

УДК 629.734.7, 621.396.6

## **Моделирование и оценка ветровых воздействий на парашютируемый модуль радиомониторинга**

**Воскобойников М.А.<sup>1\*</sup>, Подстригаев А.С.<sup>2\*\*</sup>, Давыдов В.В.<sup>1\*\*\*</sup>**

*<sup>1</sup>Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,  
ул. Политехническая, 29, Санкт-Петербург, 195251, Россия*

*<sup>2</sup>Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет  
«ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова, ул. Профессора Попова, 5, Санкт-Петербург,  
197376, Россия*

*\*e-mail: voskoboynikov97@mail.ru*

*\*\*e-mail: ap0d@ya.ru*

*\*\*\*e-mail: davydov\_vadim66@mail.ru*

### **Аннотация**

В работе предложена методика моделирования ветровых воздействий на систему, состоящую из носителя с модулем радиомониторинга и парашюта (система «парашют-носитель»). При моделировании используется среда MATLAB Simulink, расчеты выполнены в программе MATLAB. В работе представлены результаты моделирования угла отклонения максимума диаграммы направленности антенны (ДНА) от вертикали при ветровых воздействиях на высотах до 10 км и при разных параметрах системы «парашют-носитель». Особенности работы являются учет в математическом моделировании ускорения ветра и изменяющихся во времени аэродинамических характеристик системы. Результаты моделирования позволили, в частности, оценить устойчивость положения зоны обзора малогабаритного модуля радиомониторинга.

**Ключевые слова:** парашют, радиомониторинг, моделирование, ветровые воздействия.

## **Введение**

Для обеспечения высокой дальности действия и площади обзора модуль радиомониторинга размещается на воздушном носителе [1 – 3]. Одним из вариантов размещения является парашютируемый носитель [1]. При этом направление максимума диаграммы направленности антенны модуля радиомониторинга зависит от конструкции парашюта, ветровых нагрузок и других параметров атмосферы. Известно, что для стабилизации системы «парашют-носитель» используется множество мер, например, увеличение длины строп, уменьшение площади парашюта и увеличение массы груза [4 – 7]. Динамика парашютных систем с грузом описана в работах [8 – 13]. Однако влияние ветровых нагрузок на систему «парашют-носитель» исследовано недостаточно. В частности, отсутствуют данные по характеру временной зависимости отклонения продольной оси носителя от вертикали при различных ветровых воздействиях в зависимости от высоты. Также не исследовано воздействие ветра с ускорениями на систему. Поэтому разработана модель в среде MATLAB Simulink. В работе описана разработка модели и результаты ее использования.

### **Разработка математической модели системы «парашют-носитель»**

В математической модели приняты следующие допущения:

– рассмотрена двумерная модель системы «парашют-носитель»;

- стропы и купол парашюта имеют высокую жесткость;
- силы приложены в двух точках: центр масс носителя и центр масс парашюта;
- носитель имеет цилиндрическую форму.

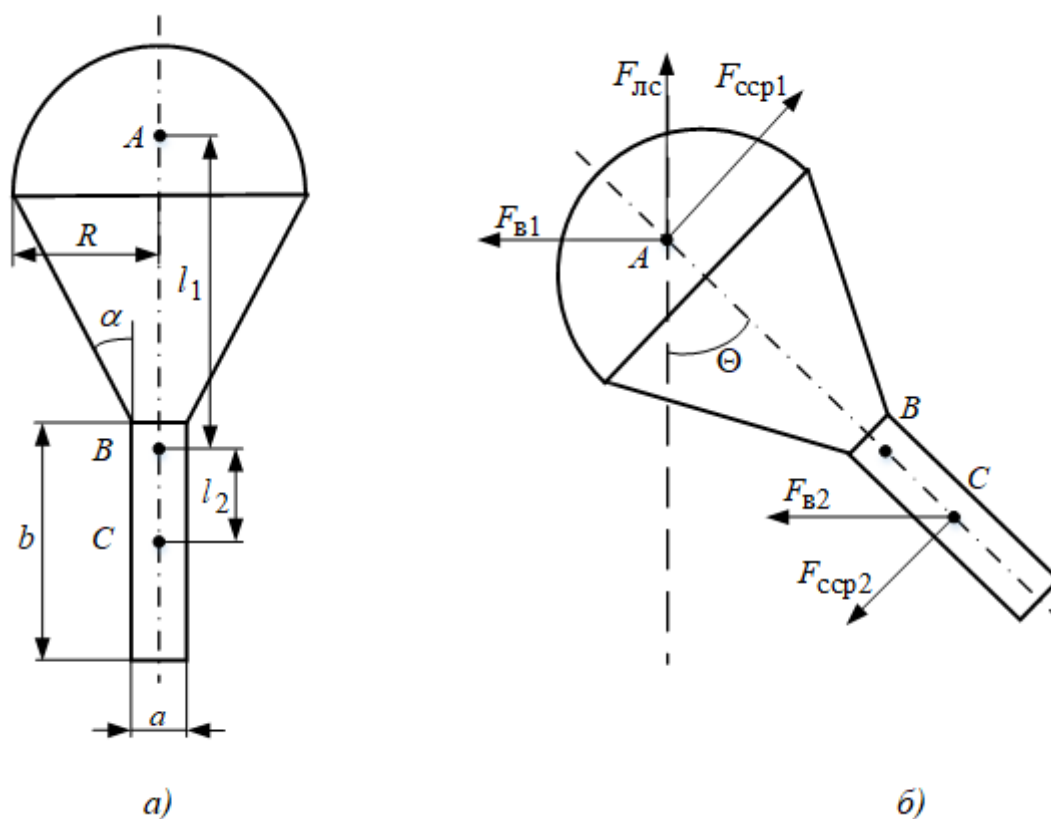


Рис. 1. Рассматриваемая система: а) в состоянии покоя; б) при воздействии ветра

$A$  – центр масс парашюта;  $B$  – точка вращения (центр масс системы «парашют-носитель»);  $C$  – центр масс носителя;  $l_1$  – расстояние от  $A$  до  $B$ ;  $l_2$  – расстояние от  $C$  до  $B$ ;  $a$  – диаметр носителя;  $b$  – длина носителя;  $R$  – радиус основания парашюта;  $F_{лс}$  – сила лобового сопротивления парашюта;  $F_{ссп1}$  – сила сопротивления среды парашюта;  $F_{ссп2}$  – сила сопротивления среды носителя;  $F_{в1}$  –

сила действия ветра на парашют;  $F_{B2}$  – сила действия ветра на носитель;  $\alpha$  – угол между стропами парашюта и продольной осью антенны;  $\Theta$  – угол отклонения продольной оси антенны от вертикали.

По второму закону Ньютона для вращательного движения [14]:

$$J \ddot{\Theta} = M, \quad (1)$$

где  $J$  – момент инерции тела,  $\ddot{\Theta}$  – угловое ускорение,  $M$  – момент приложенных к телу сил.

Применив (1) для данного случая, получим:

$$J \ddot{\Theta} = F_{B1} \cdot l_1 \cdot \cos \Theta - F_{ЛС} \cdot l_1 \cdot \sin \Theta - F_{ссп1} \cdot l_1 - F_{B2} \cdot l_2 \cdot \cos \Theta - F_{ссп2} \cdot l_2, \quad (2)$$

где силы, приложенные к рассматриваемой системе, примут вид [15]:

$$F_{B1} = 0,5 \cdot S_{пб}(\Theta) \cdot C_{пб}(\Theta) \cdot \rho \cdot V_B^2, \quad (3)$$

$$F_{ЛС} = 0,5 \cdot S_{пн}(\Theta) \cdot C_{пн}(\Theta) \cdot \rho \cdot V_{\Pi}^2, \quad (4)$$

$$F_{ссп1} = 0,5 \cdot S_{пб} \cdot C_{пб} \cdot \rho \cdot \dot{\Theta}, \quad (5)$$

$$F_{B2} = 0,5 \cdot S_H(\Theta) \cdot C_H(\Theta) \cdot \rho \cdot V_B^2, \quad (6)$$

$$F_{ссп2} = 0,5 \cdot S_H \cdot C_H \cdot \rho \cdot \dot{\Theta}, \quad (7)$$

где  $S_{пб}$  – площадь проекции поверхности парашюта на вертикальную плоскость;  $C_{пб}$  – коэффициент аэродинамического сопротивления боковой поверхности парашюта;  $\rho$  – плотность воздуха на рассматриваемой высоте;  $V_B$  – скорость горизонтального ветра;  $S_{пн}$  – площадь проекции поверхности парашюта на

горизонтальную плоскость;  $C_{\text{ПН}}$  – коэффициент аэродинамического сопротивления нижней поверхности парашюта;  $V_{\text{П}}$  – скорость спуска парашюта на заданной высоте, зависящая от  $\rho$ ,  $C_{\text{ПН}}$  и массы системы;  $\dot{\Theta}$  – угловая скорость;  $S_{\text{Н}}$  – площадь проекции боковой поверхности носителя;  $C_{\text{Н}}$  – коэффициент аэродинамического сопротивления боковой поверхности носителя.

Так как силы сопротивления среды  $F_{\text{ср1}}$ ,  $F_{\text{ср2}}$  всегда направлены по касательной к круговой траектории движения, значения коэффициентов  $C_i$  и площадей  $S_i$  для них не зависят от угла  $\Theta$ :  $C_{\text{Пб}} = C_{\text{Пб}}(0)$ ,  $S_{\text{Пб}} = S_{\text{Пб}}(0)$ ,  $S_{\text{Н}} = S_{\text{Н}}(0)$ ,  $C_{\text{Н}} = C_{\text{Н}}(0)$ .

Момент инерции системы  $J$  можно найти следующим образом [15]:

$$J = m_{\text{П}} \cdot l_1^2 + m_{\text{Н}} \cdot l_2^2, \quad (8)$$

где  $m_{\text{П}}$  – масса парашюта,  $m_{\text{Н}}$  – масса носителя.

### Моделирование системы в MATLAB Simulink

Для исследования устойчивости системы «парашют-носитель» на основе выражений (2) – (8) в среде MATLAB Simulink разработана модель, представленная на рис. 2.

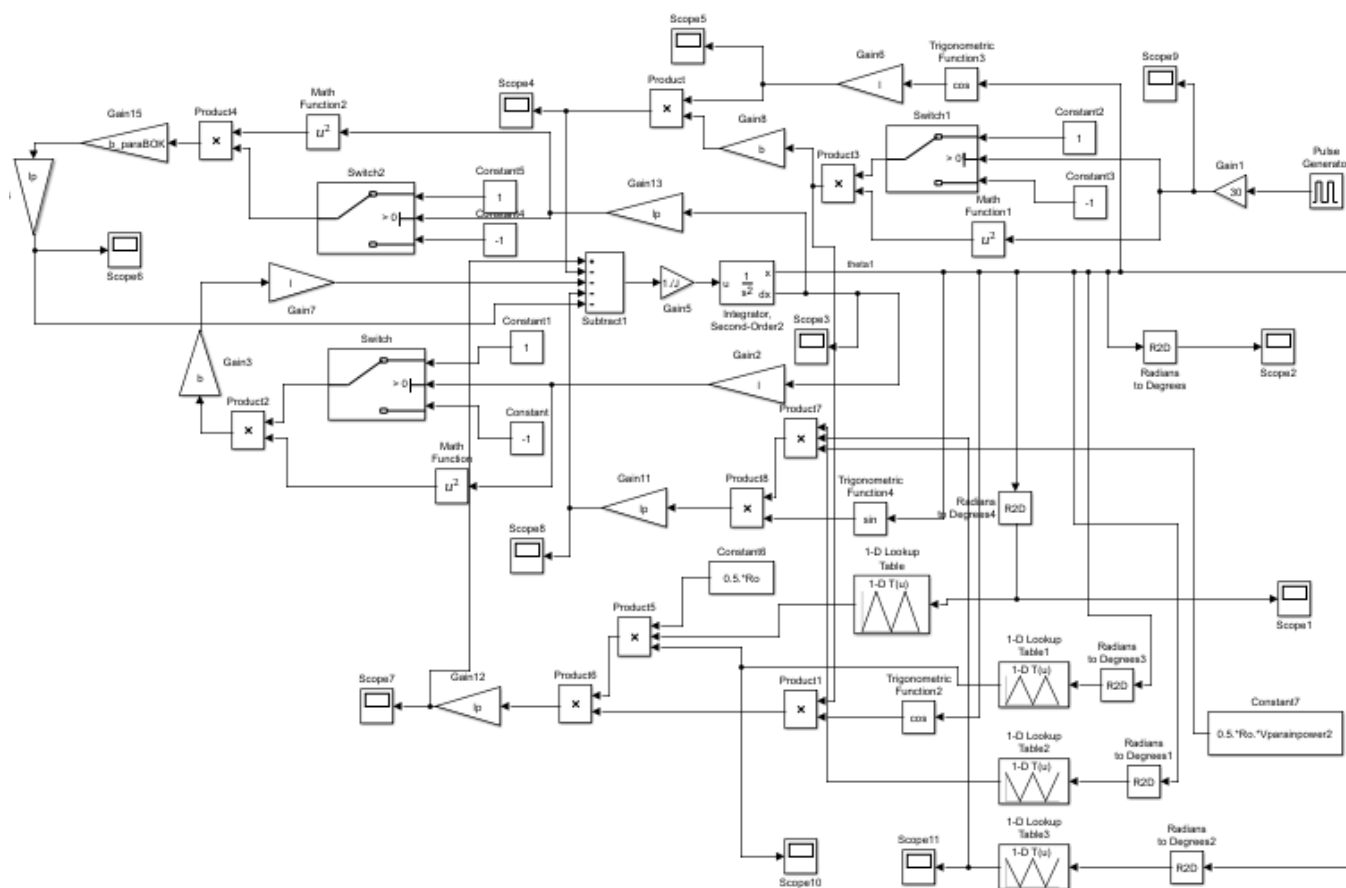


Рис. 2. Модель в MATLAB Simulink

Изначально заданы следующие параметры:  $m_{\Pi} = 0,3$  кг,  $m_{\text{H}} = 4$  кг,  $l_1 = 0,92$  м,  $l_2 = 0,07$  м,  $a = 0,08$  м,  $b = 0,325$  м,  $R = 0,399$  м,  $\alpha = 30^\circ$ ,  $S_{\text{H}} = 0,0494$  м<sup>2</sup>.

Изменение переменных коэффициентов в MATLAB Simulink реализуется с помощью блоков Lookup table.

Принимаем  $S_{\text{Пб}}(0) = 0,5S_{\text{Пн}}(0)$ . При повороте системы на  $90^\circ$  меняются местами площади проекций на горизонтальную и вертикальную плоскости. Тогда, считая, что  $S_{\text{Пб}}(\Theta)$  при изменении угла  $\Theta$  от  $0^\circ$  до  $90^\circ$  меняется линейно от  $0,25$  м<sup>2</sup> до  $0,5$  м<sup>2</sup>, получим, что  $S_{\text{Пн}}(\Theta)$  при изменении угла  $\Theta$  от  $0^\circ$  до  $90^\circ$  меняется линейно от  $0,5$  м<sup>2</sup> до  $0,25$  м<sup>2</sup>.

Аналогично,  $C_{\text{пб}}(\Theta)$  при изменении угла  $\Theta$  от  $0^\circ$  до  $90^\circ$  меняется линейно от 0,7 до 1,3, а  $C_{\text{пн}}(\Theta)$  при изменении угла  $\Theta$  от  $0^\circ$  до  $90^\circ$  меняется линейно от 1,3 до 0,7 [4, 16]. На практике зависимости  $C_{\text{пб}}(\Theta)$  и  $C_{\text{пн}}(\Theta)$  нелинейны, однако рассчитать точно эти коэффициенты при изменении угла  $\Theta$  возможно только в аэродинамической трубе [17].

$S_{\text{пб}}(\Theta)$ ,  $S_{\text{пн}}(\Theta)$ ,  $C_{\text{пб}}(\Theta)$ ,  $C_{\text{пн}}(\Theta)$  от  $90^\circ$  до  $180^\circ$  изменяются в обратной последовательности.

В связи с малым влиянием сопротивления среды носителю пренебрегаем  $S_{\text{н}}(\Theta)$  и  $C_{\text{н}}(\Theta)$ , принимаем  $S_{\text{н}} = 0,0494 \text{ м}^2$ ,  $C_{\text{н}} = 0,8$  [16].

Исследуем поведение системы на разных высотах.

От высоты зависит плотность воздуха, от которой, в свою очередь, зависят действующие на систему силы и скорость спуска. Рассмотрим равномерный спуск на высотах  $h_1 = 10 \text{ км}$  и  $h_2 = 1 \text{ км}$ .

Средняя скорость ветра на высоте  $h_1$  составляет 15 м/с [18, 19]. Для учета максимальных воздействий моделируем поведение системы при вдвое большей скорости ветра  $V_{\text{в1}} = 30 \text{ м/с}$ . Скорость ветра в MATLAB Simulink задается с помощью генератора импульсов.

Плотности воздуха для высот  $h_1$  и  $h_2$  равны соответственно  $\rho_1 = 0,41 \text{ кг/м}^3$  и  $\rho_2 = 1,11 \text{ кг/м}^3$  [20], а соответствующие им скорости спуска парашюта при заданной массе системы  $m = m_{\text{п}} + m_{\text{н}}$  составят  $V_{\text{п1}} = 24,23 \text{ м/с}$  и  $V_{\text{п2}} = 14,73 \text{ м/с}$ .

Исследуем отклонение системы от вертикали при воздействии ветра со скоростью  $V_B = 30 \text{ м/с}$  и продолжительностью  $t_B = 1 \text{ с}$ , а также при воздействии постоянного ветра ( $t_B = \text{const}$ ) с той же скоростью. При этом в начальный момент времени система находится в состоянии равновесия, т.е.  $\Theta = 0^\circ$ .

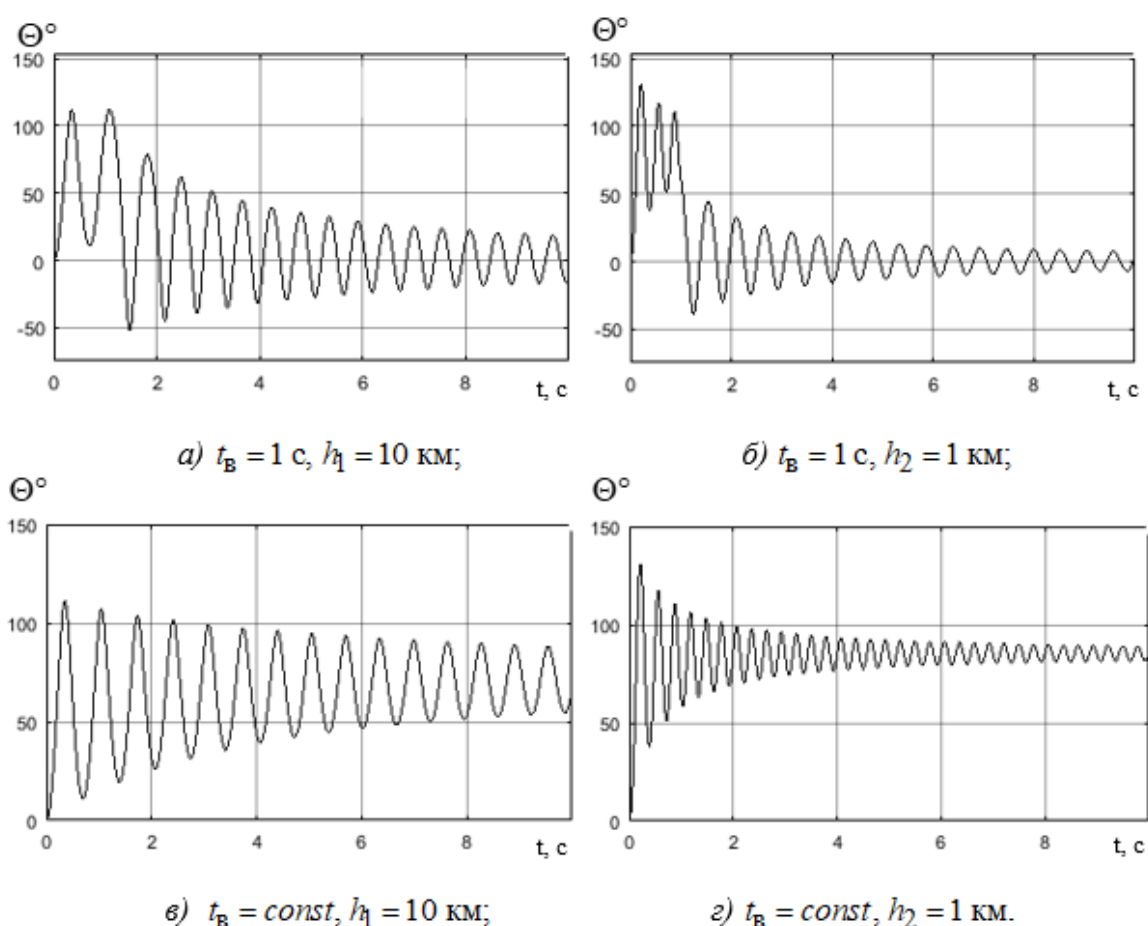


Рис. 3. Временная зависимость  $\Theta$  при кратковременном (а; б) и постоянном (в; г) ветровых воздействиях

Согласно полученным зависимостям (рис. 3) с уменьшением высоты максимальный угол отклонения увеличивается, при постоянном воздействии ветра установившееся значение угла  $\Theta$  увеличивается, затухание происходит быстрее.

Несмотря на меньший угол отклонения на высоте 10 км, угол  $\Theta$  на большей высоте повлияет на работу системы сильнее. Как показано на рис. 4, зона обзора



аппаратуры радиомониторинга сильно зависит от высоты ее размещения. Поэтому будем проводить моделирование на высоте 10 км.

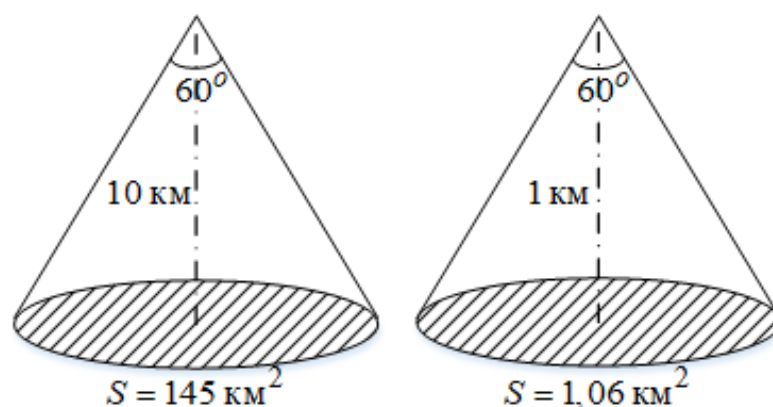


Рис. 4. Зона обзора аппаратуры радиомониторинга на земле при величине угла диаграммы направленности  $60^\circ$

Исследуем зависимость поведения системы от длины строп. При неизменной площади парашюта длина строп задаётся через угол  $\alpha$ .

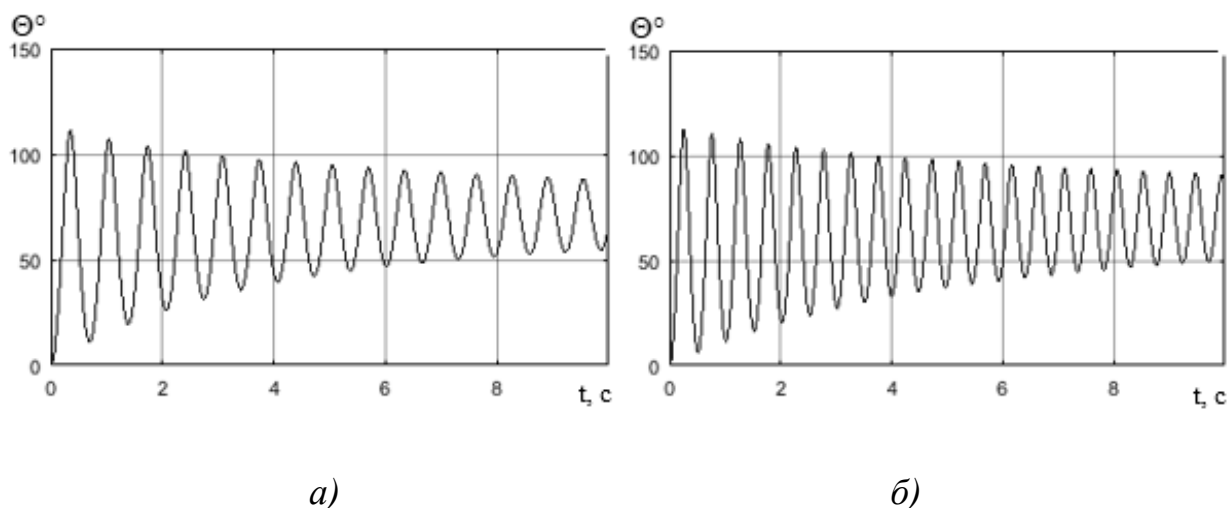


Рис. 5. Временная зависимость  $\Theta$  при воздействии в нулевой момент времени постоянного ветра  $V_B = 30$  м/с при значении угла  $\alpha$ : а)  $30^\circ$ ; б)  $60^\circ$

Видим, что при увеличении угла  $\alpha$  увеличивается амплитуда колебаний и частота (рис. 5), исходя из этого, лучше взять  $\alpha$  наименьшим из возможных. Также необходимо помнить, что для беспрепятственного наполнения воздухом парашют

должен находиться на удалении от носителя. Для  $\alpha < 30^\circ$  натяжение строп уменьшается, что не позволяет рассматривать результаты моделирования с ранее принятым допущением о жесткости строп и купола. Примем  $\alpha = 30^\circ$ .

Исследуем зависимость угла отклонения  $\Theta$  от площади парашюта ( $S_{\text{пб}}(0), S_{\text{пн}}(0)$ ). При этом учтено изменение скорости спуска и зависимостей  $S_{\text{пн}}(\Theta) S_{\text{пб}}(\Theta)$ .

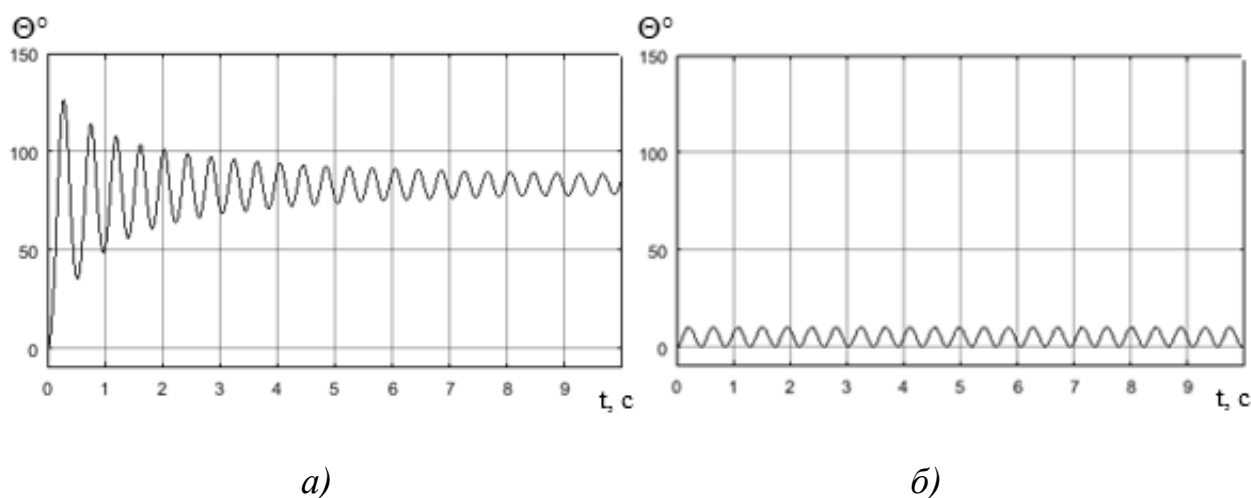


Рис. 6. Временная зависимость  $\Theta^\circ$  при воздействии в нулевой момент времени

постоянного ветра  $V_B = 30 \text{ м/с}$  при

$$a) S_{\text{пн}}(0) = 1 \text{ м}^2, S_{\text{пб}}(0) = 0,5 \text{ м}^2; \quad б) S_{\text{пн}}(0) = 0,1 \text{ м}^2, S_{\text{пб}}(0) = 0,05 \text{ м}^2$$

При меньшей площади парашюта наблюдается меньший угол отклонения при воздействии ветра (рис. 6). Заметим также, что колебания практически не затухают. Но следует обратить внимание, что при уменьшении площади парашюта увеличивается скорость спуска (рис. 7). Из-за этого уменьшается время полета, и аппаратура радиомониторинга будет работать меньшее время.

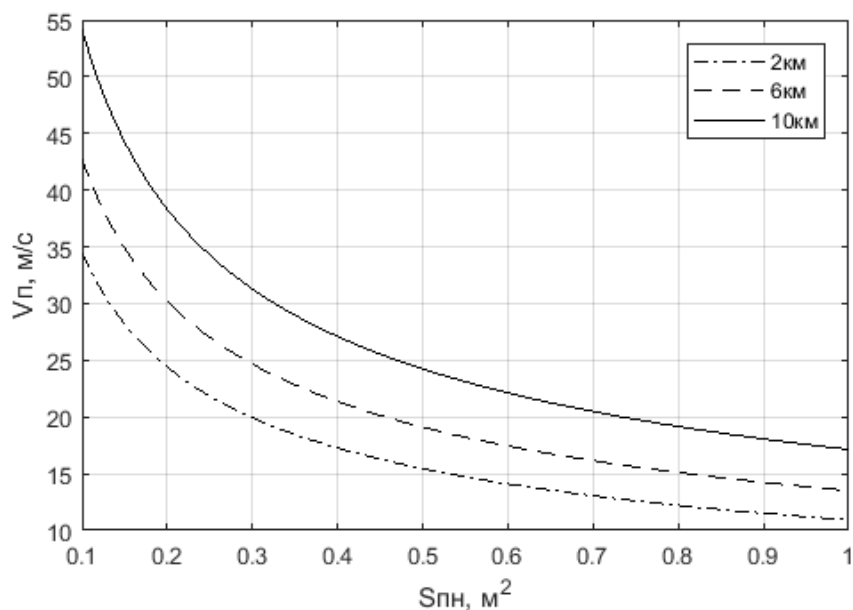


Рис. 7. Зависимость скорости спуска от площади проекции парашюта на горизонтальную плоскость при заданных ранее параметрах системы на разных высотах

Примем начальные значения площади парашюта и рассмотрим влияние массы носителя на систему.

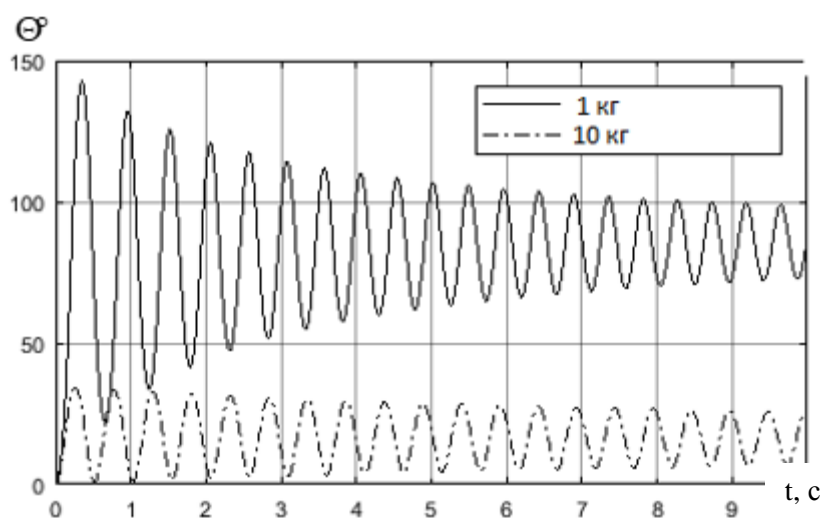


Рис. 8. Временная зависимость величины угла  $\Theta$  при воздействии постоянного ветра  $V_B = 30$  м/с в нулевой момент времени при разных массах носителя

По графику (рис. 8) видно, что увеличение массы носителя приводит к уменьшению отклонения величины угла  $\Theta$ , увеличению длительности затухания колебаний. Кроме того, увеличивается скорость спуска.

Исследуем поведение системы при различных ветровых воздействиях.

На рис. 9 скорость ветра задается с помощью последовательно соединенных блоков Ramp и Saturation. Таким образом, мы задаем ускорение ветра  $15 \text{ м/с}^2$  первые 2 секунды, а затем постоянное воздействие ветра.

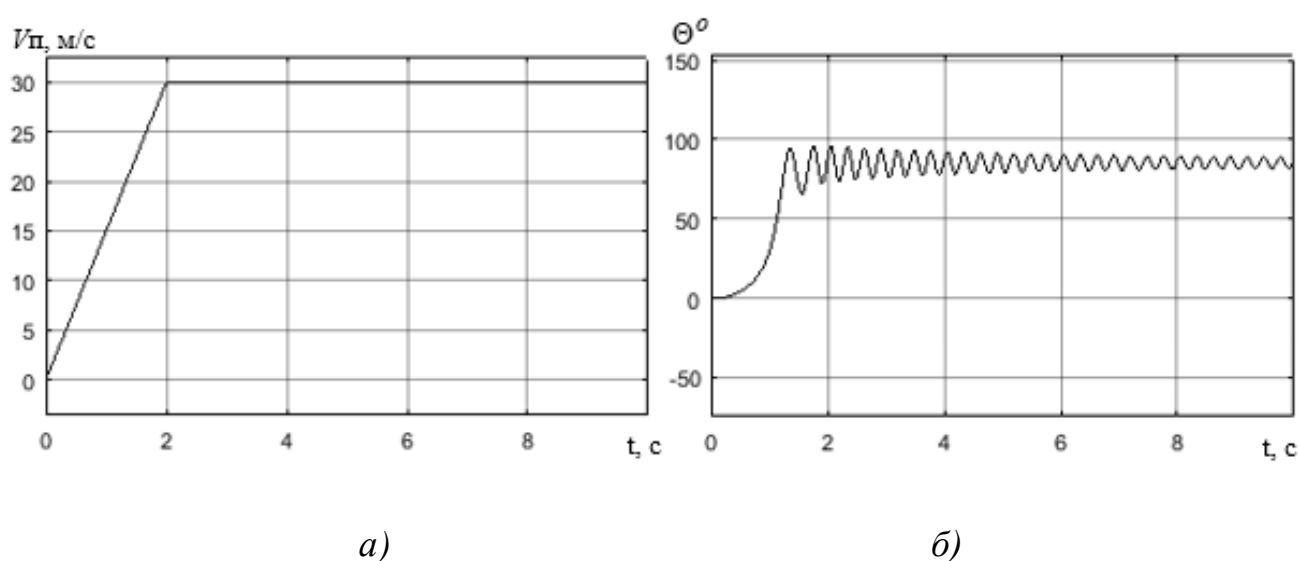
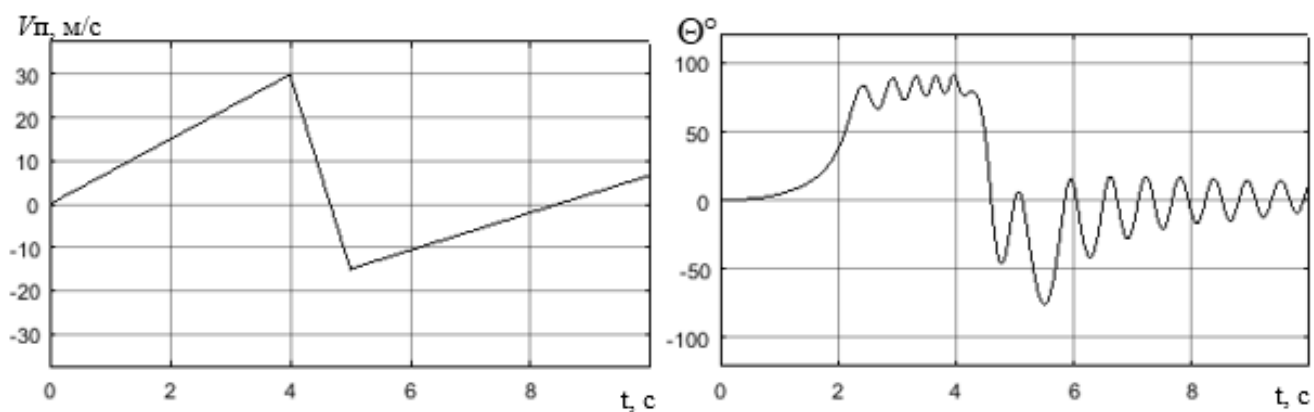


Рис. 9. Временные зависимости: а) скорости ветра; б) величины угла  $\Theta$

По графику (рис. 9) видно, что при возрастании скорости ветра с конечным ускорением  $15 \text{ м/с}^2$  максимальный угол  $\Theta$  меньше, чем при мгновенном возрастании скорости от 0 до  $30 \text{ м/с}$ , как было промоделировано ранее.

На рис. 10(а) показано ветровое воздействие с разными ускорениями ветра, заданное в блоке Signal Builder. Отрицательное значение скорости ветра – ветер дует в противоположную сторону.



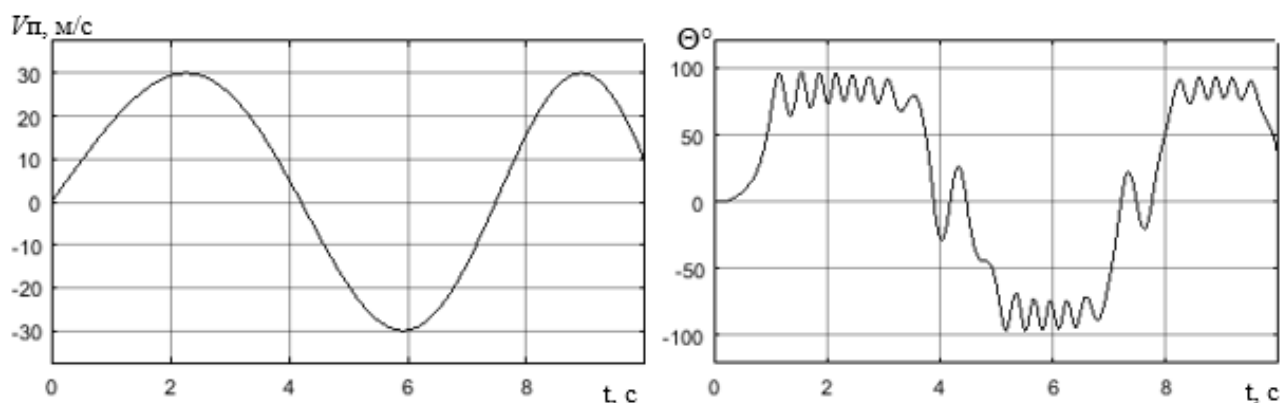
а)

б)

Рис. 10. Временные зависимости: а) скорости ветра в м/с; б) величины угла  $\Theta$

Видим по результатам (рис. 10), что чем больше ускорение по модулю, тем быстрее достигается максимальный угол, причем колебания возникают в конце изменения скорости. Тогда как при небольшом модуле ускорения изменение угла происходит совместно с колебаниями.

На рис. 11 показано ветровое воздействие с «плавным» изменением скорости ветра, заданное в блоке Chirp Signal, и временная зависимость величины угла  $\Theta$  при этом воздействии.



а)

б)

Рис. 11. Временные зависимости: а) скорости ветра; б) величины угла  $\Theta$

При «плавном» изменении скорости ветра (рис. 11), угол изменяется плавно, доходя до максимального значения раньше, чем закончится увеличение модуля скорости. При приближении к пикам скорости начинаются колебания угла  $\Theta$ .

### Оценка устойчивой зоны обзора

На рис. 12 представлены полученные в результате использования модели значения  $\Theta$  для различных высот и значений скорости ветра при заданных параметрах системы «парашют-носитель».

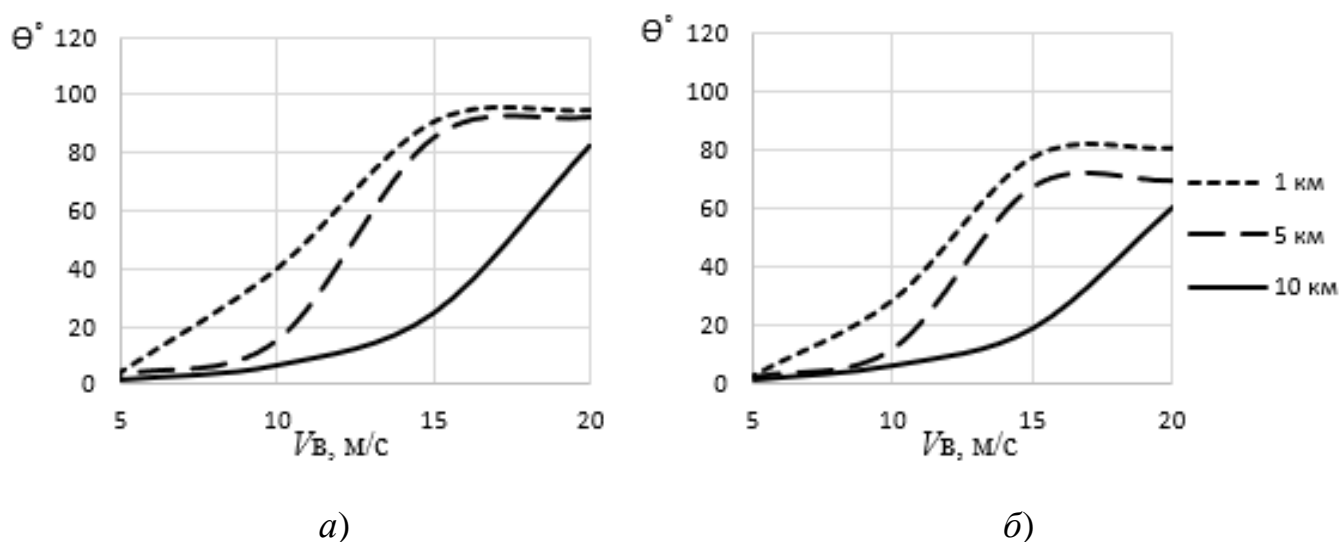


Рис. 12. Зависимости максимального (а) и среднего (б) углов отклонения  $\Theta$  от скорости ветра на различных высотах

Полученный результат позволяет оценить движение зоны обзора парашютируемого модуля радиомониторинга по земной поверхности при воздействии ветра при заданных параметрах. На рис. 13 в качестве примера представлен результат для случая, когда аппаратура радиомониторинга работает на высоте  $h=10$  км, скорость ветра  $V_B=13$  м/с, считаем, ветер может изменить направление только в противоположную сторону.

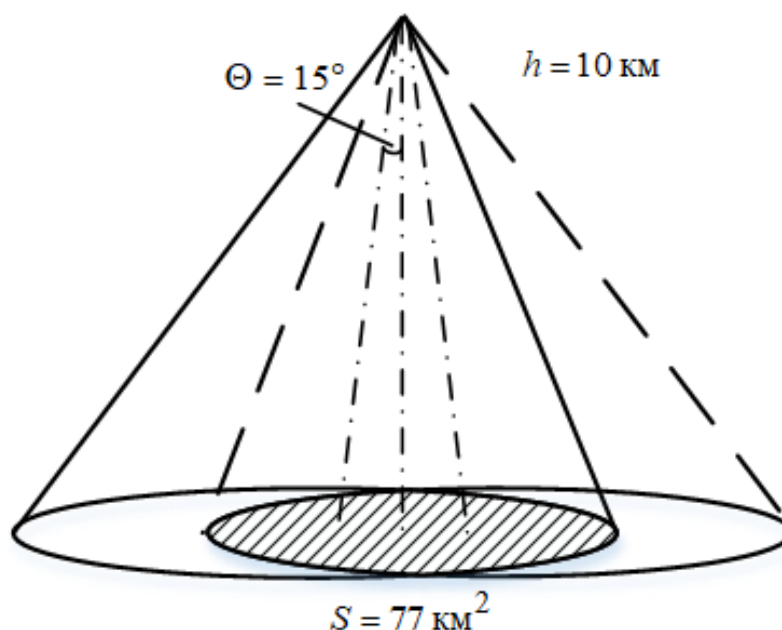


Рис. 13. Оценка зоны обзора аппаратуры радиомониторинга при ветровых воздействиях

Модель позволяет получить максимальный угол отклонения  $\Theta = 15^\circ$ , угол диаграммы направленности антенной системы равен  $60^\circ$ . В этом случае зона, обозримая аппаратурой радиомониторинга, испытывает колебания. Устойчивая зона обзора находится как пересечение зон обзора радиомониторинга в максимальных точках отклонения и составляет приблизительно  $77 \text{ км}^2$ . Под устойчивой зоной обзора в данной работе понимается минимальная площадь  $S_{\text{уст}}$ , в которой осуществляется радиомониторинг.

Если возможные направления ветра неизвестны, известна только его скорость, устойчивая зона обзора находится как пересечение зон обзора радиомониторинга в максимальных точках отклонения во всех направлениях. В таком случае, при заданных ранее условиях,  $S_{\text{уст}}$  составляет примерно  $23 \text{ км}^2$ .

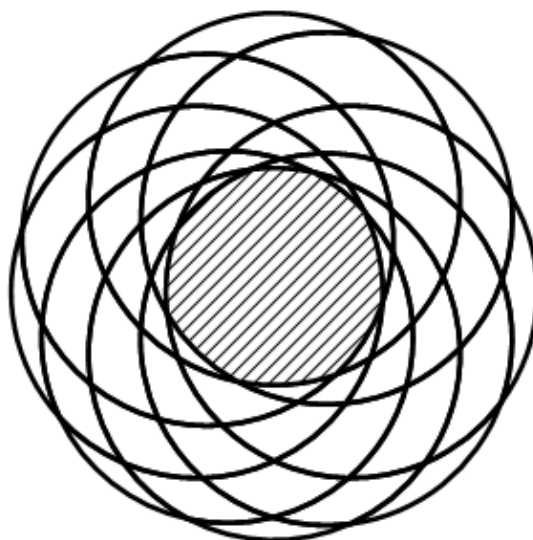


Рис. 14. Устойчивая зона обзора аппаратуры радиомониторинга в случае, если направление ветра неизвестно (вид сверху)

### **Выводы**

В результате проделанной работы получены значения угла отклонения максимума ДНА аппаратуры радиомониторинга  $\Theta$  от вертикали. Угол отклонения рассчитан с учетом различных параметров системы «парашют-носитель», на разных высотах и при различных ветровых воздействиях. В работе исследовано влияние длины строп, площади парашюта и массы носителя на угол  $\Theta$ . Такие зависимости позволяют количественно оценить изменение устойчивости системы «парашют-носитель», а также оптимизировать конструкцию в части уменьшения влияния ветрового воздействия на основе оценки устойчивости зоны обзора парашютируемого модуля радиомониторинга. Предложено понятие устойчивой зоны обзора.



### Библиографический список

1. Шнурков О.И. Система разведки и целеуказания на базе спускаемых разведывательных модулей // Морской сборник. 2013. № 11. С. 60 – 67.
2. Лихачев В.П., Семенов В.В., Веселков А.А., Демчук А.А. Обобщенный алгоритм радиотехнического мониторинга РЛС с синтезированной апертурой антенны // Материалы XVI Международной научно -методической конференции «Информатика: проблемы, методология, технологии». (Воронеж, 11 - 12 февраля 2016). - Воронеж: Изд-во Научно-исследовательские публикации, 2016. С. 179 – 184.
3. Бриндикова И.В., Бушанский А.С., Милюков И.А., Толстов А.А., Харин А.А. Технические и кадровые аспекты применения ГЛОНАСС при мониторинге объектов наземной космической инфраструктуры // Труды МАИ. 2012. № 56. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=30317>
4. Лобанов Н.А. Основы расчета и конструирования парашютов. – М: Машиностроение, 1965. – 363 с.
5. Poynter D. The Parachute Manual: A Technical Treatise on Aerodynamic Decelerators, Para Publishing, 1991, 416 p.
6. Poynter D., Turoff M. Parachuting: The Skydiver's Handbook, Para Publishing, 2003, 402 p.
7. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Г. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. – 575 с.
8. Wolf D.E. The Dynamic Stability of Nonrigid Parachute and Payload System // AIAA Paper, no. 209, 1970, pp. 1 - 12.

9. Чуркин В.М. К анализу динамики парашютной системы со свободно подвешенным грузом // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=27754>
10. Чуркин В.М. Вынужденные колебания парашютной системы с упругими стропами // Труды МАИ. 2015. № 84. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=63004>
11. Рысев О.В., Вишняк А.А., Чуркин В.М., Юрцев Ю.Н. Динамика связанных тел в задачах движения парашютных систем. - М.: Машиностроение, 1992. – 288 с.
12. Чуркин В.М. Динамика парашютных систем на этапе спуска. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008. – 184 с.
13. Бугримов А.Л., Васильченко А.Г., Леонов С.В. Методы инженерного расчета и математического моделирования работы парашютов // Вестник Московского государственного областного университета. Серия: Физика-математика. 2011. № 3. С. 90 – 96.
14. Кириченко Н.А., Крымский К.М. Общая физика. Механика. – М.: МФТИ, 2013. – 290 с.
15. Бутенин Н.В., Лунц Я.Л., Меркин Д.Р. Курс теоретической механики: Т. II. - М.: Наука, 1985. - 496 с.
16. Ковтуненко В.М., Каменко В.Ф., Яскевич Э.П. Аэродинамика орбитальных космических аппаратов. – Киев: Наукова Думка, 1977. – 156 с.
17. Бедржицкий Е.Л., Дубов Б.С., Радциг А.Н. Теория и практика аэродинамического эксперимента. – М.: МАИ, 1990. – 215 с.
18. Богаткин О.Г. Авиационная метеорология. – СПб: РГГМУ, 2005. – 328 с.

19. Матвеев Л.Т. Курс общей метеорологии. Физика атмосферы. – Ленинград: Гидрометеорологическое издание, 1984. – 751 с.
20. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – Москва: Изд-во стандартов, 1982. – 180 с.

*Статья поступила в редакцию 17.01.2019*