

Научная статья

УДК 629.7

DOI: [10.34759/trd-2022-126-25](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-25)

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРИМЕНЕНИЯ ГИБРИДНЫХ МУЛЬТИРОТОРНЫХ ДРОНОВ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ В РЕЖИМЕ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА

Джавадов Натиг Гаджи оглы¹, Асланова Айтен Баба гызы²✉

^{1,2}Национальное аэрокосмическое агентство,

Баку, Азербайджанская Республика

¹Anasa@yahoo.com

²aslanova.ayten6@hotmail.com ✉

Аннотация. С появлением дронов возникла возможность использования беспилотных летательных устройств для исследования загрязненности атмосферы аэрозолем, различными газами и водными парами. Для этих целей до сих пор широко используется метод радиометрических зондов, работающих в режиме вертикального подъема. Вместе с тем, успешное выполнение указанной функции с помощью БПЛА зависит от ряда факторов, одним из которых является ограниченность времени их полета. Так, например, типичное время полета мультироторных батарейных дронов составляет 20÷50 минут. Одним из направлений решения данной проблемы является использование системы гибридной водородной топливной ячейки (FCHS), содержащей топливную ячейку и электрическую батарею. Исследован вопрос об использовании дрона, снабженного

водородной ячейкой системы гибридного энергопитания и электрическими батарейками, для исследования вертикального профиля атмосферы.

Решена задачи нахождения оптимальной зависимостей энергии системы энергопитания и потребляемой мощности от высоты, при которых, с учетом ограничения на среднюю по высоте потребляемой мощности, время полета может быть сведена к минимуму. Такая минимизация времени полета объясняется необходимостью устранения влияния изменений в атмосфере на общий результат исследования структуры атмосферы.

С учетом полученного решения, а также известной зависимости потребляемой мощности дрона от массы, ускорения свободного падения, плотности воздуха и площади диска пропеллера получена формула для вычисления массы в оптимальном режиме. Показано, что в оптимальном режиме условие постоянства массы обеспечивается в том случае если энергия системы энергоснабжения будет расти по экспоненциальному закону. В случае отсутствия такого роста для реализации изложенного оптимального режима полета рекомендован режим сброса отработанных батареек.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, атмосфера, оптимизация, энергопитание, водородная топливная ячейка

Для цитирования: Джавадов Н.Г., Асланова А.Б. Оптимизация применения гибридных мультироторных дронов для исследования атмосферы в режиме вертикального взлета // Труды МАИ. 2022. № 126. DOI: [10.34759/trd-2022-126-25](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-25)

Original article

OPTIMIZATION OF THE USE OF HYBRID MULTIROTOR DRONES FOR ATMOSPHERIC RESEARCH IN VERTICAL TAKEOFF MODE

Javadov Natig Haji oglu¹ Aslanova Auten Baba gyzy²

^{1,2}National Aerospace Agency,

Baku, Republic of Azerbaijan

¹Anasa@yahoo.com

²aslanova.ayten6@hotmail.com✉

Abstract. With the advent of drones, it became possible to use unmanned aerial devices to study the pollution of the atmosphere with aerosol, various gases and water vapors. For these purposes, the method of radiometric probes operating in vertical lift mode is still widely used. At the same time, the successful performance of this function with the help of UAVs depends on a number of factors, one of which is the limited time of their flight. For example, the typical flight time of multirotor battery-powered drones is 20-50 minutes. One of the ways to solve this problem is the use of a hybrid hydrogen fuel cell (FCHS) system containing a fuel cell and an electric battery. The question of using a drone equipped with a hydrogen cell of a hybrid power supply system and electric batteries to study the vertical profile of the atmosphere has been investigated.

The problem of finding the optimal dependences of the energy of the power supply system and the power consumption on the altitude is solved, at which, taking into account the limitation on the average height of the power consumption, the flight time can be minimized. This minimization of flight time is explained by the need to eliminate the

influence of changes in the atmosphere on the overall result of the study of the structure of the atmosphere.

Taking into account the obtained solution, as well as the known dependence of the drone's power consumption on mass, acceleration of free fall, air density and the area of the propeller disk, a formula for calculating the mass in the optimal mode is obtained. It is shown that in the optimal mode, the condition of mass constancy is provided if the energy of the power supply system increases exponentially. In the absence of such growth, the discharge mode of spent batteries is recommended for the implementation of the described optimal flight mode.

Keywords: unmanned aerial vehicle, atmosphere, optimization, energy supply, hydrogen fuel cell

For citation: Javadov N.G., Aslanova A.B. Optimization of the use of hybrid multicopter drones for atmospheric research in vertical takeoff mode. *Trudy MAI*, 2022, no. 126. DOI: [10.34759/trd-2022-126-25](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-25)

1. Введение

Для исследования загрязненности атмосферы аэрозолем, различными газами и водными парами широко используется метод радиометрических зондов, работающих в режиме вертикального подъема [1-3]. С появлением дронов возникла возможность использования беспилотных летательных устройств в этих целях [4,5]. Вместе с тем, успешное выполнение указанной функции с помощью БПЛА зависит от ряда факторов, одним из которых является помехоустойчивость радиометрического канала измерительной системы БПЛА [6-9]. Так в работе [6]

предлагается использование мультиспектральных оптико-электронных измерителей для повышения оперативности работы мобильной платформы экологического мониторинга. В работе [7] рассмотрена возможность перехода на новые стандарты для повышения точности оценки энергетических характеристик конкретного оптико-электронного прибора. В работе [8] отмечается, что современные условия выдвигают комплекс требований к электронной аппаратуре инфкоммуникационных средств в плане повышения их энергоэффективности. При этом одним из путей для достижения указанных целей является прогнозирование помехоустойчивости радиометрических каналов БПЛА методом физического моделирования электромагнитных помех [9]. Другим, не менее важным фактором является ограниченность времени их полета. Так, например, типичное время полета мультироторных батарейных дронов составляет 20÷50 минут. Одним из направлений решения данной проблемы является использование системы гибридной водородной топливной ячейки (FCHS), содержащей топливную ячейку и электрическую батарею [10-16]. Хорошо известно, что мультироторные дроны имеют более интенсивную силовую установку по сравнению с БПЛА в виде фиксированного крыла, а также более динамичный характер энергопотребления [17]. Использование гибридных батарей в системе питания в этом случае объясняется необходимостью обеспечения высокой маневренности дрона. Имеются многочисленные промышленные образцы, снабженные такими системами энергообеспечения. Например, в 2017 – м году Военно–воздушные силы Франции приобрели дроны такого типа H2QUAD1000, способные в течение 2-х часов нести полезную нагрузку весом 1 кг [11].

Согласно [18], компанией Metavista разработан дрон с топливной ячейкой мощностью 650 Вт, позволяющий осуществлять полет в течение 10 часов используя бак с жидким водородом. Согласно [18], разработан мультироторный дрон с гибридной системой топливной ячейки с максимальной взлетной массой 25кг.

Далее в настоящей статье рассматривается вопрос об оптимизации использования таких дронов для исследования атмосферы в режиме вертикального взлета.

2.Предлагаемый метод

Хорошо известно, что базовое уравнение для вычисления времени полета БПЛА имеет вид [17]:

$$t_0 = \frac{E}{P} \quad (1)$$

где E – энергия системы энергопитания; P – мощность энергопотребления; t_0 – продолжительность полета.

В рассматриваемом режиме вертикального взлета и полета дрона с последующими атмосферными измерениями на различных высотах можно полагать, что показатели E и P являются функциями высоты полета h , т.е. имеем функции $E(h)$ и $P(h)$.

Следовательно, выражение (1) приобретает вид

$$t_0 = \frac{E(h)}{P(h)} \quad (2)$$

Далее, можем потребовать, чтобы энергопотребление при подъёме дрона с постоянной скоростью не превышало определенную величину. Следовательно, имеем:

$$\int_0^{h_m} P(h)dh = C; C = const \quad (3)$$

Показатель (3) можно назвать интегральной потребляемой мощностью в режиме равноскоростного подъема. С учетом (2) и (3) средне интегральную величину t_0 определим как

$$t_{0c} = \int_0^{h_m} \frac{E(h)}{P(h)} dh + \lambda(\int_0^{h_m} P(h)dh - C); C = const \quad (4)$$

где λ – множитель Лагранжа; h_m – максимальная высота подъема.

Выражение (4) в данном случае является целевым функционалом, позволяющим решить задачу о нахождении такой функции $P(h)$, при которой $t_{0c} \rightarrow \min$. Требование минимизации времени полета обусловлено двумя факторами:

1. Подъем дрона к заданной высоте h_m должно быть осуществлено в течение минимального времени, чтобы избежать влияния временных измерений в структуре атмосферы на результаты проводимых атмосферных измерений.
2. Следует обеспечить минимальный расход электроэнергии.

Дадим решение задачи (4). Согласно [20], оптимальная функция $P(h)_{opt}$, приводящая функционал (4) к минимальной величине должна удовлетворить условию

$$\frac{d\left\{\frac{E(h)}{P(h)} + \lambda P(h)\right\}}{dP(h)} = 0 \quad (5)$$

Из условия (5) получаем

$$-\frac{E(h)}{P(h)^2} + \lambda = 0 \quad (6)$$

или

$$P(h) = \sqrt{\frac{E(h)}{\lambda}} \quad (7)$$

С учетом выражений (3) и (7) получим

$$\int_0^{h_m} \sqrt{\frac{E(h)}{\lambda}} dh = C \quad (8)$$

Из (8) нетрудно получить следующее выражение для вычисления множителя Лагранжа λ :

$$\lambda = \frac{1}{C^2} \left[\int_0^{h_m} \sqrt{E(h)} dh \right]^2 \quad (9)$$

С учетом выражений (6) и (9) получим

$$\frac{E(h)}{P(h)^2} = \frac{1}{C^2} \left[\int_0^{h_m} \sqrt{E(h)} dh \right]^2 \quad (10)$$

Из (10) окончательно имеем

$$P(h) = C \cdot \sqrt{E(h)} / \int_0^{h_m} \sqrt{E(h)} dh \quad (11)$$

Чтобы проверить, что решение (11) приводит t_{0C} к минимуму, достаточно взять производную (6) по $P(h)$ и убедиться, что результат является положительной величиной.

Рассмотрим структурные вопросы обеспечения оптимального вертикального полета БПЛА, проводящего атмосферные измерения. Вопрос исследования формулируется следующим образом:

Какие конструктивно – технические изменения могут быть осуществлены для реализации оптимального соотношения (11) в структурном составе БПЛА в режиме

вертикального взлета. Согласно [17], движущая сила в виде функции взлетной массы определяется как

$$P(m) = \frac{k \cdot (m \cdot g)^{\frac{3}{2}}}{2 \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_{air} \cdot A_{prop}}} \quad (12)$$

где m – взлетная масса, определяемая как

$$m = m_1 + m_2 + m_3$$

где m_1 – масса дрона без полезной нагрузки и системы энергопитания; m_2 – вес системы энергопитания; m_3 – вес полезной нагрузки; ρ_{air} – плотность воздуха; g – ускорение свободного падения; k – коэффициент, учитывающий влияния верхнего пропеллера на эффективность работы нижнего пропеллера в системе двух пропеллерной соосной системе тяги; A – площадь дискового участка пропеллера.

Представим показатели g и ρ в виде функции высоты, т.е.

$$g = g(h) \quad (13)$$

$$\rho = \rho(h) \quad (14)$$

Так как

$$g(h) = \frac{GM}{(r+h)^2} \quad (15)$$

где G – гравитационная постоянная, равная $6.67 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3 \text{ с}^{-2} \text{ кг}^{-1}$; M – масса Земли; r – радиус Земли.

то для высот исследования атмосферы $h_m = 20 \text{ км}$ зависимостью g от h можно пренебречь.

Известно, что в первом приближении плотность воздуха уменьшается по экспоненциальному закону, т.е.

$$\rho = \rho_0 \cdot \exp(h/H_m) \quad (16)$$

где $\rho_0 = \rho$ при $h = 0$; H_m – высота экспоненциального падения плотности [20].

С учетом (11), (12) и (16) получаем

$$\frac{c \cdot \sqrt{E(h)}}{\int_0^{h_m} \sqrt{E(h)} dh} = \frac{k \cdot (m \cdot g)^{\frac{3}{2}}}{2 \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_0 \exp\left(\frac{-h}{H_m}\right) A_{prop}}} \quad (17)$$

Из выражения (17) находим условие изменения m по высоте полета

$$m = \sqrt{\frac{\frac{3}{2} \sqrt{2 \cdot \sqrt{2 \cdot E(h) \rho_0 \exp\left(\frac{-h}{H_m}\right) A_{prop}}} A_{prop}}{k g^{\frac{3}{2}} \cdot \int_0^{h_m} \sqrt{E(h)} dh}} \quad (18)$$

При

$$E(h) = E_0 \exp\left(\frac{h}{H_m}\right) \quad (19)$$

из (18) и (19) получим

$$m = \sqrt{\frac{\frac{3}{2} \sqrt{C \sqrt{2 E_0 \rho_0 \cdot A_{prop} A_{prop}}}}{k g^{\frac{3}{2}} \cdot A_0}} \quad (20)$$

где

$$A_0 = \int_0^{h_m} \sqrt{E_0 \exp\left(\frac{h}{H_m}\right)} \quad (21)$$

Таким образом, выражение (19) можно рассматривать в качестве условия неизменности массы m в рассматриваемом оптимальном режиме вертикального полета дрона с заданной средней мощностью по высоте.

В других случаях изменения функции $E(h)$, отличных от (19) для поддержания вышеизложенного оптимального режима можно организовать сброс массы по выражению (18), что может быть осуществлено сбросом отработанных батареек.

3. Заключение

Рассмотрен вопрос об использовании дронов, снабженной водородной ячейкой системы гибридного энергопитания и электрическими батарейками.

Сформулирована и решена задачи оптимального соотношения функций зависимости энергии системы энергопитания и потребляемой мощности от высоты, при которой с учетом ограничения на среднюю по высоте потребляемой мощности время полета может быть сведена к минимуму.

С учетом полученного решения, а также известной зависимости потребляемой мощности дрона от массы, ускорения свободного падения, плотности воздуха и площади диска пропеллера получена формула для вычисления массы в оптимальном режиме. Показано, что для выполнения условия постоянства массы в оптимальном режиме энергия системы энергоснабжения должна расти по экспоненциальному закону. В остальных случаях для поддержания изложенного оптимального режима полета рекомендован режим сброс отработанных батареек.

Список источников

1. Зайцева Н.А. Аэрология. – Л.: Гидрометеиздат, 1990. – 325 с.
2. Thorne P.W., Lanzante J.R., Peterson T.C., Seidel D.J., Shine K.P. Tropospheric temperature trends: history of an on going controversy // Climate Change. 2011, vol. 2, no. 1, pp. 66-68. DOI:[10.1002/wcc.80](https://doi.org/10.1002/wcc.80)
3. Roy N. Covert. Meteorological Instruments and Apparatus Employed by the United States Weather Bureau // Journal of the Optical Society of America, 1925, vol. 10, pp. 299-425. URL: <https://opg.optica.org/josa/abstract.cfm?URI=josa-10-3-299>

4. Darack E. UAVs: The new frontier for weather research and prediction // Weatherwise, 2012, vol. 65 (2), pp. 20-27. DOI: [10.1080/00431672.2012.653935](https://doi.org/10.1080/00431672.2012.653935)
5. Li X., Wang D.S., Lu Q.C., Peng Z.R., Lu S.J., Li B., Li C. Three-dimensional investigation of ozone pollution in lower troposphere using an unmanned aerial vehicle platform // Environ Pollut, 2017, vol. 224, pp. 107-116. DOI: [10.1016/j.envpol.2017.01.064](https://doi.org/10.1016/j.envpol.2017.01.064)
6. Чернецкая И.Е., Спевакова С.В. Мультиспектральное оптико-электронное устройство для автономной мобильной платформы экологического мониторинга // Труды МАИ. 2020. № 114. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=119001>. DOI: [10.34759/trd-2020-114-14](https://doi.org/10.34759/trd-2020-114-14)
7. Еремин Е.О., Харламов Г.Ю. Инструментальный фотометрический стандарт для бортовых оптико-электронных приборов космических систем мониторинга околоземного пространства // Труды МАИ. 2019. № 104. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=102231>
8. Смирнов А.А. Использование метода внесения цифровых предискажений для повышения энергоэффективности инфокоммуникационных радиосредств // Труды МАИ. 2019. № 105. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=104214>
9. Нуриев М.Г. Физическое моделирование помехоустойчивости электронных средств беспилотного летательного аппарата // Труды МАИ. 2018. № 102. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=99074&>
10. Bradley T.H., Moffitt B.A., Mavris D. Encyclopedia of electrochemical power sources, Amsterdam, Elsevier, 2009, pp. 186-192.

11. Bradley T. H., Moffitt B. A., Fuller T. F. Comparison of design methods for fuel-cell-powered unmanned aerial vehicles // Journal of Aircraft, 2009, vol. 46 (6), pp. 1945-1956. URL; <https://doi.org/10.2514/1.41658>
12. Gong A., Verstrate D. Fuel cell propulsion in small fixed-wing unmanned aerial vehicles: current status and research needs // International Journal of Hydrogen Energy, 2017, vol. 42 (33), pp. 21311-21333. URL:<https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2017.06.148>.
13. Pratt J.W., Brouwer J., Samuelsen G.S. Performance of proton exchange membrane fuel cell at high-altitude conditions // Journal of Propulsion and Power, 2007, vol. 23, no. 2. URL: <https://doi.org/10.2514/1.20535>
14. Lei T., Wang Y., Jin X., Min Z., Zhang X. An optimal fuzzy logic-based energy management strategy for a fuel cell battery hybrid power unmanned aerial vehicle // Aerospace, 2022, vol. 9, no. 115. URL: <https://doi.org/10.3390/aerospace9020115>
15. Shamardina O., Chertovich A., Kulikovskiy A.A., Khokhlov A. R.A. Simple model of high temperature PEM fuel cell // International Journal of Hydrogen Energy, 2010, vol. 35 (18), pp. 9954-9962. DOI:[10.1016/j.ijhydene.2009.11.012](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2009.11.012)
16. Faddeev N., Anisimov E., Belichenko M., Kuriganova A., Smirnova N. Investigation of the ambient temperature influence on the PEMFC characteristics: modeling from a single cell to a stack // Processes, 2021, vol. 9, pp. 2117. URL:<https://doi.org/10.3390/pr9122117>
17. Apeland J., Pavlou D., Hemmingsen T. Suitability analysis of implementing a fuel cell on a multirotor drone // Journal of Aerospace Technology and Management, 2020, vol. 12. DOI: [10.5028/jatm.v12.1172](https://doi.org/10.5028/jatm.v12.1172)

18. Barrett S. Intelligent energy powers two multirotor UAVs to new records // Fuel Cells Bulletin, 2019, vol. 2. URL: [https://doi.org/10.1016/S1464-2859\(19\)30051-3](https://doi.org/10.1016/S1464-2859(19)30051-3)
19. Эльсгольц Л.Э. Дифференциальные уравнения и вариационные исчисления. - М.: Наука, 1974. – 472 с.
20. Маричев В.Н., Бочковкий Д.А. Лидарные измерения плотности воздуха в средней атмосфере // Оптика атмосферы и океана. 2013. Т. 36. № 7. С. 553-563.

References

1. Zaitseva N.A. *Aerologiya* (Aerology.), Leningrad, Gidrometeoizdat, 1990, 325 p.
2. Thorne P.W., Lanzante J.R., Peterson T.C., Seidel D.J., Shine K.P. Tropospheric temperature trends: history of an on going controversy, *Climate Change*, 2011, vol. 2, no. 1, pp. 66-68. DOI:[10.1002/wcc.80](https://doi.org/10.1002/wcc.80)
3. Roy N. Covert. Meteorological Instruments and Apparatus Employed by the United States Weather Bureau, *Journal of the Optical Society of America*, 1925, vol. 10, pp. 299-425. URL: <https://opg.optica.org/josa/abstract.cfm?URI=josa-10-3-299>
4. Darack E. UAVs: The new frontier for weather research and prediction, *Weatherwise*, 2012, vol. 65 (2), pp. 20-27. DOI: [10.1080/00431672.2012.653935](https://doi.org/10.1080/00431672.2012.653935)
5. Li X., Wang D.S., Lu Q.C., Peng Z.R., Lu S.J., Li B., Li C. Three-dimensional investigation of ozone pollution in lower troposphere using an unmanned aerial vehicle platform, *Environ Pollut*, 2017, vol. 224, pp. 107-116. DOI: [10.1016/j.envpol.2017.01.064](https://doi.org/10.1016/j.envpol.2017.01.064)
6. Chernetskaya I.E., Spevakova S.V. *Trudy MAI*, 2020, no. 114. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=119001>. DOI: [10.34759/trd-2020-114-14](https://doi.org/10.34759/trd-2020-114-14)

7. Eremin E.O., Kharlamov G.Yu. *Trudy MAI*, 2019, no. 104. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=102231>
8. Smirnov A.A. *Trudy MAI*, 2019, no. 105. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=104214>
9. Nuriev M.G. *Trudy MAI*, 2018, no. 102. URL: <https://trudymai.ru/eng/eng/published.php?ID=99074&>
10. Bradley T.H., Moffitt B.A., Mavris D. *Encyclopedia of electrochemical power sources*, Amsterdam, Elsevier, 2009, pp. 186-192.
11. Bradley T. H., Moffitt B. A., Fuller T. F. Comparison of design methods for fuel-cell-powered unmanned aerial vehicles, *Journal of Aircraft*, 2009, vol. 46 (6), pp. 1945-1956. URL: <https://doi.org/10.2514/1.41658>
12. Gong A., Verstrate D. Fuel cell propulsion in small fixed-wing unmanned aerial vehicles: current status and research needs, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, vol. 42 (33), pp. 21311-21333. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2017.06.148>
13. Pratt J.W., Brouwer J., Samuelsen G.S. Performance of proton exchange membrane fuel cell at high-altitude conditions, *Journal of Propulsion and Power*, 2007, vol. 23, no. 2. URL: <https://doi.org/10.2514/1.20535>
14. Lei T., Wang Y., Jin X., Min Z., Zhang X. An optimal fuzzy logic-based energy management strategy for a fuel cell battery hybrid power unmanned aerial vehicle, *Aerospace*, 2022, vol. 9, no. 115. URL: <https://doi.org/10.3390/aerospace9020115>
15. Shamardina O., Chertovich A., Kulikovskiy A.A., Khokhlov A. R.A. Simple model of high temperature PEM fuel cell, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2010, vol. 35 (18), pp. 9954-9962. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2009.11.012](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2009.11.012)

16. Faddeev N., Anisimov E., Belichenko M., Kuriganova A., Smirnova N. Investigation of the ambient temperature influence on the PEMFC characteristics: modeling from a single cell to a stack, *Processes*, 2021, vol. 9, pp. 2117. URL: <https://doi.org/10.3390/pr9122117>
17. Apeland J., Pavlou D., Hemmingsen T. Suitability analysis of implementing a fuel cell on a multirotor drone, *Journal of Aerospace Technology and Management*, 2020, vol. 12. DOI: [10.5028/jatm.v12.1172](https://doi.org/10.5028/jatm.v12.1172)
18. Barrett S. Intelligent energy powers two multirotor UAVs to new records, *Fuel Cells Bulletin*, 2019, vol. 2. URL: [https://doi.org/10.1016/S1464-2859\(19\)30051-3](https://doi.org/10.1016/S1464-2859(19)30051-3)
19. El'sgol'ts L.E. *Differentsial'nye uravneniya i variatsionnye ischislenie* (Differential equations and calculus of variations), Moscow, Nauka, 1974, 472 p.
20. Marichev V. N., Bochkovkii D. A. *Optika atmosfery i okeana*, 2013, vol. 36, no. 7, pp. 553-563.

Статья поступила в редакцию 12.09.2022

Статья после доработки 14.09.2022

Одобрена после рецензирования 25.09.2022

Принята к публикации 12.10.2022

The article was submitted on 12.09.2022; approved after reviewing on 25.09.2022; accepted for publication on 12.10.2022