . Еще одной причиной некоторого рассогласования результатов является перенос (для получения мажоритарной оценки) начальных ошибок движения СН из точки начала маневра «Горка» в точку страгивания без изменений.

### **Заключение**

Проведенный анализ возмущений на участке вертикального маневра СН с целью определения возможных отклонений параметров траектории от номинальных значений в точке страгивания при десантировании РКН «Полет» позволяет сделать следующие выводы:

1. Рассмотренные возмущения на участке вертикального маневра СН включают:

– атмосферные возмущения (вертикальный и горизонтальный порывы ветра, струйный ветер, отклонения параметров атмосферы от стандартных значений);

– отклонения параметров движения от номинальных в точке начала участка «Горка»;

– отклонение массы СН от номинальной величины (330 т) вследствие случайного струйного ветра по маршруту полета;

– «человеческий» фактор ручного пилотирования на участке «Разгон».

2. Наряду с ограничениями по перегрузке и допустимому углу атаки рассматривается точность выдерживания номинальных параметров движения в точке страгивания РКН (начальные ошибки положения точки подвижного старта) и эквивалентное изменение массы выводимой полезной нагрузки.

3. Предварительная оценка мажоритарных предельных ошибок ( $\pm 3\sigma$ ) параметров движения СН в точке страгивания при наличии рассмотренных возмущений дала следующие результаты:

$\Delta t_{TC} = \pm 2,2$  с;  $\Delta V_{TC} = \pm 34,5$  м/с при случайном струйном ветре и  $\pm 10$  м/с без этого ветра;  $\Delta \theta_{TC} = \pm 2,4^\circ$ ;  $\Delta H_{TC} = \pm 218$  м;  $\Delta L_{TC} = \pm 520$  м.

Такие ошибки допустимы в смысле реализации ТТТ, предъявленных к АРК КН «Воздушный старт». Ошибки по времени и дальности в необходимых случаях могут быть компенсированы путем малых вариаций тяг двигателей второй ступени и/или КРБ. Ошибки по скорости, углу наклона траектории и высоте в совокупности эквивалентны предельным вариациям ( $\pm 3\sigma$ ) массы полезной нагрузки порядка  $\pm 106$  кг при случайном струйном ветре и  $\pm 39$  кг без этого ветра, которые должны быть компенсированы за счет увеличения гарантийных запасов топлива.

4. Мажоритарные оценки предельных ошибок, в целом, подтверждены статистическим анализом (методом Монте-Карло) возмущенных траекторий. Математические ожидания параметров движения при расчете 100 и 1000 возмущенных траекторий близки к своим номинальным значениям. Средние квадратичные отклонения удовлетворительно совпадают с мажоритарной оценкой.

### **Литература**

1. Сихарулидзе Ю.Г., Иванов Р.К., Борисов А.В. Анализ порывов ветра на участке вертикального маневра («Горка») самолета-носителя в целях десантирования ракеты-носителя. Препринт Института прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН, 2005, № .
2. З.М.Маховер, Г.Я.Наровлянский, С.В.Солонин. Метеорологические условия на международных воздушных трассах. Гидрометеиздат. Ленинград, 1973.
3. COSPAR International Reference Atmosphere 1986 (CIRA 1986).
4. Сихарулидзе Ю.Г., Карпов А.С., Иванов Р.К. Концепция управления ракетой-носителем воздушного старта с компенсацией начальных ошибок по дальности и времени при прямом выведении в точку встречи на орбите// Космические исследования. 2005. Т.44. №5. С.