

УДК 629.764.05.1.085.2+629.7.051

**А.В. ДЕГТЯРЕВ, Е.А. ДЕГТЯРЕВА, А.В. НОВИКОВ, К.Э. ТАТАРЕВСКИЙ***Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное», Украина***РЕЗУЛЬТАТЫ АНАЛИЗА ДИНАМИКИ СТАРТА РКН «ЗЕНИТ-3SL»  
С НАХОДЯЩЕЙСЯ НА ПЛАВУ МОРСКОЙ СТАРТОВОЙ ПЛАТФОРМЫ**

*Одним из крупнейших международных проектов в области ракетно-космической техники конца двадцатого и начала двадцать первого века является программа «Морской старт». В процессе реализации программы «Морской старт» был решен ряд сложных проблем, одной из которых является обеспечение безопасного старта ракеты-носителя (РН) в условиях качки. Решение указанной проблемы было в разработке новых специальных алгоритмов управления РН на начальном участке траектории. В статье приведен анализ динамики стартов ракеты космического назначения (РКН) «Зенит-3SL», характеризующей эффективность реализованных в программе «Морской старт» алгоритмов управления РН.*

**Ключевые слова:** управление ракетой, начальный участок полета ракеты, морской старт ракеты.

**Введение**

В конце XX века возникла необходимость расширения видов стартов существующих ракет-носителей. Наиболее выгодно осуществлять пуски РН в районе экватора Земного шара, то есть при запуске РН максимально использовать скорость вращения Земли. Сам по себе факт энергетической целесообразности размещения космодромов в экваториальной зоне очевиден. Однако, в силу экономических и геополитических причин, строительство и эксплуатация таких стационарных космодромов связано с целым рядом проблем. Альтернативным, и по всей вероятности наиболее эффективным вариантом переноса космодрома в экваториальную зону, является создание плавающих пусковых установок, технологическое обслуживание которых может проводиться в условиях стационарной технической базы, расположенной в удобном месте с развитой технико-экономической инфраструктурой, а для осуществления запуска пусковая установка перемещается в зону экватора. Именно по такому пути пошли Россия, Украина, США и Норвегия, создавая плавающий стартовый комплекс в рамках программы «Морской старт».

В качестве ракеты-прототипа была использована двухступенчатая РН «Зенит» разработки ГП «КБ «Южное» (Украина). На доработанную ракету дополнительно установлен разгонный блок (РБ) ДМ-SL ракетно-космической корпорации «Энергия» (Россия) и блок полезного груза с обтекателем фирмы «Боинг» (США). Пусковая установка (ПУ) РН «Зенит» и технологическое оборудование конструкторского бюро транспортного машиностроения (Россия), необходимые для подготовки и пуска, смонтированы на доработанной самоходной плат-

форме «Одиссей» фирмы «Кварнер» (Норвегия). Стартовая платформа (СП), совместно со сборочно-командным судном составляют плавающий космодром, базирующийся в порту г. Лонг-Бич на юго-западном побережье США. Полностью собранная РН с разгонным блоком и блоком полезного груза получила название «Ракета космического назначения» – РКН «Зенит-3SL». Стартовый вес – около 470 тс, длина – около 60 м.

Одной из ключевых технических проблем, которую необходимо было решить для успешной реализации проекта «Морской старт» – обеспечение безопасного старта с подвижного плавучего пускового комплекса. Старт РН с подвижной СП имеет существенные отличия от старта со стационарного (неподвижного) наземного пускового комплекса. Находящаяся на плаву стартовая платформа, под действием ветра и волн, совершает сложное непрерывное движение в пространстве. Эти колебания, а также наличие значительных, по сравнению с наземным стартом, статических перекосов ПУ, существенно усложняют обеспечение безопасного старта. К тому же, в отличие от наземного стартового комплекса, когда практически не накладываются ограничения на расположение технологического оборудования, возможности размещения такого оборудования на автономной плавающей платформе значительно ограничены. Это требует применения специальных защитных мер, реализация которых усложнена ограниченными габаритами и грузоподъемностью стартовой платформы.

В данной работе проведен анализ эффективности решения проблемы безопасного старта РН, реализованного в программе «Морской старт», на основании материалов исследования послеполетных данных.

## 1. Задачи обеспечения безопасного старта ракеты-носителя

При адаптации космического ракетного комплекса (КРК) к условиям старта с морской СП возник ряд задач, от первоочередного решения которых зависит успех всей программы:

- обеспечение безударности старта при расхождении РН с элементами стартового оборудования;
- обеспечение защиты палубных надстроек СП от воздействия факела двигательной установки (ДУ);
- обеспечение защиты РН и СП от акустического воздействия.

При обеспечении безударности старта наиболее опасным участком подъема является прохождение хвостового отсека (ХО) РН мимо «колена» кабельмачты (КМ). Для его прохождения РН должна подняться относительно ПУ на высоту около восьми метров. За время этого подъема ( $t \approx 2,5$  с) КМ еще не успевает значительно отклониться от РН и, даже при отсутствии каких-либо возмущающих факторов (в том числе качки и наклонов СП), РН проходит мимо этой точки с зазором лишь около одного метра. Полное расхождение РН с КМ происходит после прохождения вертикального пути около 34 м (рис. 1).

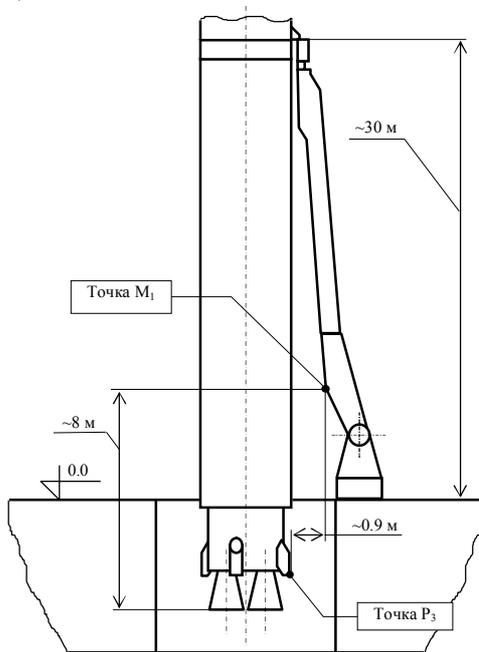


Рис. 1. Схема расположения РН на пусковом столе

При этом в условиях наземного старта статические перекосы ПУ относительно вертикали исчисляются несколькими угловыми минутами, а при морском старте достигают почти 1 градуса. При наземном старте ПУ неподвижна, а при морском стар-

те двигается под стартовой ракетой с амплитудой линейных перемещений около 1 м и угловых – до 1 градуса. Очевидно, что условия морского старта РН намного хуже условий, существовавших для ракеты-прототипа.

Что касается обеспечения допустимого газодинамического, теплового и акустического воздействия струй двигателя РН на ПУ и СП с оборудованием и на РН, то в качестве одного из критериев безопасного старта были приняты следующие ограничения на положение следов струй ДУ на поверхности СП:

- при подъеме РН до 15 м оси струй не должны выходить за радиус ( $r_i, i = 1..4$ ) 3,5 м, то есть проёма;
- при подъеме РН до 25 и 30 м оси струй могут пересекать поверхность пускового стола (ПС) на радиусе до 4 м и 5 м, соответственно от вертикальной оси ПУ;
- оси струй не должны пересекать верхнюю палубу СП на расстоянии (XL):
  - а) больше 7 м от центра ПУ вдоль продольной оси СП к её носу при подъеме РН на высоту до 65 м;
  - б) больше 10 м при подъеме РН на высоту до 100 м;
  - в) больше 25 м при подъеме РН на высоту до 200 м.

Дополнительно для снижения акустического воздействия на РН вводятся ограничения на углы сближения соседних камер сгорания (КС) ДУ.

Сложность выполнения указанных требований обусловлена тем, что ДУ первой ступени РН имеет конструктивную особенность: для исключения соударения КС и взаимодействия струй ДУ камеры сгорания в рабочем положении повернуты в радиальной плоскости срезами сопел от продольной оси ракеты.

Под следом струи следует понимать точку пересечения оси КС с плоскостью ПС в процессе движения РН. Таким образом, при увеличении высоты подъема РН траектории следов струй КС ДУ на плоскости ПС имеют расходящийся вид (рис. 2), и площадь воздействия струй КС ДУ на ПС будет постоянно увеличиваться. Даже в невозмущенном полете РН с законом управления, используемым при наземном старте РН с неподвижной ПУ, из-за наличия этой конструктивной особенности координаты следов струй от КС ДУ на поверхности ПУ существенно расходятся и приближаются к предельным значениям (рис. 3), а при действии возмущающих факторов могут существенно превышать допустимые значения.

Для оценки старта РН необходимо было создать корректную динамическую математическую модель старта, которая учитывала бы не только тра-

диционную совокупность возмущающих факторов: скорости ветра, погрешностей изготовления и монтажа РН, двигателя, системы управления и наземного оборудования, но и впервые в нашей практике параметры колебаний ПУ, зависящие от направления и скорости ветра, направлений, высот и длин волн.

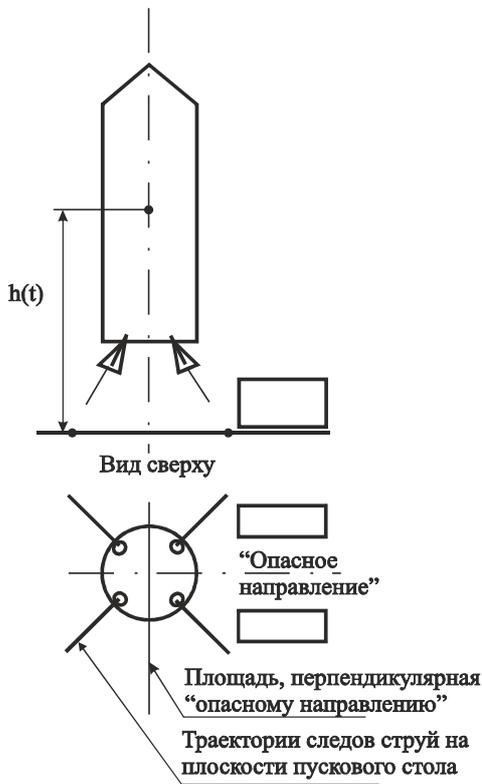


Рис. 2. Схема воздействия струй ДУ на ПС при невозмущенном движении РН

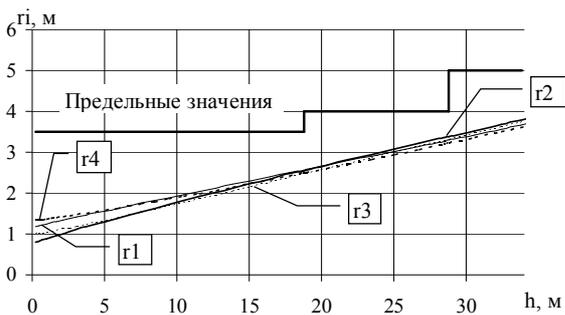


Рис. 3. Изменение по высоте полета РН радиального положения следов струй от КС на поверхности ПС при номинальном движении

Разработка математической модели, позволяющей проводить моделирование старта РН с учетом подвижности ПУ, силового взаимодействия стартующей РН с отводными опорами и КМ, и с учетом реализующейся динамики отвода этих элементов в условиях качки, была проведена на этапе проектирования КРК.

Первые проведенные расчеты динамики старта показали, что безударность старта при использовании алгоритмов управления на начальном участке, принятых для РН «Зенит-2» [1, 2], не обеспечивается. Дело в том, что эти алгоритмы управления обеспечивали минимизацию поперечного перемещения ХО РН относительно известного (фиксированного) положения ПУ. При старте с качающегося СП положение ПУ под поднимающейся РН неизвестно и поэтому стремление «старых» алгоритмов сместить ХО к месту, из которого ПУ уже переместилась, давало отрицательный результат, вплоть до соударений. Получить же на борту стартующей РН информацию о реальном положении ПУ и ввести эти данные в алгоритмы управления достаточно сложно. Это явилось одной из причин необходимости разработки новых алгоритмов управления РН на начальном участке старта.

Следовательно, для обеспечения безопасного старта с подвижного плавучего пускового комплекса в условиях качки СП, наличия новых жестких требований не только по безударности, но и по защите палубных надстроек СП, приборов и оборудования ПУ и РН от теплового и вибро-акустического воздействия факела ДУ, оказалось невозможным использовать традиционную идеологию наземного старта.

Одним из решений задачи защиты элементов стартовой конструкции от воздействия факела двигателя является использование порохового двигателя «заклона», установленного на специальном поддоне [1 – 4]. Этим способом обеспечивается уход струи ДУ от опасной зоны, размер которой определяется специально рассчитанной границей. Запуск ДУ производится только после срабатывания датчика угла поворота поддона и при наборе специального функционала. Вид функционала выбирается из условия гарантированного прохождения струей факела выбранной границы. Этот способ полностью решает задачу защиты железнодорожной платформы от воздействия факела ДУ. Однако использование двигателя «заклона» при старте РН в условиях качающегося стартового комплекса для решения задачи выполнения требований по ограничению положения следов струй ДУ на поверхности СП ведет к усложнению конструкции РН, а также проведению большого объема дополнительных работ не только по выбору функционала, при котором также необходимо обеспечить безударность старта, но и по доработке конструкции и усилению прочности РН.

Кроме этого, выполненные в РКК «Энергия» и КБТМ исследования показали, что задача обеспечения тепловой и вибро-акустической стойкости платформы и расположенных вблизи ПС оборудования и

приборов только средствами «пассивной» защиты (теплозащитные и изолирующие покрытия, амортизаторы и другие) не решается.

В связи с этим на систему управления РН была возложена задача обеспечения такого движения РН, при котором обеспечивается безударный выход РН за пределы габаритов ПУ и минимизируется тепловое и вибро-акустическое воздействие на ПУ, СП и РН.

## 2. Закон управления ракетой-носителем, стартующей с морской платформы

Таким образом, для обеспечения безопасного старта была необходима разработка новых алгоритмов управления РН на начальном участке траектории, которые обеспечивают выполнение требований безопасного старта.

Указанное обстоятельство привело к необходимости комплекса теоретических исследований, направленных на поиск идеологии управления РН и определение количественных характеристик динамики старта.

В ходе работ было доказано, что в алгоритмах управления РН возможны реализация неуправляемого движения РН на участке полета до высоты 8 м и использование положительной обратной связи по линейным скоростям центра масс РН [2, 5]. После достижения РН высоты 8 м закон управления движением РН в каналах тангажа и рыскания, соответственно, принимает вид:

$$\begin{aligned}\delta_{\psi} &= k_{\psi} \cdot \Delta\psi + k_{\dot{\psi}} \cdot \dot{\psi} + k_z \cdot \dot{z}; \\ \delta_{\vartheta} &= k_{\vartheta} \cdot \Delta\vartheta + k_{\dot{\vartheta}} \cdot \dot{\vartheta} - k_z \cdot \dot{y},\end{aligned}$$

где коэффициент усиления автомата стабилизации  $k_z > 0$ , а коэффициенты  $k_{\psi}$  и  $k_{\dot{\psi}}$  сохраняются такими же как и для РН наземного базирования.

Такое управление является неустойчивым, однако на непродолжительном участке полета РН до высоты 200 м техническая устойчивость обеспечивается.

Дополнительное уменьшение отклонения следов струй сопел ДУ от центра ПУ обеспечивается введением в алгоритмы управления РН синхронного программного поворота КС в направлении плоскости стабилизации II-IV в пределах рабочих углов изменения без создания поперечного воздействия на РН:

$$\begin{aligned}T_{рп} \cdot \dot{\delta}_1 + \delta_1 &= \delta_{\vartheta} + \delta_{\psi} - \delta_{\varphi} - \delta_{п}; \\ T_{\delta_1} \cdot \dot{\delta}_2 + \delta_2 &= -\delta_{\vartheta} + \delta_{\psi} + \delta_{\varphi} - \delta_1; \\ T_{\delta_1} \cdot \dot{\delta}_3 + \delta_3 &= -\delta_{\vartheta} - \delta_{\psi} - \delta_{\varphi} - \delta_1; \\ T_{рп} \cdot \dot{\delta}_4 + \delta_4 &= \delta_{\vartheta} - \delta_{\psi} + \delta_{\varphi} - \delta_{п},\end{aligned}\quad (1)$$

где  $\delta_{п}$  – требуемый угол программного поворота КС, знак которого зависит от направления поворота КС, определяемого по результатам моделирования и обеспечивающего отклонение траекторий следов струй ДУ от «опасного» направления;

$\delta_{\vartheta}, \delta_{\psi}, \delta_{\varphi}$  – управляющие сигналы на приводы КС, потребные для стабилизации РН в каналах тангажа, рыскания и крена, соответственно;

$T_{рп}$  – постоянная времени привода;

$\delta_i, i = 1 \dots 4$  – углы поворота КС.

Проведенный комплекс теоретических расчетов показал, что такие алгоритмы управления РН полностью удовлетворяют требованиям безопасного старта на начальном участке движения.

Разработанная в ГП «КБ «Южное» формульная схема алгоритмов управления РКН на начальном участке полета была реализована в бортовых алгоритмах РКН «Зенит-3SL».

## 3. Анализ динамики старта РКН «Зенит-3SL»

Очевидно, что единственным критерием для подтверждения корректности разработанных моделей и алгоритмов управления РН на начальном участке полета, правильности проведенного моделирования динамики старта РН является опытная информация, получаемая при реальных пусках.

Анализ условий старта РН с морской платформы проводится по данным датчиков, расположенных на СП, фиксирующих ее угловые перемещения и линейные скорости, и на метеорологическом буе, фиксирующих параметры волн и приземного ветра. Кроме того, послеполетная оценка динамики старта осуществляется по данным телеметрической информации о движении центра масс РН и ее вращении вокруг центра масс, а также об углах отклонения КС. В качестве примера на рис. 4 приведены графики угловых перемещений СП, реализовавшиеся при пуске № 1.

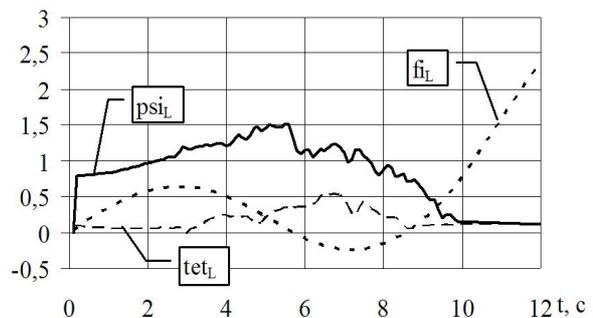


Рис. 4. Угловые перемещения СП, зафиксированные датчиками при пуске РН № 1

На рис. 4 приняты следующие обозначения:

$t$  – текущее время,  $t=0$  соответствует моменту окончания точного приведения;

$\beta_{L}$ , град – угол бортовой качки СП;

$\alpha_{L}$ , град – угол килевой качки СП;

$\psi_{L}$ , град – угол рыскания СП.

Реализованные при пусках зазоры между «опасными» точками «Р<sub>3</sub>» и «М<sub>1</sub>» РН и КМ, а также результаты их статистической обработки приведены в табл. и .

Таблица 1

Зазор между РН и КМ

Номер пуска ракеты-носителя	Зазор, м
№1	1,19
№2	1,02
№3	0,89
№4	0,89
№5	1,09
№6	1,30
№7	1,17
№8	0,92
№9	1,09
№10	0,67
№11	0,89
№12	0,79
№13	1,14
№14	1,05
№15	1,02
№16	1,01
№17	0,97
№18	0,98
№19	1,07
№20	1,16
№21	0,96
№22	1,10
№23	0,90
№24	авария
№25	1,04
№26	1,08
№27	0,70
№28	1,05
№29	0,97
№30	1,11

Таблица 2

Результаты статистической обработки зазора между РН и КМ

Наименование параметра, размерность	Математическое ожидание	Дисперсия	Стандартное отклонение	Доверительный интервал
Зазор, м	1,008	0,020	0,141	0,054

На этапе проектирования КРК было показано, что вероятность безударного старта (реализации за-

зора  $\Delta$  между РН и КМ не менее 0,1 м) составляет величину не менее 0,999999. По результатам пусков, при нормальном законе распределения, величина минимального зазора с уровнем вероятности 0,999999 может быть определена следующим образом [6]:

$$\Delta_{\text{мин.}} = M_{\Delta} - \mu \cdot \sigma_{\Delta} \pm \Delta_{\text{дов. } \Delta}, \quad (2)$$

где  $M_{\Delta}$  – математическое ожидание (оценка);

$\sigma_{\Delta}$  – стандартное отклонение (оценка);

$\mu$  – аргумент нормированного и центрированного нормального закона распределения, соответствующий вероятности  $10^{-6}$  ( $\mu = 4,754$ ):

$$P(x_i < \mu) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{\mu} e^{-\frac{x^2}{2}} dx = 10^{-6};$$

$\Delta_{\text{дов. } \Delta}$  – доверительный интервал с уровнем надежности 0,95.

В соответствии с приведенными в табл. статистическими параметрами минимальный зазор, рассчитанный по (2) с уровнем вероятности 0,999999, составляет:

$$\Delta_{\text{мин}} \geq 0,284 \text{ м.}$$

Таким образом, как видно из представленных данных, параметры относительного движения РН и КМ, реализованные при двадцати девяти зачетных пусках, лежат в расчетных диапазонах, что подтверждает корректность разработанных при проектировании КРК расчетных моделей и алгоритмов управления РН.

Послеполетный анализ положения следов струй на поверхности ПС осуществлялся по данным метеорологических условий в момент старта РН (скорости ветра, параметров волнения моря и других) и телеметрической информации о движении центра масс КН и ее вращении вокруг центра масс, а также об углах отклонения КС.

Реализовавшиеся при пусках РКН «Зенит-3SL» данные по максимальным смещениям следов струй ДУ на поверхности СП, а также результаты их статистической обработки приведены в табл. 3 и 4, соответственно.

По результатам пусков, при нормальном законе распределения, величина предельного максимального значения координат следов струй ДУ на СП с уровнем вероятности 0,993 ( $\mu=2,7$ ) [6] может быть определена следующим образом:

$$\Gamma_{\text{макс.сл.}} = M_{\text{сл}} + \mu \cdot \sigma_{\text{сл}} \pm \Delta_{\text{дов.сл}}, \quad (3)$$

где  $M_{\text{сл}}$  – математическое ожидание (оценка);

$\sigma_{\text{сл}}$  – стандартное отклонение (оценка);

$\Delta_{\text{дов.сл}}$  – доверительный интервал с уровнем надежности 0,95.

Таблица 3

Максимальные смещения следов струй ДУ на поверхности ПС, реализовавшиеся при пусках РКН «Зенит-3SL»

Высота, м	Пуск №														
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
	Максимальные смещения, м														
15	2,57	2,61	2,72	2,82	2,89	3,25	2,62	2,79	2,60	2,73	3,08	3,17	2,89	2,98	2,92
25	3,36	3,58	3,49	3,68	3,84	4,00	3,41	3,83	3,43	3,48	3,77	3,86	3,70	3,65	3,89
30	3,81	4,00	3,95	4,07	4,33	4,39	3,82	4,39	3,86	3,89	4,14	4,17	4,16	4,01	4,39
65	3,02	2,67	2,63	3,40	2,35	2,58	2,90	3,06	3,26	3,02	3,17	3,15	3,18	2,64	4,26
100	3,02	2,67	2,63	3,40	2,35	2,58	2,90	3,06	3,26	3,02	3,17	3,15	3,18	2,64	4,26
200	14,9	12,2	13,4	10,9	10,8	9,65	11,9	12,0	10,5	11,1	9,83	11,9	11,7	10,8	11,7
Высота, м	Пуск №														
	16	17	18 <sup>1)</sup>	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
	Максимальные смещения, м														
15	2,75	2,56	3,20	2,74	2,80	2,96	2,72	2,92	авария	2,64	2,79	3,1	3,14	2,83	2,68
25	4,00	3,46	4,95	3,64	3,97	3,89	3,94	3,87		3,48	3,56	4	4	3,98	3,49
30	4,64	3,90	5,58	4,12	4,39	4,33	4,52	4,35		3,9	3,95	4,53	4,51	4,54	4,05
65	3,89	3,01	2,00	2,69	2,85	2,96	3,48	3,42		2,73	2,5	3,27	3,12	3,48	3,10
100	3,89	3,01	2,99	2,69	2,85	2,96	3,48	3,42		2,73	2,87	3,27	3,12	3,48	3,34
200	16,4	12,0	18,0	13,8	13,7	15,7	12,2	14,5		15,2	13,2	15,4	12,6	15,6	14,9

<sup>1)</sup> Ошибка в бортовых алгоритмах управления ракетой-носителем

Таблица 4

Результаты статистической оценки выполнения требований по координатам следов струй ДУ на СП

Высота, м	Допустимые значения	Математическое ожидание, м	Дисперсия, м	Стандартное отклонение, м	Доверительный интервал, м	Максимальное смещение следов, м
15	<b>3,5 м</b>	2,831	0,036	0,191	0,101	3,45
25	<b>4 м</b>	3,722	0,025	0,160	0,115	3,99
30	<b>5 м</b>	4,183	0,065	0,254	0,135	5,00
65	<b>7 м</b>	3,064	0,176	0,419	0,222	4,42
100	<b>10 м</b>	3,086	0,167	0,409	0,217	4,42
200	<b>25 м</b>	12,744	3,966	1,992	1,055	19,18

Таким образом, как видно из представленных в табл. 3 и 4 данных, значения координат следов струй ДУ на ПС, рассчитанные по (3), не превышают требуемых значений.

На рис. 5 приведено математическое ожидание траекторий следов струй ДУ на поверхности ПС, полученное при обработке данных телеметрической информации двадцати девяти зачетных пусков РКН «Зенит-3SL», которое, как видно, не имеет скачков и резких изменений. Это подтверждает тот факт, что характер изменения траекторий следов струй от КС ДУ на поверхности ПС идентичен для всех пусков РКН. Приближение математического ожидания траекторий следов струй от КС ДУ к оси L-Z<sub>L</sub> является следствием программного поворота КС, описанного уравнениями (1).

Послеполетный анализ показывает, что введение положительной обратной связи при линейных скоростях центра масс РКН в новый закон управления РКН вследствие небольшой продолжительности начального участка не приводит к возникновению су-

щественных ошибок стабилизации и к потере устойчивости РКН. Реализовавшиеся на пусках максимальные значения ошибок стабилизации по тангажу, рысканию и крену, соответственно, составляют:  $\Delta\theta \approx 3,5$  град,  $\Delta\psi \approx 1,3$  град,  $\Delta\varphi \approx 0,4$  град.

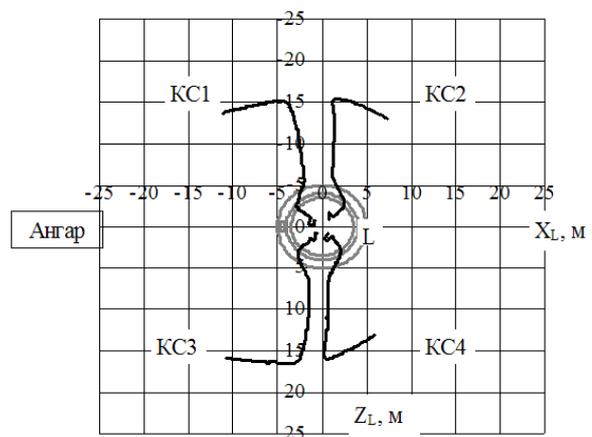


Рис. 5. Математическое ожидание траекторий следов струй от КС ДУ на поверхности ПС

## Заключение

Для обеспечения безударного старта и выполнения ограничений на положения следов струй от факела ДУ на поверхности ПС на этапе проектирования КРК по программе «Морской старт» был разработан и внедрен в бортовые алгоритмы РКН «Зенит-3SL» новый закон управления РН.

Пуски РКН «Зенит-3SL» подтвердили работоспособность разработанных алгоритмов начального участка движения РН. Результаты послеполетных анализов работы бортовых алгоритмов управления РКН «Зенит-3SL» на начальном участке полета подтвердили их высокую эффективность. Разработанные в ГП «КБ «Южное» и реализованные в системе управления РКН «Зенит-3SL» алгоритмы позволяют обеспечить не только устойчивый полет РН, но и безударность старта и выполнение требований по положению координат следов струй ДУ на поверхности ПС в условиях статических перекосов и качки СП, действия ветра, технологических погрешностей изготовления, монтажа РН и других возмущающих факторов.

*Поступила в редакцию 5.04.2013, рассмотрена на редколлегии 14.06.2013*

**Рецензент:** д-р техн. наук, начальник сектора В.С. Хорошилов, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное», Днепропетровск.

## РЕЗУЛЬТАТИ АНАЛІЗУ ДИНАМІКИ СТАРТУ РКП «ЗЕНІТ-3SL» З МОРСЬКОЇ СТАРТОВОЇ ПЛАТФОРМИ, ЩО ЗНАХОДИТЬСЯ НА ПЛАВУ

*О.В. Дегтярьов, О.А. Дегтярьова, О.В. Новіков, К.Е. Татаревський*

Одним з найвидатніших міжнародних проєктів у галузі ракетно-космічної техніки з кінця двадцятого та початку двадцять першого сторіччя є програма «Морський старт». У процесі реалізації програми «Морський старт» була розв'язана низка складних проблем, однією з котрих є забезпечення безпечного старта ракетно-носія (РН) в умовах хитавиці. Розв'язання цієї проблеми було в опрацюванні нових спеціальних алгоритмів керування РН на початковому відрізку траєкторії. У статті надано аналіз динаміки стартів ракет космічного призначення (РКП) «Зеніт-3SL», що характеризують ефективність алгоритмів керування РН, котрі реалізовані у програмі «Морський старт».

**Ключові слова:** керування ракетою, початковий відрізок польоту ракети, морський старт ракети.

## ZENITH-3SL ILV LAUNCH DYNAMICS ANALYSIS FROM SEA LAUNCH PLATFORM

*A.V. Degtyarev, E.A. Degtyareva, A.V. Novykov, K.E. Tatarevskiy*

One of the major international projects in the field of space rocket technology at the end of the 20-th and at the beginning of the 21-st century is Sea Launch program. During Sea Launch program realization a number of difficult problems was solved, one of which is a provision of launch vehicle (LV) launch safety in motions conditions. The solving of the specified problem is the development of special control algorithms of LV on the initial flight phase. In paper presents the analysis of Zenith-3SL ILV launches dynamics, characterizing the efficiency of control algorithms of LV realized in Sea Launch program.

**Key words:** control of launch vehicle, launch vehicle initial flight phase, launch vehicle sea launch.

**Дегтярев Александр Викторович** – д-р техн. наук, Генеральный конструктор – Генеральный директор ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина.

**Дегтярева Елена Анатольевна** – ведущий инженер, ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина, e-mail: l.degtyaryova@ukr.net.

**Новиков Александр Васильевич** – канд. техн. наук, зам. Генерального конструктора по научной и учебной работе, ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина.

**Татаревский Константин Эдуардович** – начальник отдела, ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина.

## Литература

1. *Ракета как объект управления [Текст]: учебник / И.М. Издалов, Л.Д. Кучма, Н.В. Поляков, Ю. Д. Шептун; под ред. акад. С.Н. Конюхова. – Д.: АРТ-ПРЕСС, 2004. – 544 с.*

2. *Ракети-носії і космічні ступені ракет як об'єкти керування [Текст] / Й.М. Іздалов, Л.Д. Кучма, М.В. Поляков, Ю.Д. Шептун. – Д.: ДНУ, 2007. – 562 с.*

3. *Карпенко, А.В. Отечественные стратегические ракетные комплексы [Текст] / А.В. Карпенко, А.Ф. Уткин, А.Д. Попов. – СПб.: Невский бастион, 1999. – 285 с.*

4. *Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» [Текст] / Под общ. ред. С.Н. Конюхова. – Д.: ООО «КолорГраф», ООО РА «Тандем-У», 2001. – 240 с.*

5. *Дегтярева, Е.А. Управление РКН «Зенит-3SL» на начальном участке полета [Текст] / Е.А. Дегтярева // Вісник Дніпропетровського університету. Ракетно-космічна техніка. – 2000. – Вып. 4. – С. 32-38.*

6. *Вентцель, Е.С. Теория вероятностей [Текст] / Е.С. Вентцель. – М.: Наука, 1969. – 576 с.*