



Студенттер мен жас ғалымдардың  
**«ҒЫЛЫМ ЖӘНЕ БІЛІМ - 2018»**  
XIII Халықаралық ғылыми конференциясы

**СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ**

XIII Международная научная конференция  
студентов и молодых ученых  
**«НАУКА И ОБРАЗОВАНИЕ - 2018»**

The XIII International Scientific Conference  
for Students and Young Scientists  
**«SCIENCE AND EDUCATION - 2018»**



12<sup>th</sup> April 2018, Astana

**ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ  
Л.Н. ГУМИЛЕВ АТЫНДАҒЫ ЕУРАЗИЯ ҰЛТТЫҚ УНИВЕРСИТЕТІ**

**Студенттер мен жас ғалымдардың  
«Ғылым және білім - 2018»  
атты XIII Халықаралық ғылыми конференциясының  
БАЯНДАМАЛАР ЖИНАҒЫ**

**СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ  
XIII Международной научной конференции  
студентов и молодых ученых  
«Наука и образование - 2018»**

**PROCEEDINGS  
of the XIII International Scientific Conference  
for students and young scholars  
«Science and education - 2018»**

**2018 жыл 12 сәуір**

**Астана**

**УДК 378**

**ББК 74.58**

**Ғ 96**

Ғ 96

«Ғылым және білім – 2018» атты студенттер мен жас ғалымдардың XIII Халықаралық ғылыми конференциясы = XIII Международная научная конференция студентов и молодых ученых «Наука и образование - 2018» = The XIII International Scientific Conference for students and young scholars «Science and education - 2018». – Астана: <http://www.enu.kz/ru/nauka/nauka-i-obrazovanie/>, 2018. – 7513 стр. (қазақша, орысша, ағылшынша).

**ISBN 978-9965-31-997-6**

Жинаққа студенттердің, магистранттардың, докторанттардың және жас ғалымдардың жаратылыстану-техникалық және гуманитарлық ғылымдардың өзекті мәселелері бойынша баяндамалары енгізілген.

The proceedings are the papers of students, undergraduates, doctoral students and young researchers on topical issues of natural and technical sciences and humanities.

В сборник вошли доклады студентов, магистрантов, докторантов и молодых ученых по актуальным вопросам естественно-технических и гуманитарных наук.

УДК 378

ББК 74.58

ISBN 978-9965-31-997-6

©Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия  
ұлттық университеті, 2018

3. Лебедев Д. В. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов. - Киев. - 2006г.
4. Гудзенко А. В. Анализ наблюдаемости в задаче управления ориентацией космического летательного аппарата с присоединенными упругими элементами / А. В. Гудзенко. В. Б. Успенский // Материалы III Университетской научно-практической студенческой конференции магистрантов НГУ «ХПИ». - Харьков. 2009г.
5. Ракишева З.Б., Алипбаев К.А., Сухенко АС. Анализ этапов разработки нано жер серігіа. // Первый международный Джолдасбековский симпозиум. Казахстан, Алматы, 1-2 марта 2011 г. - с. 25-26.
6. Севатьянов Н.Н. Основы управления надежностью космических аппаратов с длительными сроками эксплуатации // Н.Н. Севастьянов, А.И. Андреев. – Томск: Издательский Дом ТГУ, 2015. – 266 с.
7. Беляков И.Т. Технология сборки и испытаний космических аппаратов: Учебник для высших технических заведений / И.Т. Беляков, И.А. Зернов, Е.Г. Антонов и др.,: Под общ. ред. И.Т. Беляков и И.А. Зернова. – М.: Технические проблемы проектирования летательных аппаратов, 2001. – 356 с.

УДК 629.7.02

## **МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КА ДЛЯ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ ЧЕЛОВЕКА НА БОРТУ**

**Бекболатов Бауыржан Сәрсенұлы**

Студент ЕНУ им. Л.Н. Гумилева, Астана, Казахстан  
Научный руководитель - Ибилдаев Бисен Куатович

Из пилотируемых космических аппаратов и космических челноков в масштабах космической станции развивается технология пилотируемых космических аппаратов [1, 2]. Космонавты должны работать и жить в салоне аппарата. Поэтому системы управления окружающей средой и системами жизнеобеспечения космических аппаратов требуют не только контролировать параметры среды салона в определенном диапазоне, но и обеспечивать среду обитания кабины с высоким тепловым комфортом, которая может удовлетворить физические и психологические потребности космонавтов, а также улучшить эффективности оборудования, структурных компонентов в пилотируемой космической системе [3]. Проблемы с вентиляцией, кондиционированием воздуха и расходом воздуха в кабине непосредственно влияют на контроль параметров окружающей среды и тепловой комфорт среды салона. Таким образом, имеет важное значение для исследования вентиляции, качества воздуха, тепловой среды и комфорта космонавтов в салоне в условиях микрогравитации. В кабине космического корабля или на космической станции находится  $10^{-3} \sim 10^{-6} -g_0$  уровень микрогравитации ( $g_0 = 9,8 \text{ м/с}^2$ ). На этом этапе явления, которые являются общими с земной гравитацией, такие как естественная конвекция, перепад статического давления и седиментация, значительно уменьшаются [4]. Поэтому принудительная вентиляция имеет решающее значение для достижения обмена веществ и энергии в кабине в условиях микрогравитации. С изменением миссии и времени полета усовершенствование системы вентиляции в кабине пилотируемого корабля определяет комфорт космонавтов [5]. Способ вентиляции в таких замкнутых пространствах, как небольшая кабина, должен отдавать приоритет централизованной системе подачи воздуха. Окружающая среда внутри космической станции похожа на здание на планете. Необходимо решить проблемы проектирования кондиционирования кабины, чтобы удовлетворить требования астронавтов о комфорте, когда они живут и работают на космической станции или космическом корабле, и, кроме того, разнообразие космических аппаратов, структурных компонентов и организмов в космических аппаратах не могут выдерживать большие

колебания температуры. Для обеспечения работоспособности оборудования в нормальной среде и повышения их производительности требуется, чтобы система теплового контроля космического корабля не только обеспечивала поддержание нормальной температуры, но и обеспечивала постоянную температурную среду для некоторых устройств. Поэтому температура и влажность, а также условия вентиляции обеспечивают эффективность работы оборудования, структурных компонентов в космическом аппарате[6].

В соответствии с различными требованиями к регулированию температуры в области человеческой деятельности и площади инструмента, конструкция системы вентиляции и кондиционирования воздуха должна включать два независимых варианта, основанных на двух разных областях при нормальных условиях. Зона прибора обычно не имеет влаги, которая проще, чем зона активности человека, поэтому конструкция системы кондиционирования воздуха может относиться к конструкции зоны человеческой деятельности. Система состоит из сушилки для конденсации, вентилятора, воздуховода (сети труб) и некоторых других приложений. Регулирование температуры и влажности воздуха в зоне активности человека осуществляется путем регулирования качества потока в сушилки хладагента, тем самым изменяя параметры подачи воздуха. Система поддерживает постоянный объем воздуха[7].

В кабине КА тепловая нагрузка зоны активности человека  $Q = 540$  Вт, нагрузка на влажность  $W = 86,5 \times 3 = 0,07208$  г/с. Диапазон регулирования температуры воздуха в зоне активности человека составляет  $21 \pm 4$  °С, а относительная влажность 30% - 70%.

Отношение тепла к влажности испытательной кабины[8]:

$$\varepsilon = \frac{Q}{W} = \frac{540}{0,07208} = 7491,61 \quad (1)$$

В таких условиях, когда соотношение тепла и влажности и расчетные условия зоны активности человека определяются, если температура воздуха уменьшается, воздушный поток системы вентиляции и кондиционирования воздуха увеличивается, а чувство ветра усиливается. Большая разница в температуре воздуха может повлиять на комфорт людей, поэтому необходимо определить соответствующую разность температур воздуха. Чтобы сравнить разность температур приточного воздуха, расчетная температура и относительная влажность составляют  $t_N = 21$ °С,  $\phi_N = 50\%$ , соответственно. Если разность температур приточного воздуха равна  $\Delta t_s$ , то температура приточного воздуха составляет  $21$  °С -  $\Delta t_s$ .

Принимая во внимание характеристики пространственной формы и расположения оборудования, окончательный воздушный поток и организация трубопроводов можно описать следующим образом: двухсторонний выпуск воздуха наносится на указанные выше углы, в то время как соответствующий двухсторонний воздухозаборник осаждается на нижние углы. Его характеристика заключается в том, что рабочая зона находится в потоке рециркуляционного воздуха с равномерным температурным полем. Это требует, чтобы розетка была уложена ближе к верхней части, а выходное отверстие для выходного воздуха должно располагаться на той же стороне с выпускным отверстием приточного воздуха. Затем окончательный план организации воздушного движения определяется как централизованная подача воздуха в верхний угол и воздушный возврат в нижнем углу. Выбираются жалюзи с двойным выходом с коэффициентом турбулентности  $a = 0,14$ , а эффективный коэффициент площади -  $0,72$ . Выходное отверстие для подачи воздуха расположено в направлении длины зоны действия человека в испытательной кабине. Вычисленный процесс выглядит следующим образом:

Принимая во внимание пространственную форму ( $L \times V \times H = 4 \text{ м} \times 1,8 \text{ м} \times 2,0 \text{ м}$ ) зоны действия человека и особенности компоновки оборудования в испытательной кабине, выбирается тип «двойной выход» и коэффициент его турбулентности  $a = 0,14$ . Выходное отверстие для подачи воздуха расположено в направлении длины зоны активности человека в испытательной кабине и диапазон  $x = B - 0,5 = 1,3$  м. Минус  $0,5$  м - это не постоянный температурный район вблизи стены кабины [9].

Из приведенного выше расчета подачи воздуха разницы температур и подачи воздуха составляет  $A/S = 4^\circ\text{C}$ ,  $G = 4,75 \text{ м}^3 / \text{мин}$ , соответственно.

Для подачи воздуха в боковом направлении уравнение (2) дает метод расчета максимальной скорости подачи воздуха:

$$v_s \leq 0.103 \frac{BHS}{G_s} \quad (2)$$

Где  $G_s$  - объем подачи воздуха, м/с;

$k$  - коэффициент действительной площади,  $k = 0.72$

Исходя из известных параметров и формулы (2),  $B = 1,8 \text{ м}$ ,  $H = 2 \text{ м}$ , результат  $v_s$  равен 3,64 м/с,  $v_s = 3,5 \text{ м/с}$  можно использовать для скорости подачи воздуха (для предотвращения шума, скорость подачи воздуха должна быть в пределах 2-5 м/с, этот результат соответствует требованиям.).

Степень свободы струи подачи воздуха может быть рассчитан по уравнению (3) следующим образом:

$$\omega = \frac{\sqrt{F_n}}{d_0} = 0.89 \sqrt{\frac{HBv_s k}{L_s}} \quad (3)$$

Где:  $F_n$  - площадь каждого помещения, м<sup>2</sup>;

$d_0$  - площадь эквивалентного диаметра выхода прямоугольника, м;

$\omega$  - степень свободы подачи воздуха

Для зоны активности человека степень свободы струи подачи воздуха составляет 10.

В соответствии с величиной  $\frac{\Delta t_x \sqrt{F_n}}{\Delta t_s d_0}$  нулевое расстояние  $x$  может быть определено проверяя график отклонения от разности температур по оси без эквивалентного потока температуры.  $\Delta t_x$  - разность температур между температурой воздуха внутри помещения и осевой температуры. В этом примере  $\Delta t_x = 0,5^\circ\text{C}$ ,  $\Delta t_s = 4^\circ\text{C}$

$$\frac{\Delta t_x \sqrt{F_n}}{\Delta t_s d_0} = 1.25 \quad (4)$$

При проверке диаграммы кривой  $x$  равен 0,25. Затем:

$$N = \frac{H \cdot B}{\frac{\alpha \cdot x}{\bar{x}}} = \frac{2 \cdot 1}{\frac{0.14 \cdot 1.3}{0.25}} = 3.77$$

Используется двухсторонняя подача воздуха, и каждая сторона имеет 4 выхода. В этом расчете ширина комнаты  $B$  составляет половину ширины практики. Так что это 1,0 м.

Площадь каждого выходного отверстия для подачи воздуха:

$$f \frac{G_s}{v_s N k} = \frac{4.405}{60 \cdot 3.5 \cdot 8 \cdot 0.72} = 0.00364 \text{ м}^2 \quad (5)$$

Площадь эквивалентного диаметра определяется уравнением 6:

$$d_0 = 1.128 \sqrt{f} = 1.128 \cdot \sqrt{0.00364} = 68 \text{ мм} \quad (6)$$

Таким образом, синусоидальное отверстие для подачи воздуха с двойным выходом может составлять 80 мм x 80 мм. Реальная скорость выходной подачи воздуха через проем

$$v_s = \frac{4.408}{8 \cdot 60 \cdot 0.08 \cdot 0.08} = 1.43 \text{ м/с}$$

Помещение для кондиционирования воздуха доступно в кабине сцепления. Его можно проверить по числу Архимеда  $Ar$

$$Ar = \frac{g d_0 \Delta t_0}{v_0^2 T_n} = \frac{9.8 \cdot 0.068 \cdot 4}{3.5^2 \cdot (273 + 21)}$$

Где  $T_n$  - абсолютная температура внутренней кабины. Из таблицы исследования  $Ar$ , длина адгезии  $x = 3,8$ , что превышает диапазон 1,3 м. Следует отметить, что ускорение силы

тяжести устанавливается на  $9,81 \text{ м/с}^2$ . В то время как в условиях микрогравитации самолета, число Архимеда  $A_r$ , будет значительно уменьшено. Таким образом, длина сцепления значительно увеличивает полезность приточного воздуха для удовлетворения требований к конструкции.

Во время работы система будет формировать несколько петель, так как в кабине самолета есть несколько функциональных областей (таких как зоны активности человека и области оборудования и т.д.). Системы независимы на этапе предварительного проектирования. При рассмотрении условий работы системы некоторые проблемы, например, не были ли разрешены ранее выбранные устройства (например, воздухопроводы и вентиляторы), отвечающие требованиям различных условий эксплуатации, и не были ли разрешены выбранный диаметр трубы, поэтому проверка и оптимизация работа гидравлического оборудования должна выполняться.

При выполнении работ по проверке и оптимизации необходимо учитывать два фактора: одна - цель оптимизации, другая - имитация гидравлического состояния. Скорость воздушного потока сети низкая, поэтому она может рассматриваться как устойчивый поток. В моделировании гидравлических условий может быть использован метод анализа основных схем или метод узла. Коэффициент сопротивления трения воздухопровода может быть рассчитан в явном формате, а коэффициент локальных потерь можно получить из руководства производителя. Головка насоса может быть приблизительно выражена полиномом 5-го порядка[10].

Проблемы системы вентиляции космических аппаратов заключаются в том, что, когда поток проектирования каждого пользователя известен, определяйте оптимизацию процесса настройки петли сетевого контура, а целью оптимизации является минимальная мощность вентилятора. Эта проблема может быть решена методом штрафных функций. Метод заключается в том, чтобы добавить одну или более функцию ограничения к целевой функции, а пункт наказания целевой функции добавляется на основе любого наказания против ограничений. Следующая типичная форма[10]:

$$\text{Min } L(X, U) = f(X) + U \sum_{i=1}^m h_i^2(X) + U \sum_{j=1}^r [\min(0, g_j(X))]^2 \quad (7)$$

В то время как  $L(X, U)$  - штрафные функции;  $f(X)$  - целевая функция,  $X = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ ,  $U$  - весовой коэффициент или карательные параметры;  $R^n$  -  $n$ -мерное Евклидово пространство,  $f$ ,  $h_i$ ,  $g_j$  - непрерывные скалярные функции на  $R^n$ , где  $h_j$  - условия с ограничением равенства,  $g_j$  - условия ограничения неравенства.

Целью оптимизации модели анализа петли является минимальная мощность вентилятора. Его модель можно обобщить как формулу (8) на уравнение (10).

$$f(R_b) = \sum_{i=1}^b R_i |Q_i^3| \quad (8)$$

$$h_i(R_b) = C |Q_b| Q_b R_b - C h_F = 0 \quad (9)$$

$$g_j(R_b) = R_b \geq 0$$

Где  $R$  и  $Q$  - сопротивление ответвления и поток воздуха, соответственно;  $b$  означает количество сетевых ветвей,  $i$  - номер базового цикла,  $j$  для номера ветви;  $C$  - корреляционная матрица основной цепи-ветви;  $R_b$  это  $b$ - размерный вектор-столбец,  $R = (R_1 \dots R_k \dots R_b)^T$ ;

Напорная головка вентилятора  $h_F = (h_{F1} \dots h_{Fk} \dots h_{Fb})^T$ ;

Исходная матрица импеданса:  $R = \begin{bmatrix} R_1 & \dots & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \dots & R_k & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \dots & 0 & \dots & R_b \end{bmatrix};$

$|Q_b|$  и  $Q_b$  обе  $b * b$  диагональные матрицы:

$$|Q_b| = \begin{bmatrix} |Q_1| & \dots & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \dots & |Q_k| & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \dots & 0 & \dots & |Q_b| \end{bmatrix}, \quad Q_b = \begin{bmatrix} Q_1 & \dots & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \dots & Q_k & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \dots & 0 & \dots & Q_b \end{bmatrix}$$

Сведенная к минимуму функция штрафа, соответствующая уравнению (7), равна:

$$\text{Min } L(R_b, U) = f(R_b) + U \sum_{i=1}^m h_i^2(R_b) + U \sum_{j=1}^r [\min(0, g_j(R_b))]^2 \quad (10)$$

Конструкция системы вентиляции и кондиционирования воздуха невелика, но сложнее, а требования надежности намного выше, чем требования к гражданскому кондиционированию, а также потребляет энергию шума и энергии вентилятора. Поэтому необходимо оптимизировать и настроить сеть трубопроводов после завершения предварительного проектирования и моделирования фактического рабочего состояния. Перед оптимизацией симуляции отклонение некоторого потока труб велико. Отклонение потока и расчетного расхода трубы может быть значительно уменьшено за счет настройки модели вентилятора и части диаметра трубы. Исследование показывает, что головка давления вентилятора после оптимизации почти на 10% меньше по сравнению с общей потерей головки наиболее неблагоприятной петли.

### Список использованных литератур

1. Чеботарев В.Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения: Учеб.пособие. – Красноярск, СибГАУ, 2006. – 140
2. Чеботарев В.Е., Косенко В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения. Учебное пособие. — Красноярск: СибГАУ, 2011. — 488 с.
3. Басов А.А., Прохоров Ю.М., Сургучев О.В. Радиаторы на тепловых трубах в системах терморегулирования пилотируемых космических аппаратов // Известия РАН. Энергетика. 2011. № 3. С. 37–41.
4. П. Фортескью, Г. Суайнерд, Д. Старк. Разработка систем космических аппаратов // Под ред.; Пер. с англ. — М.: Альпина Паблишер, 2015. — 765 с
5. Шибанов Г.П. Обитаемость космоса и безопасность пребывания в нем человека. Москва, Машиностроение, 2007. 544 с.
6. Lu Yaoqing. Practical design manual for heating and air conditioning[M] Peking: China Architecture & Building Press, 2008
7. Патраев В. Е., Максимов Ю. В. Методы обеспечения надежности бортовой аппаратуры космических аппаратов длительного функционирования // Изв. высших учебных заведений. Приборостроение, 2008. Т. 51, № 8. С. 5-12
8. Малоземов В. В. Тепловой режим космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 232 с.
9. WangShugang, SunDuobin. Theory of steady flow pipe network[M] Peking: China coal industry press. 2007
10. Малоземов В. В., Кудрявцева Н. С. Оптимизация систем терморегулирования космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1988. 134 с.