

АНАЛИЗ ТЕПЛОВОГО БАЛАНСА СКАФАНДРА СОЛНЕЧНОГО САМОЛЕТА

Резанов Е.А.¹, д.т.н. Меркулов В.И.², к.т.н. Тищенко В.И.¹

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

²Московский политехнический университет, Москва, Россия

rezanow.egor@yandex.ru

С развитием технологий все большее распространение в промышленности и технике получают альтернативные источники энергии. Одним из самых перспективных и широко используемых способов получения тепла является солнечное излучение. В настоящее время ведутся активные разработки в области создания воздушных судов, работающих на солнечных панелях, так называемых солнечных самолетов. Транспортные средства подобного типа являются инновационной областью для развития авиации. Одной из важнейших проблем практического использования пилотируемых солнечных самолетов является обеспечение жизнедеятельности экипажа летательного аппарата. В силу жестких массогабаритных ограничений система жизнеобеспечения должна обеспечивать комфортный для пилота тепловой режим на протяжении всех этапов полета с учетом изменения параметров окружающей среды и иметь высокую степень надежности и компактности при минимальной массе всех агрегатов. Схема системы жизнеобеспечения (далее – СЖО) описана в литературе [1]. В настоящей работе было продолжено исследование проблемы, изложенной в [2], и приведена оценка внешней и внутренней тепловой нагрузки на систему СЖО солнечного самолета в условиях у поверхности Земли и на максимальной высоте полета. В результате сравнения полученных значений теплопритоков было выявлено, что суммарное значение тепловой нагрузки может принимать как положительное, так и отрицательное значение. Это означает, что для обеспечения комфортной жизнедеятельности пилота необходимо предусмотреть как обогрев, так и охлаждение скафандра пилота. С учетом того, что конструктивные и физиологические особенности могут оказывать серьезное влияние на величины тепловых потоков, была обоснована необходимость проведения физиологических испытаний для подтверждения данных, полученных расчетным путем, и возможной доработки конструкции системы СЖО.

Ключевые слова: солнечный самолет, скафандр, система жизнеобеспечения, теплоприток, химический поглотитель, метаболизм, тепловой баланс.

Введение

Проектирование летательных аппаратов на солнечных панелях требует нетипичных конструктивных решений вследствие эксплуатационных особенностей. Одной из наиболее острых проблем является обеспечение жизнедеятельности экипажа летательного аппарата. Ввиду малой грузоподъемности судна некоторые модели солнечного самолета не имеют герметизированной кабины. В этом случае вся нагрузка по обеспечению необходимых для жизнедеятельности человека условий ложится на индивидуальную СЖО.

Рабочий режим полета судна подразумевает подъем на высоту до 25 км. Таким образом, СОЖ пилота должна обеспечивать комфортные условия для управления летательным аппаратом не только вблизи поверхности Земли,

но и в стратосфере, где плотность воздуха составляет порядка 2,5 % от земного, что можно считать условиями близким к космическим.

В результате теоретических расчетов внешнего теплообмена для скафандра солнечного самолета [1] было выявлено, что для обеспечения комфортного теплового режима пилота необходимо принимать во внимание постоянное (с набором высоты) изменение теплофизических свойств окружающей среды. Для того, чтобы правильно подобрать материал оболочки скафандра, необходимо учитывать не только воздействие наружной термической нагрузки, но и внутренний тепловой баланс скафандра.

Исследования показали, что в общем случае теплоприток в скафандр может принимать как положительные, так и отрицательные

значения. Для того, чтобы определиться с конструкцией и составом системы жизнеобеспечения для конкретного случая, необходимо определиться с режимом полета воздушного судна.

Скафандр вместе с блоком СЖО находится внутри негерметичной кабины. Считаем, что обшивка летательного аппарата и лобовое стекло защищают пилота от радиационной нагрузки.

Настоящая работа заключается в анализе совокупной внешней и внутренней тепловой нагрузки, воспринимаемой системой СЖО в летном режиме эксплуатации у поверхности Земли и на максимальной высоте полета.

Методы

Расчет внешнего теплообмена скафандра

Считаем, что вся радиационная нагрузка, приведенная в литературе [2], поглощается обшивкой летательного аппарата, что вызывает ее нагрев и излучение внутрь салона. Тогда температура наружной стенки находится по закону Стефана-Больцмана:

$$q_{\text{изл}} = c_0 \varepsilon \left(\frac{T_{\text{нар.ст}}}{100} \right)^4, \quad (1)$$

где $q_{\text{изл}}$ – удельная внешняя тепловая нагрузка, воспринимаемая обшивкой летательного аппарата; c_0 – коэффициент излучения абсолютно черного тела, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{К}^4}$; ε – степень черноты поверхности скафандра; $T_{\text{нар.ст}}$ – температура наружной стенки летательного аппарата, К.

Тогда температура стенки внутри летательного аппарата обусловлена теплопроводностью стенки и находится по формуле:

$$q_{\text{изл}} = \frac{\lambda_{\text{ст}}}{\delta_{\text{ст}}} \cdot (T_{\text{нар.ст}} - T_{\text{вн.ст}}), \quad (2)$$

где $\lambda_{\text{ст}}$ – коэффициент теплопроводности стенки, $\frac{\text{Вт}}{\text{м} \cdot \text{К}}$; $\delta_{\text{ст}}$ – толщина стенки, м; $T_{\text{вн.ст}}$ – температура внутренней стенки летательного аппарата, К.

Таким образом, на внешний теплообмен скафандра внутри солнечного самолета будут оказывать влияние тепловые потоки:

- 1) конвективный теплообмен ($Q_{\text{конв}}$);
- 2) радиационная нагрузка от внутренней стенки летательного аппарата ($Q_{\text{р.н}}$);
- 3) собственное тепловое излучение скафандра ($Q_{\text{изл.ск}}$).

$$Q_{\text{пр}} = kF_{\text{ск}}(T_{\text{г}} - T_{\text{окр}}) + \varphi_{\text{ск-к}} c_0 \varepsilon_{\text{к}} \left(\frac{T_{\text{вн.ст}}}{100} \right)^4 F_{\text{ск}} - c_0 \varepsilon \left(\frac{T_{\text{ск}}}{100} \right)^4 F_{\text{ск}}, \quad (3)$$

где $Q_{\text{пр}}$ – проникающая внутрь скафандра теплота, Вт; k – коэффициент теплопередачи, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{К}}$; $F_{\text{ск}}$ – площадь внешней поверхности скафандра и блока системы жизнеобеспечения, м^2 ; $T_{\text{г}}$ – температура вентилируемого газа, К; $T_{\text{окр}}$ – температура окружающего воздуха, К; $\varphi_{\text{ск-к}}$ – коэффициент взаимной облученности скафандра и корабля согласно [1]; $\varepsilon_{\text{к}}$ – степень черноты поверхности стенки корабля; $T_{\text{ск}}$ – температура поверхности скафандра, К.

Расчет внутреннего теплообмена скафандра

На внутренний теплообмен скафандра влияют теплопритоки, в значительной степени зависящие от конструктивных и физиологических особенностей:

- 1) термический эффект химических поглочителей ($Q_{\text{хим}}$);
- 2) собственная теплопродукция человека ($Q_{\text{ч}}$);
- 3) работа электрооборудования ($Q_{\text{об}}$).

$$Q_{\text{пр}} = Q_{\text{хим}} + Q_{\text{ч}} + Q_{\text{об}}, \quad (4)$$

где $Q_{\text{хим}}$ рассчитывается для одного человека по методике, изложенной в [3] (характер работы – легкая), патроны LiOH и силикагель; $Q_{\text{ч}}$ принимается согласно литературе [3] (характер работы – легкая); $Q_{\text{об}}$ рассчитывается для вентилятора системы СЖО по формуле, изложенной в [4]:

$$Q_{\text{об}} = N(1 - \eta)k, \quad (5)$$

где N – потребляемая мощность изделия, Вт; η – коэффициент полезного действия изделия; k – коэффициент загрузки изделия во время полета.

Критерии Сравнения

Расчет проводится для двух крайних случаев – на поверхности Земли и на максимальной высоте полета солнечного самолета. Критериями сравнения тепловых расчетов является величина тепловой нагрузки на скафандр и блок системы жизнеобеспечения.

Исходные Данные

Исходными данными для теплового расчета являются наружные температуры окружающего воздуха у поверхности Земли и на высоте 25000 м, оптические характеристики и материал корабля и скафандра с блоком СЖО, рабочее вещество поглотительных патронов, физиологические данные пилота летательного аппарата, а также величины тепловой нагрузки, представленные в [2].

Результаты и обсуждение

Результаты расчета представлены на рис. 1 и 2. Светлый цвет столбцов означает принад-

лежность теплового потока внешнему теплообмену (конвекция, нагрузка от фюзеляжа, излучение), темный – к внутреннему (патрон поглощения углекислого газа ППУГ, патрон поглощения влаги ППВ, метаболизм человека, вентилятор блока СЖО).

Методика расчета теплообмена внутри скафандра подразумевает, что на внутренний теплообмен могут оказывать значительное влияние некоторые физиологические особенности организма (стрессоустойчивость влияет на количество выделяемой с потом влаги, потребление кислорода, скорость метаболизма), что делает целесообразным проведение физио-

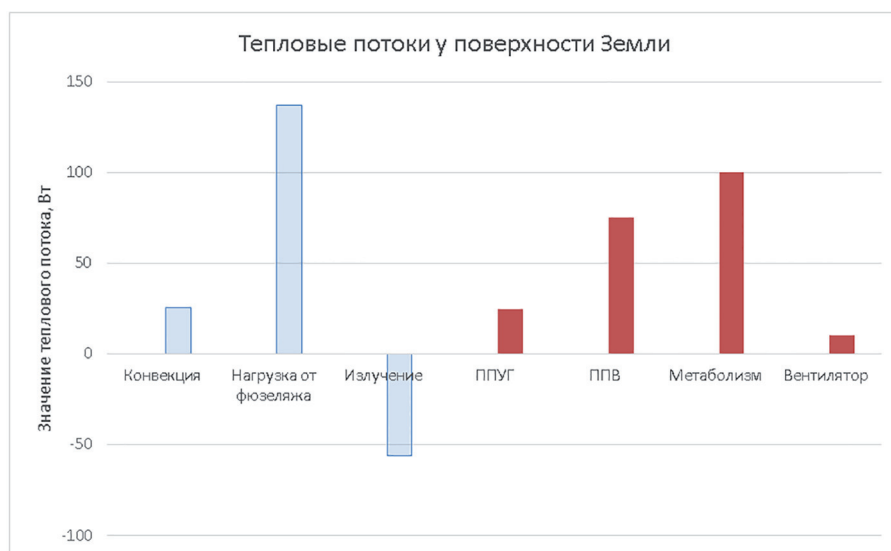


Рис. 1. Тепловые потоки у поверхности Земли

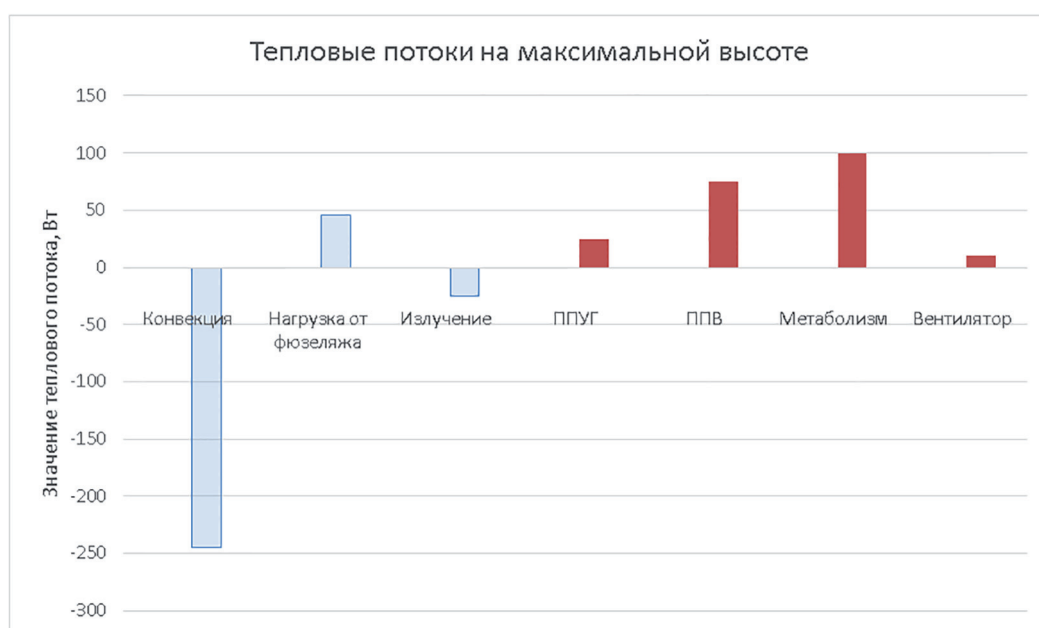


Рис. 2. Тепловые потоки на максимальной высоте

логических испытаний для проверки теоретических расчетов и возможной доработки системы жизнеобеспечения.

В результате расчет показал, что:

– несмотря на высокую разреженность окружающего воздуха на высоте 25000 метров, значительное влияние на тепловой баланс оказывает конвективный теплообмен скафандра солнечного самолета с внешней средой. Если у поверхности Земли его значение положительно, но невелико, то на максимальной высоте полета тепловой отток из скафандра оказывает ключевое значение для теплового режима системы жизнеобеспечения;

– в зависимости от внешних условий, тепловая нагрузка на скафандр может принимать как положительное, так и отрицательное значение. При проектировании систем жизнеобеспечения необходимо учитывать изменчивость внешнего воздействия на тепловой баланс и предохранить пилота самолета как от перегрева, так и от переохлаждения;

– важным способом оптимизации тепловой нагрузки, воспринимаемой скафандром в условиях разреженного пространства, является варьирование материала его оболочки. Изменяя оптические характеристики оболочки скафандра и обшивки самолета, можно добиться оптимального значения величин теплопритока и теплооттока;

– внутренние теплопритоки в систему жизнеобеспечения не зависят от высоты и постоянны на протяжении всего периода полета.

Заключение

Было проведено исследование теплофизических процессов для негерметичного отсека на высоте, нехарактерной для обычных воздушных судов, а также проведен анализ факторов тепловых потоков внутри системы жизнеобеспечения. Для рассматриваемого режима полета солнечного самолета (высота подъема 25 км) тепловая нагрузка на систему СЖО будет непрерывно меняться по мере набора высоты летательным аппаратом. Для обеспечения комфортной жизнедеятельности экипажа необходимо предусмотреть как нагрев, так и охлаждение скафандра. Нагрузка от внешних теплопритоков в значительной степени зависит от высоты полета летательного аппарата. Наиболее восприимчивым к изменению высоты способом теплообмена является конвекция с окружающим скафандр воздухом –

данный тепловой поток изменяется от 26 Вт у поверхности Земли до 245 Вт на высоте 25000 метров. Радиационная нагрузка от фюзеляжа с увеличением высоты уменьшается в 2,98 раза, а собственное излучение скафандра – в 2,24 раза. Внутренние теплопритоки не зависят от высоты полета солнечного самолета, а определяются конструкцией системы жизнеобеспечения и физиологическими особенностями пилота летательного аппарата, что делает целесообразным проведение физиологических испытаний системы СЖО для проверки теоретических расчетов и возможной доработки системы жизнеобеспечения.

Литература

1. Абрамов И.П., Северин Г.И., Стоклицкий А.Ю., Шарипов Р.Х. Скафандры и системы для работы в открытом космосе. М.: Машиностроение, 1984. 256 с.
2. Резанов Е.А., Меркулов В.И., Россова К.В., Тищенко И.В. Сравнительный анализ методов расчета внешнего теплообмена для скафандра солнечного самолета // Третья международная научно-практическая конференция «Холодильная и криогенная техника, системы кондиционирования и жизнеобеспечения». Москва, 20.11.2019
3. Иванов Д.И., Хромушкин А.И. Системы жизнеобеспечения человека при высотных и космических полетах. М.: Машиностроение, 1968. 252 с.
4. Воронин Г.И., Поливода А.И. Жизнеобеспечение экипажей космических кораблей. М.: Машиностроение, 1967. 212 с.
5. Рожнов В.Ф. Космические системы жизнеобеспечения. М.: МАИ, 2009. 344 с.
6. Научно-прикладной справочник по климату СССР. Выпуск 19. Узбекская ССР. Книга 2. Ленинград: Гидрометеиздат, 1989. 350 с.
7. Малоземов В.В., Рожнов В.Ф., Правецкий В.Н. Системы жизнеобеспечения экипажей летательных аппаратов. Учебник для втузов. М.: Машиностроение, 1986. 584 с.
8. Серебряков В.Н. Основы проектирования систем жизнеобеспечения экипажа космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1983. 160 с.

References

1. Abramov I.P., Severin G.I., Stoklitskiy A.Yu., Sharipov R.Kh. *Skafandry i sistemy dlya raboty v otkrytom kosmose* [Space suits and systems for work in outer space]. Moscow: Mashinostroyeniye Publ., 1984. 256 p.

2. Rezanov Ye.A., Merkulov V.I., Rossova K.V., Tishchenko I.V. Comparative analysis of methods for calculating external heat transfer for a spacesuit of a solar aircraft. *Tret'ya mezhdunarodnaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya «Kholodil'naya i kriogennaya tekhnika, sistemy konditsionirovaniya i zhizneobespecheniya»* [Third international scientific and practical conference "Refrigeration and Cryogenic Engineering, Air Conditioning and Life Support Systems"]. Moscow, 20.11.2019 (in Russ.).
3. Ivanov D.I., Khromushkin A.I. *Sistemy zhizneobespecheniya cheloveka pri vysotnykh i kosmicheskikh poletakh* [Human life support systems for high-altitude and space flights]. Moscow: Mashinostroyeniye Publ., 1968. 252 p.
4. Voronin G.I., Polivoda A.I. *Zhizneobespecheniye ekipazhey kosmicheskikh korabley* [Life support for spacecraft crews]. Moscow: Mashinostroyeniye Publ., 1967. 212 p.
5. Rozhnov V.F. *Kosmicheskiye sistemy zhizneobespecheniya* [Space life support systems]. Moscow: MAI Publ., 2009. 344 p.
6. *Nauchno-prikladnoy spravochnik po klimatu SSSR* [Scientific-applied reference on the climate of the USSR]. Vypusk 19. Uzbekskaya SSR. Kniga 2. Leningrad: Gidrometeoizdat Publ., 1989. 350 p.
7. Malozemov V.V., Rozhnov V.F., Pravetskiy V.N. *Sistemy zhizneobespecheniya ekipazhey letatel'nykh apparatov. Uchebnik dlya vtuzov* [Life support systems for crews of aircraft. Textbook for technical colleges]. Moscow: Mashinostroyeniye Publ., 1986. 584 p.
8. Serebryakov V.N. *Osnovy proyektirovaniya sistem zhizneobespecheniya ekipazha kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Fundamentals of the design of life support systems for the crew of spacecraft]. Moscow: Mashinostroyeniye Publ., 1983. 160 p.

ANALYSIS OF THE HEAT BALANCE OF A SPACESUIT IN A SOLAR AIRPLANE

E.A. Rezanov¹, DSc in Engineering **V.I. Merkulov**², PhD in Engineering **V.I. Tishchenko**¹

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

²Moscow Polytechnic University, Moscow, Russia

rezanow.egor@yandex.ru

Due to the development of technologies, alternative energy sources are becoming more widespread industry and technology. One of the most promising and widely used methods of generating heat is solar radiation. Nowadays, scientists do active research in the field of creating aircraft powered by solar panels, the so-called solar aircraft. Vehicles of this type are an innovative area for the development of aviation. One of the most important problems of the practical use of manned solar aircraft is to ensure the life of the crew of the aircraft. Due to strict weight and size restrictions, the life support system should provide a thermal regime that is comfortable for the pilot throughout all phases of flight, taking into account changes in environmental parameters and have a high degree of reliability and compactness with a minimum weight of all units. The scheme of the life support system (hereinafter referred to as the LSS) is described in the literature [1]. The paper continues the study of the problem described in [2], and an estimate of the external and internal thermal load on the LSS system of a solar aircraft under conditions at the Earth's surface and at the maximum flight altitude is given there. As a result of comparing the obtained values of heat inflows, it was revealed that the total value of the heat load can take both positive and negative values. This means that to ensure a comfort for a pilot, it is necessary to provide both heating and cooling of the pilot's suit. Considering that structural and physiological features of man can seriously affect the values of heat fluxes, the need for physiological tests was substantiated to confirm the data obtained by calculation, and the possible refinement of the design of the LSS system.

Keywords: solar airplane, spacesuit, life support system, heat gain, chemical absorber, metabolism, heat balance.