

разветвителем 5. Длина одного из плеч второго интерферометра изменяется с помощью подвижного зеркала. Интерференционный сигнал со второго интерферометра регистрируется фотодетектором и передается для анализа на блок обработки данных.

В результате перемещения подвижного зеркала формируется интерференционная картина с тремя пиками когерентности (рис. 2). Центральный пик образуется при равновесии двух плеч интерферометра Майкельсона, т.е. при отсутствии разности оптического пути. Боковые пики соответствуют двум положениям подвижного зеркала, при которых разность оптических длин плеч второго интерферометра соответствует оптической разности хода в первом интерферометре. Таким образом, разность между положением центрального и одним из боковых пиков соответствует разности плеч первого интерферометра, т.е. смещению измеряемого объекта. Положение пиков может быть определено с точностью до 2 мкм по длине волокна [3].

Для обеспечения непрерывности и точности изменений перемещение зеркала осуществляется с помощью пьезоэлектрического корректора перемещений. Подавая переменное управляющее напряжение на электроды корректора, можно производить плавное перемещение зеркала и, тем самым, с достаточной точностью определять деформацию исследуемой конструкции.

Таким образом, внедрение на объектах высотного строительства системы контроля состояния несущих конструкций, позволит не только осуществлять мониторинг напряженно-деформированного состояния строительных конструкций, но и обеспечить передачу информации в дежурно-диспетчерские службы для оценки, предупреждения и ликвидации последствий дестабилизирующих факторов с целью своевременного оповещения и эвакуации людей.

УДК 681.2

РАСЧЕТ ОБЛАСТИ ДОСТИЖИМОСТИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Горохов А.В.

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова
Санкт-Петербург, Российская Федерация*

В статье рассматривается вопрос расчета областей достижимости зенитной управляемой ракеты RIM-161.

При расчете и проектировании баллистических ракетных комплексов требуется решать проблему траекторной безопасности. Актуальность данного вопроса особенно велика в условиях активного развития и развертывания систем противоракетной обороны. Для решения задач безопасности полета требуется знание динамических возможностей и областей средств перехвата.

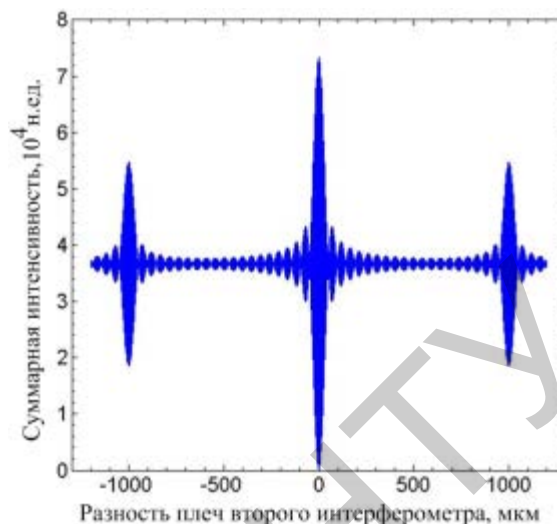


Рисунок 2 – Интерференционная картина на выходе второго интерферометра

1. ТКП 45–3.02–108–2008 Высотные здания. Строительные нормы проектирования // Полнотекстовая информационно-поисковая система «СтройДОКУМЕНТ» [Электронный ресурс]. – Электрон. текстовые дан. и прогр. (700 Мб). – Минск, НПП РУП «Стройтехнорм», 2007. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM).
2. Гончаренко, И.А. Датчики контроля состояния инженерных и строительных конструкций на основе оптических волноводных структур / И.А. Гончаренко, В.Н. Рябцев // Вестник Командно-инженерного института МЧС Республики Беларусь. – 2013. – № 2 (18). – С. 118–132.
3. Inaudi, D. Fiber optic sensors for structural control / D. Inaudi, A. del Grosso // Proceedings of the 14th World Conference on Earthquake Engineering. – October 12–17, 2008. – Beijing, China. – Paper No. S 25–013.

Одним из передовых представителей систем противоракетной обороны является зенитная управляемая ракета RIM-161 «Standard Missile 3», которая была принята в качестве прототипа для выполнения расчета (конструктивно-компановочная схема представлена на Рис. 1 аэродинамическая на Рис. 2). Комплекс SM-3, по заявлениям разработчиков, представляет наибольшую угрозу для баллистических ракет малой и средней дальности на высотах до 250 километров.

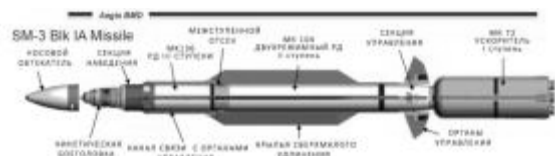


Рисунок 1 – Конструктивно-компоновочная схема ЗУР RIM-161 «Standard Missile 3»

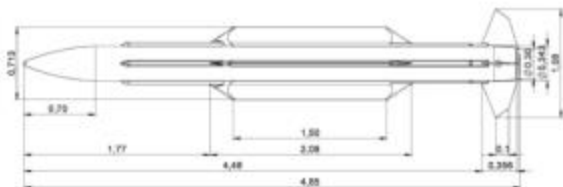


Рисунок 2 – Аэродинамическая схема ЗУР RIM-161 «Standard Missile 3»

Исследование динамических возможностей RIM-161 проводилось в 2 этапа:

- 1 Расчет аэродинамических характеристик.
- 2 Расчет областей достижимости при наличии ограничений на управление.

На первом этапе был произведен расчет аэродинамических коэффициентов ЗУР SM-3, необходимых для выполнения дальнейшего анализа. Расчет проводился с использованием пакета Solid Works 2012 для всего диапазона предполагаемых скоростей – от $M=1.5$ до $M=4$ – на углах атаки $\alpha = 0$, $\alpha = 10$ градусов. Выбранный диапазон скоростей соответствует участку работы второй, маршевой ступени. В таблице 1 приведены результаты расчета.

Таблица 1

M	C_x		C_y
	α , град		α , град
	0	10	10
1,5	0,8604	0,8646	0,4050
2	0,5961	0,6243	0,3855
3	0,3743	0,4155	0,4155
4	0,2818	0,3331	0,2972

Далее был выполнен расчет областей достижимости SM-3 учетом полученных аэродинамических коэффициентов.

Областью достижимости ЛА в вертикальной плоскости называется совокупность точек, в которые может попасть ЛА к заданному моменту времени из начальной позиции при переборе всевозможных программ управления, удовлетворяющих ограничению на управление.

Расчет выполнялся последовательно для каждого характерного участка траектории (см. таблицу 2). Начальные параметры каждого последующего участка - конечные для предыдущего.

Расчет верхней границы области достижимости проводился путем решения задачи о максимальном смещении летательного аппарата в заданном направлении методом Крылова-Черно-

усько. Расчет нижней границы проведен следующим методом: выполняется расчет траекторий движения ЛА с ведением точки переключения управления с минимального на максимальное и наоборот. Время переключения варьируется от 0 до момента окончания расчета.

Таблица 2

5	Кинетический перехватчик Mk142 с РДТТ боковой коррекции. 16 сек
4	Доразгонная твердотопливная ступень Mk136. Сброс обтекателя. 20 сек
3	Баллистическая пауза. 0-60сек
2	Разгонная (маршевая) твердотопливная ступень Mk104. 40 сек
1	Стартовая разгонная твердотопливная ступень Mk72. 6 сек

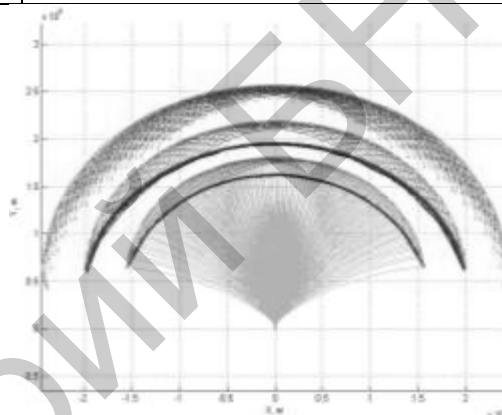


Рисунок 3 – Область достижимости, баллистическая пауза 60 с

На рис.3 представлена область достижимости зенитной управляемой ракеты Standard Missile 3, полученная в результате последовательного расчета всех этапов полета. Верхняя дуга области соответствует моменту окончания работы ступени перехватчика mk 142.

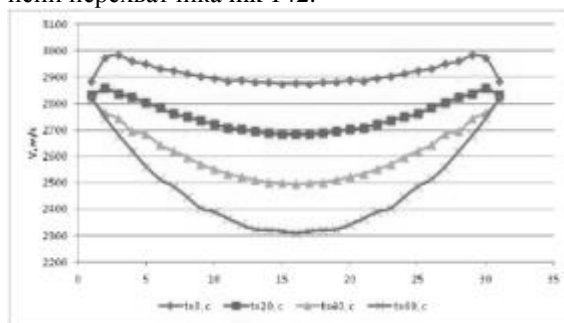


Рисунок 4 – График распределения скорости на верхней границе области, баллистическая пауза 60 с

Таблица 3

бп, с	H, м	h, м	D, м	V1, м/с	V2, м/с
0	172548	49967	292060	2878	2887
20	204190	52207	354253	2684	2832
40	232134	51081	416016	2496	2814
60	256397	46463	476877	2310	2820

где $t_{п}$ – продолжительность баллистической паузы, H – максимальная высота, h – минимальная высота, D – диаметр области, V_1 и V_2 – скорости ЛА в центральной и крайней точках соответственно.

Следует отдельно обратить внимание на область достижимости последней ступени (см. рис. 5) – кинетического перехватчика, оснащенного РДТГ коррекции положения и ориентации, с 10 высокочастотными соплами.

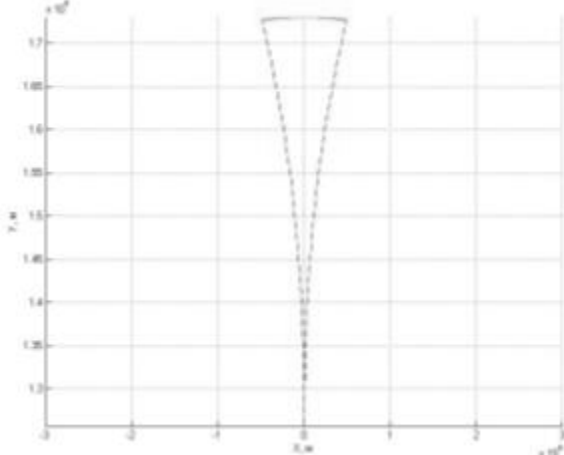


Рисунок 5 – Область достижимости кинетического перехватчика mk-142

Таблица 4

H , м	h , м	D , м
52548	52606,27	9853

Как видно из таблицы 4 - максимальная боковая коррекция ступени перехвата составляет порядка 4,5 км на дальности полета в 52,5 км при

УДК 681.785.554

МАЛОАБЕРРАЦИОННЫЙ МОНОХРОМАТОР ИЗОБРАЖЕНИЯ С ВЫЧИТАНИЕМ ДИСПЕРСИИ

Гулис И.М., Купреев А.Г.

Белорусский государственный университет
Минск, Республика Беларусь

Спектроскопия с пространственным разрешением (СПР) это интенсивно развивающаяся область с приложениями в геологии, экологии, сельском хозяйстве, промышленности и других областях человеческой деятельности [1]. Задача СПР – получение изображения множества элементов исследуемой области пространства со спектральным разрешением от десятков нм (мультиспектральный анализ) до долей нанометра (гиперспектральный анализ). Для эффективного использования СПР необходима специальная спектральная аппаратура, к которой предъявляются требования не только по спектральному разрешению, но и по изображающим характеристикам.

Анализ аппаратных решений для СПР позволяет сделать заключение о перспективности

отсутствии пассивного участка по окончании работы РДТГ второй ступени.

На основании выполненных расчетов можно сделать следующие заключения: максимальная высота поражения цели зенитной управляемой ракетой RIM-161 «Standard Missile 3» при учете принятых допущений и продолжительности баллистической паузы в 60 секунд составляет 256 километров при скорости в 2310 м/с, продолжительность полета при этом равняется 142 секундам. Максимальный радиус поражения целей при этих условиях составляет 238,5 км.

Результаты исследования, приведенные в таблице 3 и рисунках 2 и 3, подтверждаются тактико-техническими характеристиками и натурными испытаниями, в ходе которых на высоте 247 километров был поражен военный спутник USA-193 двигавшийся со скоростью 7580 м/с., что так же подтверждает достоверность аэродинамических коэффициентов, полученных в первой части исследовательской работы.

В связи с чем полученные результаты представляется возможным использовать в дальнейшем, при исследовании игровых методов наведения в околоземном пространстве.

1. Шалыгин А.С. «Аэродинамические характеристики летательных аппаратов». – СПб.: БГТУ, 2003. – 119 с.
2. Горохов А.В. «Зенитная управляемая ракета Standard-3 (SM-3/RIM-161)» [Электронный ресурс]. – <http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/sm3/sm3/shhtml> – (дата обращения 25 августа 2014 г.)

разработки монохроматора изображения – прибора для узкополосной спектральной фильтрации на базе дисперсионного монохроматора. Использование диспергирующей системы для спектральной фильтрации потенциально обеспечивает улучшенное спектральное разрешение и подавление фона по сравнению с системами для мультиспектральной съемки на базе полосовых или перестраиваемых фильтров (значимость подавления фона существенно возрастает при уменьшении спектральной ширины выделяемой полосы). Отличие от систем со сканирующей щелью – независимость спектрального и пространственного разрешений, за счет чего возможно увеличение входной щели для единовременной регистрации всей входной апертуры в узком спектральном диапазоне. Для многих рутинных