

УДК 629.782

Д.В. МАЙДАНЮК

Днепропетровский национальный университет, Украина

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ДЕСАНТИРОВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ РАКЕТНОЙ СИСТЕМЫ

Рассмотрена проблема обеспечения безопасного десантирования орбитальной ступени (ракеты-носителя) из грузового отсека военно-транспортного самолета Ан-124-100 в процессе "воздушного" старта. С использованием разработанной автором методики, проведен анализ десантирования орбитальной ступени и оптимизация основных параметров траекторий движения, обеспечивающих безопасное отделение с минимальными энергетическими потерями.

авиационно-космические системы, орбитальная ступень, самолет-носитель, параметрическая оптимизация траектории, оптимальное управление

Введение

Обеспечение безопасного отделения ракетной орбитальной ступени (ОС) от самолета-носителя (СН) в процессе воздушного старта является одной из сложных задач проектирования авиационно-космических ракетных систем (АКРС) [1, 4, 6 – 8]. Схема размещения и способ отделения ОС могут оказать существенное влияние на энергетические характеристики АКРС и уровень безопасности старта, и определяются исходя из габаритных, массово-центровочных характеристик ОС и СН, а также компоновочных возможностей самолета.

Существует достаточно большое количество принципиальных схемных и конструктивных вариантов размещения ОС на борту СН [6, 7, 9]. Например, в работе [6] проанализированы различные варианты размещения ОС внутри фюзеляжа СН (рис.1), при таком размещении увеличивается дальность полета СН к точке запуска, расширяются оперативные возможности АКРС, масса и габариты ОС могут быть увеличены для повышения массы выводимой полезной нагрузки, не требуется существенных доработок конструкции СН. В то же время, подобная схема размещения осложняет безударное отделение ОС при десантировании из грузового отсека самолета.

В работах [2, 3, 7] приведены результаты моделирования процесса десантирования ОС при внутрифюзеляжном креплении, оценены основные кинематические и динамические параметры движения ОС и возможности соударения с конструкцией самолета. Однако вопросы оптимизации основных технико-конструктивных параметров процесса десантирования, в частности, вытягивающего усилия парашюта, а также оценки их влияния на энергетические характеристики АКРС недостаточно хорошо освещены в литературе.

Целью работы является увеличение энергетических характеристик АКРС и повышение уровня безопасности старта путем выбора оптимальных параметров процесса десантирования ОС из СН, включая параметры траектории движения СН.

Рассмотрим пример АКРС, на базе военно-транспортного самолета Ан-124-100 и твердотопливной двухступенчатой ракеты, используемой в качестве ОС. Проектные работы по созданию такой системы проводились в ГKB «Южное» в рамках проекта "Space Clipper" [10].

Постановка задачи. Для схем размещения ОС, приведенных на рис. 1, необходимо разработать алгоритм поиска оптимальных параметров десантирования ОС, включая траекторные параметры СН и

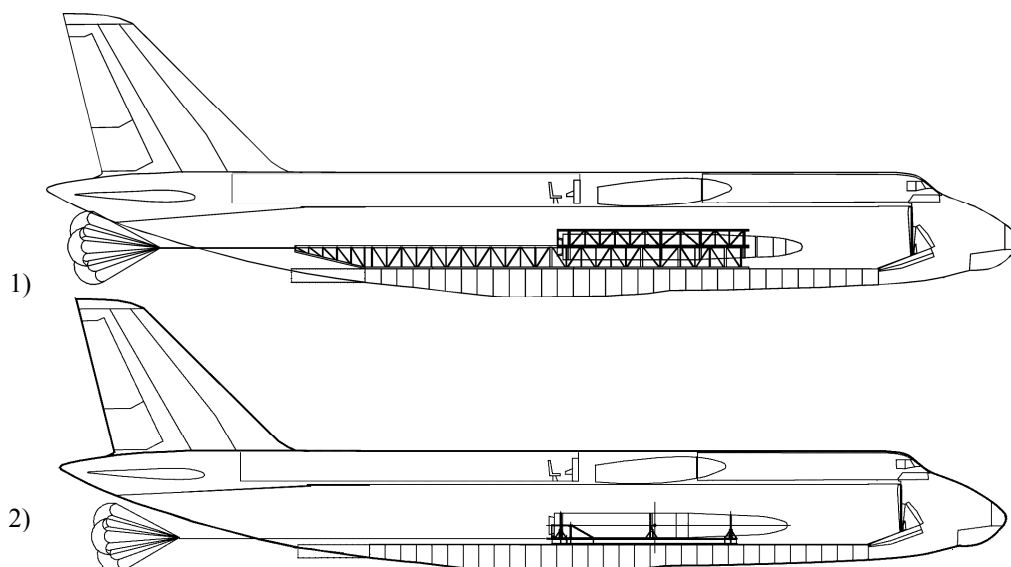


Рис. 1. Схема размещения ОС внутри фюзеляжа СН при транспортировке и отделении:

1 – с верхней сбрасываемой рамой и парашютной системой (ПС);

2 – с нижней сбрасываемой платформой и ПС

ОС. В качестве критерия оптимальности примем энергетическую эффективность комплекса.

Схема движения. Непосредственно процесс отделения ОС от СН определяется интервалом времени от момента подачи команды на разрыв элементов крепления ОС в СН до момента включения двигателя ОС [3]. Схема движения СН включает участок предстартового разгона, во время которого осуществляется маневр в вертикальной плоскости и участок расхождения, определяемый временем от включения двигательной установки ОС до момента отставания от СН на безопасное расстояние. На участке разгона ОС неподвижно закреплена внутри фюзеляжа СН. Реализуемость такой схемы движения, определяется в соответствии с эксплуатационными требованиями и конструктивными ограничениями, исключающими соударения и повреждения конструкций обоих летательных аппаратов, превышение допустимых нагрузок, угловых скоростей, углов атаки и скольжения.

Целевой функционал задачи. При исследовании задачи десантирования ОС в качестве критерия оптимизации J примем прибавку массы полезного груза, выводимого ОС на круговую орбиту:

$$J = \Phi(\bar{x}(t_k), \bar{u}(t_k), \bar{p}, t_k) = \Delta m_{n2}, \quad (1)$$

где $\bar{p}$, $\bar{u}(t)$ – векторы управляющих параметров и функций;

$\bar{x}$ – вектор переменных состояния, определяемый математической моделью процесса отделения:

$$\dot{\bar{x}}(t) = f(t, \bar{x}(t), \bar{u}(t)), \quad t \in [t_0, t_k].$$

Очевидно, что задачей оптимизации является максимизация принятого критерия (1) при условии выполнения наложенных ограничений.

Чтобы не рассматривать траекторный участок движения ОС, в первом приближении воспользуемся частными производными, характеризующими зависимость прибавки к массе полезного груза Δm_{n2} от величин стартовой скорости V_{cm} , высоты полета H_{cm} , и угла наклона вектора скорости к местному горизонту θ_{cm} :

$$\Delta m_{n2} = \frac{\partial m_{n2}}{\partial V_{cm}} \Delta V_{cm} + \frac{\partial m_{n2}}{\partial H_{cm}} \Delta H_{cm} + \frac{\partial m_{n2}}{\partial \theta_{cm}} \Delta \theta_{cm},$$

$\Delta V_{cm}, \Delta H_{cm}, \Delta \theta_{cm}$ – соответственно приращения относительно некоторых базовых значений параметров старта, для которых проводилась оценка производных. Окончательно выражение (1) запишем как

$$J = \frac{\partial m_{n2}}{\partial V_{cm}} (V_k - V_{\delta az}) + \frac{\partial m_{n2}}{\partial H_{cm}} (H_k - H_{\delta az}) + \frac{\partial m_{n2}}{\partial \theta_{cm}} (\theta_k - \theta_{\delta az});$$

значения производных для случая выведения на круговую экваториальную орбиту высотой 500 км следующие:

$$\frac{\partial m_{n2}}{\partial V_{cm}} = 0,74 \frac{\kappa z}{\text{м/с}}; \frac{\partial m_{n2}}{\partial H_{cm}} = 0,016 \frac{\kappa z}{\text{м}}; \frac{\partial m_{n2}}{\partial \theta_{cm}} = 1,37 \frac{\kappa z}{\text{град}}$$

Состав управляющих функций и параметров.

Определим программу движения СН законами управления по каналам тангажа $\varphi_c(t)$, рысканья $\psi_c(t)$, крена $\gamma_c(t)$ и законом изменения тяги двигательной установки СН – $P_c(t)$. Формирование траектории на участке разгона происходит в вертикальной плоскости, поэтому рационально принять $\psi_c^I(t) = 0$, $\gamma_c^I(t) = 0$, $u_1 = \dot{\varphi}_c^I(t)$ и $u_2 = P_c(t)$. Параметры движения ОС внутри фюзеляжа определяются, преимущественно, вытягивающим усилием ПС – $P_g(V)$ и изменением угла тангажа СН. В качестве управляющих параметров примем момент времени начала процесса десантирования – t_k^I , и номинальную величину усилия – P_g на момент начала десантирования.

После потери кинематической связи, ОС совершает неуправляемый полет до набора необходимого расстояния, принимаемого в соответствии с требованиями безопасности. Запуск двигателя ОС осуществляется в момент времени t_k^{III} , при условии $r_k(t) > r^{kp}$, где $r_k(t)$ – расстояние между летательными аппаратами в момент запуска, r^{kp} – “безопасное” расстояние. На участке расхождения летательных аппаратов управление ОС осуществляется по каналу тангажа $u_3 = \dot{\varphi}_p^{IV}(t)$.

Состав ограничений задачи. В течении всего процесса отделения активными ограничениями являются эксплуатационные ограничения по допустимым, критическим величинам угла атаки α_c^{kp} , скорости V_c^{kp} и высоты полета h_c^{kp} для СН. Для ОС ограничиваются величина динамических реакций в узлах опор и критические зазоры между подвижной частью ее конструкции и потолком грузового отсека СН. С целью обеспечения управляемости также наложено ограничение на величину угловой скорости ОС ω_z^p в момент запуска двигателя, и ограничение на величину допустимых аэродинамических нагрузок. Состав управляющих функций, параметров и траекторных ограничений представлен в табл. 1.

Таблица 1

Управляющие переменные и состав ограничений задачи

Участок движения, интервал времени	Управляющие функции и параметры $\underline{p}, \underline{u}(t)$	Состав ограничений ($C_i \leq 0$)	
		СН	ОС
Участок I Разгон СН $[t_0, t_k^I]$	$u_1 = \dot{\varphi}_c(t)$ $u_2 = P_c(t)$ $p_1 = t_k^I$	$C_1 = V_c(t) - V_c^{kp}$ $C_3 = \alpha_c(t) - \alpha_c^{kp}$	$C_2 = h_c(t) - h_c^{kp}$ $C_4 = \dot{\varphi}_c(t) - \dot{\varphi}_{\max}^c$
Участок II Десантирование ОС $[t_k^I, t_k^{II}]$	u_1, u_2 , $p_2 = P_g$	C_1, C_2, C_3, C_4	$C_5 = \Delta_{\text{сн-ос}}^{\min} - \Delta_{\text{сн-ос}}(t)$ $C_6 = R_{\text{сн-ос}}(t) - R_{\text{сн-ос}}^{\max}$
Участок III Отставание ОС от СН $[t_k^{II}, t_k^{III}]$	u_1, u_2 $p_2 = P_g$	C_1, C_2, C_3, C_4, C_5	$C_7 = \omega_z^p(t) - \omega_{z\max}^p$ $C_8 = q_{V\alpha}^p(t) - q_{V\alpha\max}^p$
Участок IV Расхождение ОС и СН $[t_k^{III}, t_k]$	u_1, u_2 $u_3 = \dot{\varphi}_p(t)$	C_1, C_2, C_3, C_4, C_5	C_7, C_8

Решение задачи. Анализ результатов

Математическая модель. Для решения поставленной задачи использована модель пространственного движения со следующими основными упрощающими допущениями: движение элементов АКРС в процессе разделения описывается как движение твердых тел, без учета упругого взаимодействия, происходит в невозмущенной воздушной среде, аэродинамическое обтекание тел стационарное, эффекты взаимного влияния при обтекании не учитываются. Аэродинамические силы и моменты определяются для условий стандартной атмосферы по ГОСТ 4401-84. Земля неподвижная, использована плоскопараллельная модель гравитационного поля.

Для определения местоположения летательных аппаратов относительно поверхности Земли и углового положения их осей и векторов скорости использованы нормальная земная $O_0x_g y_g z_g$, связанная $O^{c(p)}x^{c(p)}y^{c(p)}z^{c(p)}$ и скоростная $O^{c(p)}x_v^{c(p)}y_v^{c(p)}z_v^{c(p)}$ системы координат.

Расчетные выражения для реакций, сил и моментов приведены в работе автора [6].

Для численного решения задачи оптимизации была создана методика и ее программная реализация, основанная на использовании прямых методов оптимизации. Структурная схема расчетных блоков программы показана на рис. 2.

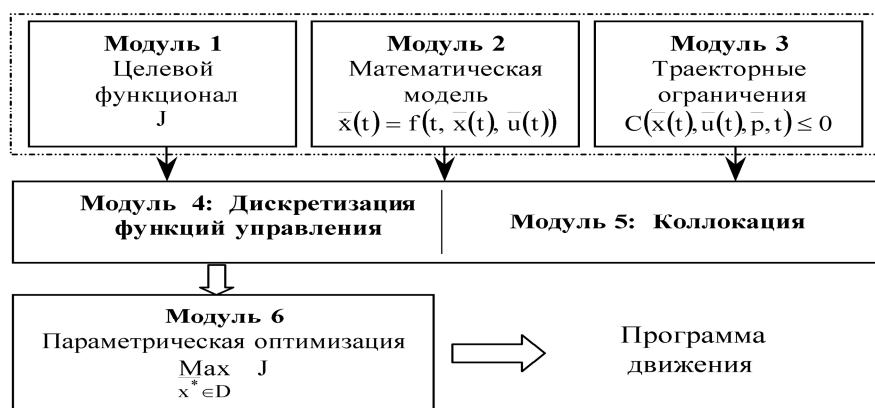


Рис. 2. Схема расчетных блоков задачи

При коллокации использована параметризация кубическими сплайнами Эрмита-Симпсона, аппроксимация управляющих функций – линейная, шаг дискретизации постоянный, зависящий от продолжительности участка. Подробней методика изложена в работе [5].

Начальные параметры маневра определялись исходя из диапазона практически достижимых условий полета, с учетом запаса высоты для последующего расхождения ОС и СН. Для самолета Ан-124-100 начало маневра находится на высоте 10,5 км при скорости 230 м/с относительно воздушной среды.

Анализ результатов расчетов. Для поиска оптимальных параметров была использована двухконтурная схема оптимизации.

Во внешний контур были вынесены статические параметры p_1 и p_2 , во внутреннем контуре оптимизировались функции управления u_1, u_2, u_3 . На участке отставания и расхождения параметры программы тангажа и тяги СН оптимизировались по критерию максимума функционала удаления $\int_{t_0}^{t_k} \Delta_{\text{сн-ос}}(t) dt$, а параметры программы тангажа ОС по принятому энергетическому критерию (1).

1. Рассмотрим зависимость параметров оптимальной траектории ОС от величины вытягивающего усилия ПС при условии отцепки парашюта и элементов пусковой установки в момент запуска двигателя ОС – t_k^{III} . При этом ПС обеспечивает тормоз

жение и отставание орбитальной ступени от СН, но в тоже время увеличивает потери по целевому критерию.

В табл. 2 приведены численные значения конечных параметров оптимальных траекторий в зависимости от фиксированных вытяжных усилий ПС.

Таблица 2
Зависимость конечных параметров оптимальной траектории ОС от вытяжного усилия ПС P_g

P_g / G_p^0	0.27 (100 кН)		0.41 (150 кН)		0.55 (200 кН)		0.69 (250 кН)	
Время	t_k^{II}	t_k^{III}	t_k^{II}	t_k^{III}	t_k^{II}	t_k^{III}	t_k^{II}	t_k^{III}
V_g^P , м/с	186,5	171,1	189,1	171,2	179,6	158,6	172,9	150,6
h^P , м	11018	11165	10921	11053	11057	11205	11176	11314
θ^P , рад	0,35	0,198	0,32	0,168	0,373	0,212	0,371	0,201
E^P , кДж/кг	125,37	124,1	124,9	122,9	124,8	122,4	124,5	121,2
Δm_{n_2} , кг	16,2	-5	14,26	-9,1	13,3	-12,8	9,9	-18,4
$\Delta m_{n_2}^*$, кг	-	-21,2	-	-23,36	-	-26,1	-	-28,3
r^{CH-OC} , м	-	112,7	-	124,1	-	131,5	-	140,7

Соответствующие величины Δm_{n_2} характеризуют потери целевой функции в моменты времени t_k^{II} и t_k^{III} , величина $\Delta m_{n_2}^* = \Delta m_{n_2}^{III} - \Delta m_{n_2}^{II}$ характеризует “чистые” потери на участке отставания, они будут тем меньше, чем меньше усилие ПС, однако, ограничение на расстояние при котором возможен пуск двигателя ОС (110 ... 120 м) позволяет зафиксировать оптимальный уровень значений вытяжного усилия ПС:

$$0,27 \dots 0,40 \text{ (100} \dots 200 \text{ кН для } G_p^0 = 365 \text{ кН)}.$$

Также можно получить соответствующие оценки для производных:

$$\frac{\partial m_{n_2}^*}{\partial P_g} = -0,048 \frac{\text{кг}}{\text{кН}}, \text{ или } \frac{\partial m_{n_2}^*}{\partial P_g} = -17,1 \frac{\text{кг}}{I} \text{ в безразмерной величине.}$$

2. Рассмотрим траектории СН и ОС на всех участках. На рис. 3 представлены параметры углового положения СН, на рис. 4 – управляющая программа $\phi_c(t)$ участка разгона СН. Во всех случаях оптимизационная процедура устойчиво сходилась к решению.

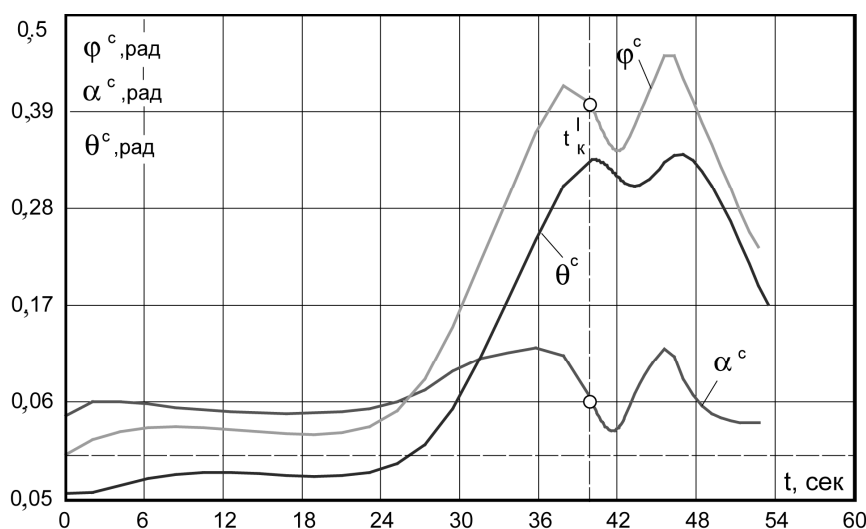
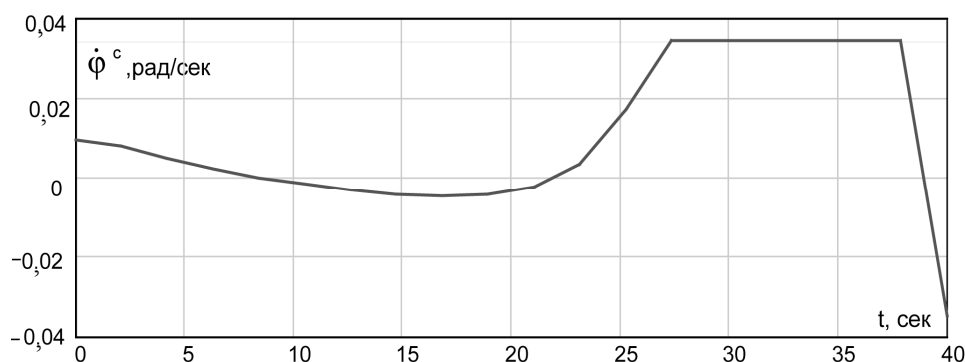


Рис. 3. Параметры углового положения СН на участках I – IV


 Рис. 4. Управляющая программа $\dot{\phi}_c(t)$ СН на участке I

Согласно расчетам, оптимальной является траектория вида “горка”, в которой начало десантирования ОС совпадает с моментом выхода СН на сниженную поперечную перегрузку $n_y < 1$.

Такая траектория сокращает потери как по величине скорости V_g^P , так и по углу ее наклона к местному горизонту, в этом случае также выполняются ограничения задачи по допустимым нагрузкам на корпус ОС и зазорам между элементами конструкций. При движении ОС внутри фюзеляжа происходит быстрое увеличение углов атаки и тангажа СН за счет изменения центровки, в конце участка десантирования угол атаки принимает максимальное значение (рис. 3).

После потери кинематической связи между ОС и СН парашютной системой обеспечивается торможение и отставание на необходимое расстояние.

Воздействие аэродинамических сил на корпус ракеты, не обладающей достаточным запасом статической устойчивости, приводит к быстрому росту угла атаки, неблагоприятному запрокидыванию носка, резкому увеличению поперечных нагрузок. Необходимый стартовый угол атаки (в момент запуска двигателя ОС t_k^{III}) может быть обеспечен за счет стабилизирующего момента парашюта.

На рис. 5, 6 представлены соответственно ветви траекторий СН и ОС при отставании ОС и параметры ее углового положения.

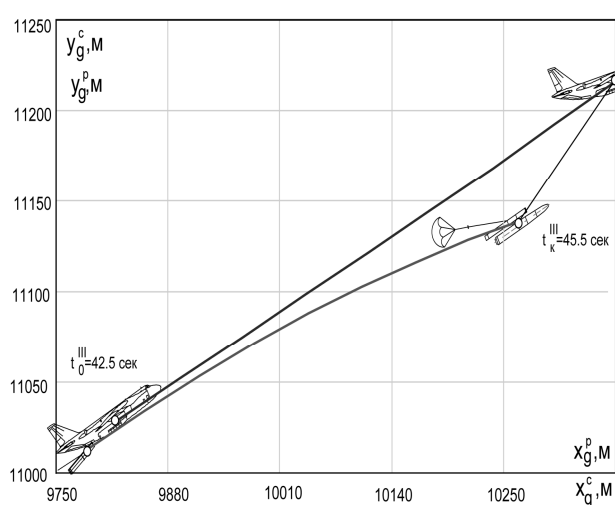


Рис. 5. Изменение относительного расстояния между СН и ОС на участке III

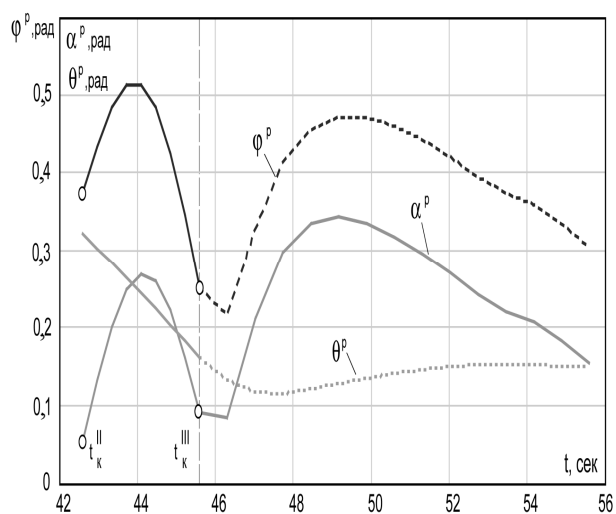


Рис. 6. Параметры углового положения ОС на участках III-IV

Запуск двигательной установки ОС осуществляется при условии, что расстояние между летательными аппаратами не менее принятой величины, что в заданной схеме соответствует продолжительности участка III в 3...3,5 сек.

Значительное влияние на безопасность расхождения оказывает стартовый угол атаки ОС $\alpha_{ш0}^p$.

На рис. 7 приведена зависимость относительного расстояния между центрами масс ОС и СН от стартового угла атаки ОС.

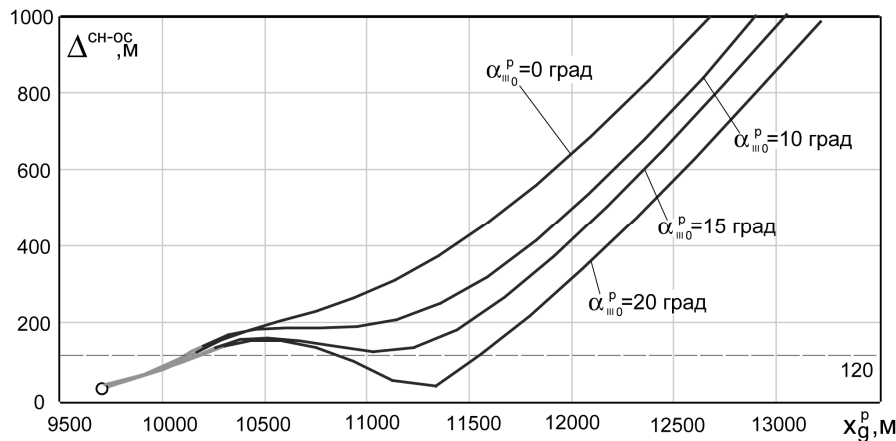


Рис. 7. Зависимость относительного расстояния между центрами масс ОС и СН от стартового угла атаки ОС

Большие стартовые углы атаки способствуют быстрому сокращению дистанции между СН и ОС и могут привести соударению или повреждению конструкций СН факелом работающего двигателя ОС. Диапазон приемлемых значений составляет

0...15 град. Результаты решения оптимизационной задачи в виде общей схемы движения элементов АКРС, в том числе кинематические параметры СН и относительное расстояние между СН и ОС приведены на рис. 8.

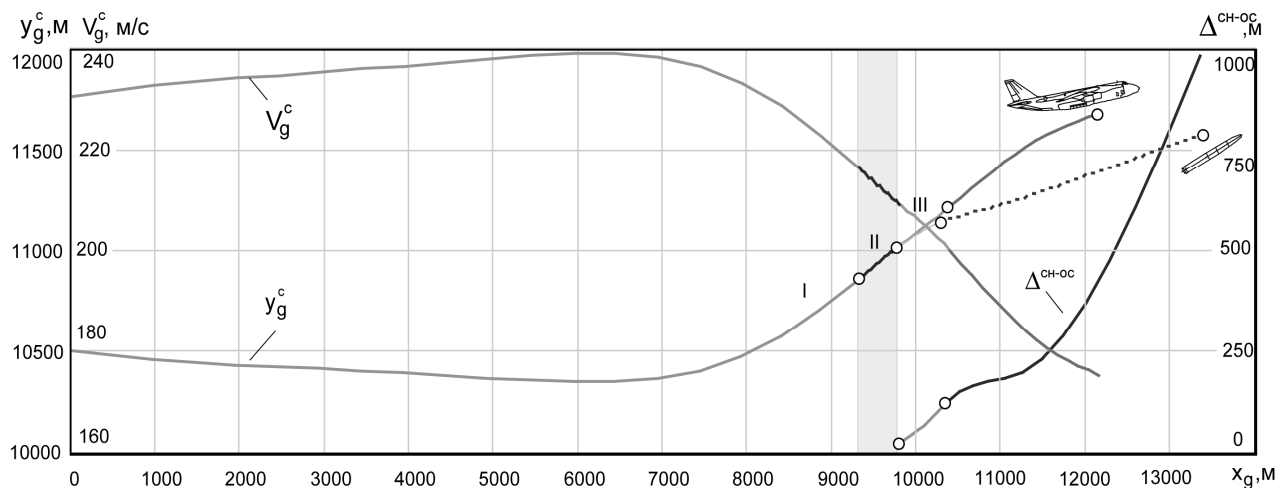


Рис. 8. Кинематические параметры движения СН и ОС на участках I-IV

Выводы

На основании проведенных расчетов для рассмотренных схем можно сделать следующие выводы.

1. В соответствии с поставленной задачей получены параметры оптимальных траекторий, обеспечивающих максимизацию принятого энергетического критерия. Использование маневра вида “горка”

позволяет повысить энергетические характеристики комплекса и обеспечить выполнение эксплуатационных требований.

2. Получен оптимальный диапазон вытягивающих усилий ПС, целесообразно использование усилий в диапазоне $0,27 \div 0,40$ от величины стартового веса ОС. С помощью парашютов может быть обеспечен необходимый запас статической устойчивости, пассивная стабилизация ОС и приведение её в положение, оптимальное для запуска двигателя.

Дальнейшего исследования требует вопрос моделирования и оптимизации процесса десантирования в условиях воздействия различного рода возмущающих факторов (ветровых порывов, разброса относительно номинальных значений величин вытягивающих усилий, аэродинамических характеристик и т.д.).

Литература

1. Гусынин В.П. Особенности разделения ступеней авиационно-космических систем горизонтального старта // Техническая механика. – 1998. – № 7. – С. 160-165.
2. Леутин А.П., Демешкина В.В. Разделение авиакосмической системы при размещении орбитальной ступени внутри фюзеляжа носителя // Авиакосмическая техника и технология. – 2001. – № 4. – С. 21-28.
3. Леутин А.П., Демешкина В.В. Разделение ступеней авиационно-космических систем // Авиакосмическая техника и технология. – 1998. – № 2. – С. 24-32.
4. Майданюк Д.В. Оптимизация процесса разделения авиационно-космической ракетной системы. Постановка задачи // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2004. – Т. V. – С. 45-53.
5. Майданюк Д.В. Особенности параметрической оптимизации траектории при использовании прямых методов // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: Зб. наук. праць. – Дніпропетровськ: Навчальна книга, 2005. – Т. VI. – С. 45-53.
6. Майданюк Д.В. Особенности процесса разделения авиационно-ракетного комплекса при размещении ракеты внутри фюзеляжа самолета // Сборник научных трудов ХВУ. – Х.: ХВУ, 2004. – № 6 (53). – С. 17-25.
7. Особенности схемы старта ракеты-носителя с самолета с использованием подвижной транспортно-пусковой установки / С.Н. Конюхов, В.С. Легеза, В.А. Гонтаровский и др. // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2004. – Вып. 1. – С. 94-108.
8. Пат. 2160214 С1 РФ, МКИ 7 В64G 1/00, 1/14, F41F 3/06. Способ управления авиационно-космической системой для выведения полезного груза / Карпов А.С., Рачук В.С., Иванов Р.К., Монахов Ю.В. и др. – №2000117648/28; заявл. 29.07.1999; опубл. 10.12.2000, бюл. №34. – 3 с.
9. Пат. 43737А України, МКИ 7 В64D5/00. Авіаційний ракетний комплекс для транспортування і запуску в повітрі ракети / Бойчун С.Є., Сідельніков Л.П., Гончаренко В.М., Майданюк Д.В. та ін. – № 2001075057; заявл. 17.07.2001, опубл. 17.12.2001, бюл. № 11. – 4 с.
10. Призваны временем. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро “Южное” / Под ред. С.Н. Конюхова. – Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2004. – 232 с.

Поступила в редакцию 3.02.2006

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.С. Макарова, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.