

УДК 629.7.048

Регулирование теплового состояния пилота маневренного самолета.

Пичулин В.С., Смирнова Г.А.

Аннотация

Тепловое состояние пилота при маневрировании самолета является существенным фактором, влияющим на целевой результат полетного задания. В статье предлагается математическая модель, позволяющая в зависимости от режима работы пилота, т. е. уровня энергозатрат в каждый момент времени, и внешних условий, определять оптимальную температуру воздуха, подаваемого в вентиляционный костюм, обеспечивая комфортное тепловое состояние пилота. Модель может быть использована в индивидуальных системах жизнеобеспечения с автоматическим регулированием теплового состояния пилота.

Ключевые слова:

индивидуальные системы жизнеобеспечения; вентиляция защитного снаряжения; система терморегулирования; вентиляционный костюм; моделирование теплового состояния пилота.

1. Введение.

Обеспечение комфортного теплового состояния летчика в изменяющихся условиях окружающей среды и при постоянно меняющемся уровне физической и эмоциональной нагрузки, является одной из важнейших задач, решение которой позволяет увеличить вероятность успешного выполнения полетного задания.

Пилот в кабине самолета находится в вентиляционном костюме, и его тепловое состояние регулируется изменением температуры подаваемого в костюм воздуха.

На сегодняшний день существуют системы вентиляции защитного снаряжения, в которых пилот по собственным теплоощущениям, вручную, устанавливает положение крана-регулятора расхода теплоносителя. В результате загруженности пилота работами по выполнению своей основной задачи добиться комфортного состояния, как показывает опыт,

не удастся. Наблюдается перегрев или переохлаждение организма, что приводит к снижению работоспособности.

В данной ситуации актуальной задачей является разработка автоматической системы регулирования теплового состояния пилота по физиологическим показателям.

Полученная в данной работе математическая модель описывает тепловые процессы в организме человека и в вентиляционном костюме с учетом условий полета. Разработанная модель позволяет оценивать тепловое состояние пилота и в зависимости от общих энергозатрат пилота, а также в зависимости от внешних условий подбирать необходимую температуру подаваемого в вентиляционный костюм воздуха, обеспечивая тепловой комфорт пилота в течение всего полета.

2. Тепловые потоки в загерметизированной кабине

Для определения внешних факторов, действующих на летчика в защитном снаряжении, рассмотрим тепловые потоки в загерметизированной кабине.

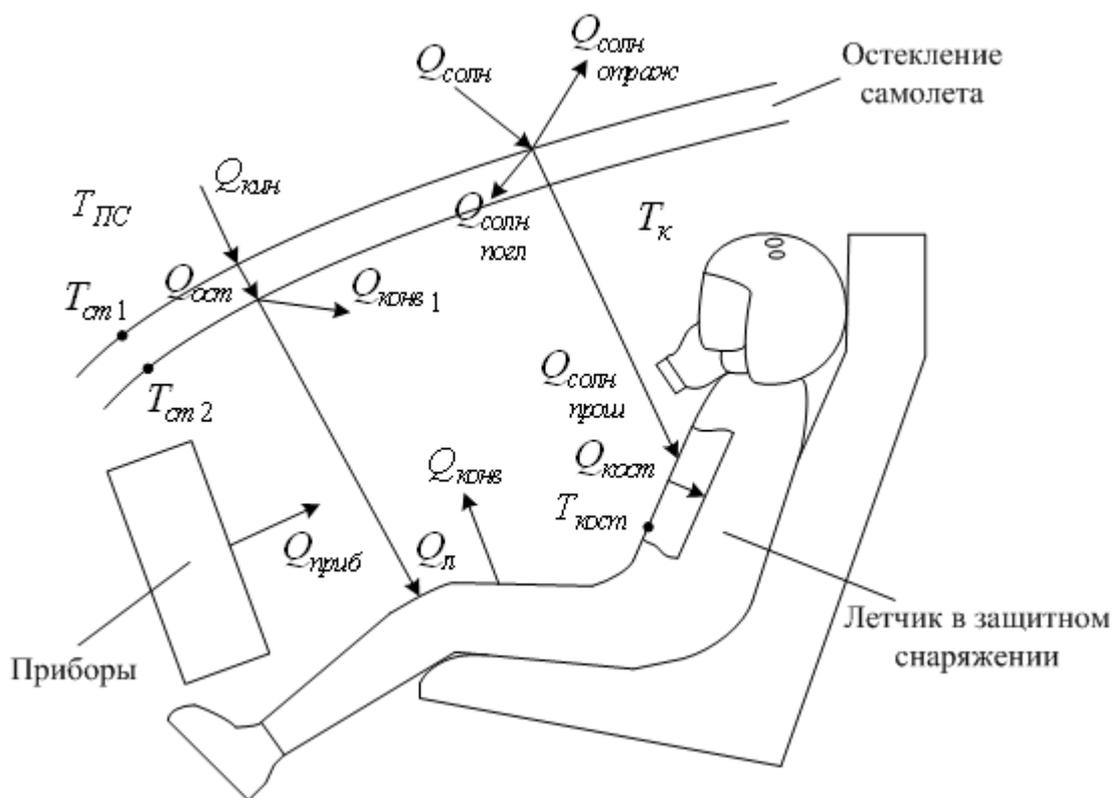


Рис.1 . Тепловые потоки в кабине пилота.

Аэродинамический нагрев

Температура атмосферного воздуха может изменяться в пределах от -60°C до 50°C .

Теплообмен между пограничным слоем воздуха, обтекающего летательный аппарат, и внешней поверхностью стенки кабины определяется, прежде всего, скоростью полета. При одинаковой скорости полета теплообмен уменьшается с увеличением высоты.

На околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета самолет подвергается сильному аэродинамическому нагреву. Нагрев возникает в результате превращения в тепло механической энергии, затрачиваемой на преодоление сил трения между слоями воздуха. вблизи поверхности тела, а также вследствие сжатия воздуха на передней кромке аппарата.

Расчеты показывают, что при числе Маха $M = 2,5 \div 3$ температура воздуха в пограничном слое достигает $200-300^\circ C$.

Температура воздуха на дне пограничного слоя у изолированной стенки подсчитывается по следующей формуле [1]:

$$T_{ПС} = T_0(1 + 0,2\Gamma_B M_b^2), \quad (1)$$

T_0 – температура наружного воздуха (до торможения); Γ_B – коэффициент восстановления, учитывающий отвод тепла от нижних слоев пограничного слоя к верхним, который равен примерно 0,85–0,9; M – число Маха полета, индекс b обозначает местные параметры на внешней границе пограничного слоя.

Удельный тепловой поток от пограничного слоя к остеклению самолета (рис. 1):

$$q_{кин} = \alpha_{нар.}(T_{ПС} - T_{см.1}), \quad (2)$$

где $T_{см.1}$ – температура внешней поверхности остекления самолета.

$$Q_{кин.} = q_{кин} F_{ост.}, \quad (3)$$

$F_{ост.}$ - площадь остекления самолета.

Коэффициент теплоотдачи $\alpha_{нар.}$ изменяется в широком диапазоне и определяется главным образом скоростью, плотностью и теплоемкостью воздуха.

Удельный тепловой поток, возникающий за счет аэродинамического нагрева, через остекление самолета (рис. 1):

$$q_{ост.} = \frac{\lambda_{ост.}}{\delta_{ост.}}(T_{см.1} - T_{см.2}), \quad (4)$$

где $\lambda_{ост.}$ – теплопроводность остекления, $\delta_{ост.}$ – толщина стекла, $T_{см.2}$ – температура внутренней поверхности стекла.

Также в солнечную погоду необходимо учитывать поглощенную стеклом часть солнечного излучения $q_{солн.погл.}$.

Для остекления кабин самолетов в настоящее время применяются органическое и неорганическое стекло. На многих самолетах применяют для лобового стекла силикатный триплекс, а для боковых стекол органическое стекло, так как температура нагрева боковых стекол существенно меньше, чем лобового.

Радиационное тепло

Основным источником лучистой энергии, поступающей извне к поверхности самолета, является Солнце.

На Земле (при ожидании вылета на аэродроме) поток солнечного излучения составляет до 900 Вт на каждый квадратный метр горизонтальной проекции фонаря [2].

На высоте 10-12 км солнечная радиация составляет $1,78 \frac{\text{Кал}}{\text{см}^2 \cdot \text{мин}}$.

Примерно 41% солнечной энергии приходится на видимую часть спектра, 51% – на инфракрасную и 8% – на ультрафиолетовую.

В [3] представлены зависимости отражательной, поглощательной и пропускательной способностей силикатного и органического стекол от толщины стекла. Кроме того, в [3] приведены кривые, характеризующие прозрачный плексиглас с зеркальным и смешанным (зеркальным и рассеянным) отражениями. Для практических расчетов целесообразно пользоваться характеристиками смешанного отражения.

Также при точном расчете тепловых потоков в кабине необходимо учитывать тепловой поток, поступающий в кабину через боковые стенки.

Тепло, выделяющееся при работе различных агрегатов, расположенных в кабине

Если потребляемая агрегатом мощность равна N_i , то отдаваемая им мощность равна $N_i \eta_i$, где η_i – КПД агрегата. Разность между потребляемой и отдаваемой агрегатом мощностями, в конечном счете, выделится в виде тепла.

Тепло, выделяемое оборудованием:

$$Q_{\text{оборуд}} = \sum_i N_i (1 - \eta_i). \quad (5)$$

Система кондиционирования кабины

В кабине в зоне летчика системой кондиционирования кабины поддерживается температура воздуха 20 или 25 °С. Это достигается за счет подачи воздуха из коллекторов, расположенных в районе плеч летчика, ног, из труб обдува фонаря. Выпускается воздух через выпускной клапан, когда разница давлений в кабине и за бортом больше, чем

$\Delta p = 283 \text{ мм.рт.ст.}$. На Земле в кабине атмосферное давление, а на больших высотах поддерживается избыточное давление 283 мм.рт.ст.

Воздух подается через коллекторы (2 коллектора у плеч, 2 коллектора у ног) с температурой от 10 до 30°C и расходом $100 \dots 600 \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ в зависимости от режима полета.

Система кондиционирования кабины снимает конвективные тепловые потоки, возникающие за счет аэродинамического нагрева, солнечного излучения, выделения тепла приборами. И в кабине все время полета поддерживается постоянная температура.

Воздух из труб обдува

Остекление фонаря в случае аэродинамического нагрева охлаждается воздухом, поступающим из труб обдува, $T_{\text{ст.2}}$ даже при огромном аэродинамическом нагреве не превышает 100°C .

В зависимости от режима полета воздух из труб обдува подается с температурами от отрицательных (минимально -20°C) до $+80^\circ \text{C}$. Это защищает от аэродинамического нагрева в случае сверхзвуковых полетов и от запотевания стекол при небольших скоростях полета, при взлете, посадке.

3. Математическое моделирование тепловых потоков, воздействующих на защитное снаряжение пилота при различных условиях полета

I. $M = 2,35$; $H = 12$ км; солнце.

Кабина загерметизирована. Штатный режим

Сделаем расчет для самолета, имеющего остекление: козырек – силикатный триплекс, толщина остекления $\delta_{\text{ст.к}} = 15 \text{ мм}$, откидная часть фонаря – органическое стекло, толщина стекла $\delta_{\text{ст.о.ч.}} = 11 \text{ мм}$.

Система кондиционирования отводит тепло (конвективную составляющую тепловых потоков), поступающее в кабину в результате аэродинамического нагрева, солнечной энергии, выделения тепла оборудованием.

Система кондиционирования поддерживает температуру в зоне летчика $T_{\text{к1}} = 20^\circ \text{C}$.

Составим уравнение теплового баланса для внешней поверхности защитного снаряжения, подвергающейся солнечному излучению и лучистому теплообмену с остеклением фонаря, в соответствии со схемой рис. 2:

$$C_{\text{кост.}} \frac{dT_{\text{кост.}}}{dt} = Q_{\text{солн. прощ.}} + Q_{\text{л}} - Q_{\text{конв.}} - Q_{\text{кост.1}}; \quad (6)$$

$$C_{\text{кост.}} = c_{\text{кост.}} \rho_{\text{кост.}} V_{\text{кост.}} ; \quad (7)$$

$C_{\text{кост.}}$ – теплоемкость внешней оболочки защитного снаряжения, $\rho_{\text{кост.}}$ – плотность внешней оболочки защитного снаряжения, $V_{\text{кост.}}$ – объем внешней оболочки защитного снаряжения, рассматриваем случай, когда летчик одет в ВМСК (высотный морской спасательный комплект).

$T_{\text{кост.}}$ – температура внешней поверхности защитного снаряжения; $Q_{\text{солн. прощ.}}$ – солнечное излучение, прошедшее через стекло; $Q_{\text{л}}$ – тепловой поток за счет лучистого теплообмена защитного снаряжения со стеклом; $Q_{\text{конв}}$ – конвективный тепловой поток между защитным снаряжением и воздухом кабины; $Q_{\text{кост.1}}$ – тепловой поток, проходящий через защитное снаряжение (для площади защитного снаряжения, нагретой в результате действия солнечного излучения и лучистого теплообмена с остеклением фонаря).

Пренебрежем лучистым теплообменом между боковыми стенками кабины и защитным снаряжением летчика, между поверхностью приборов и защитным снаряжением летчика.

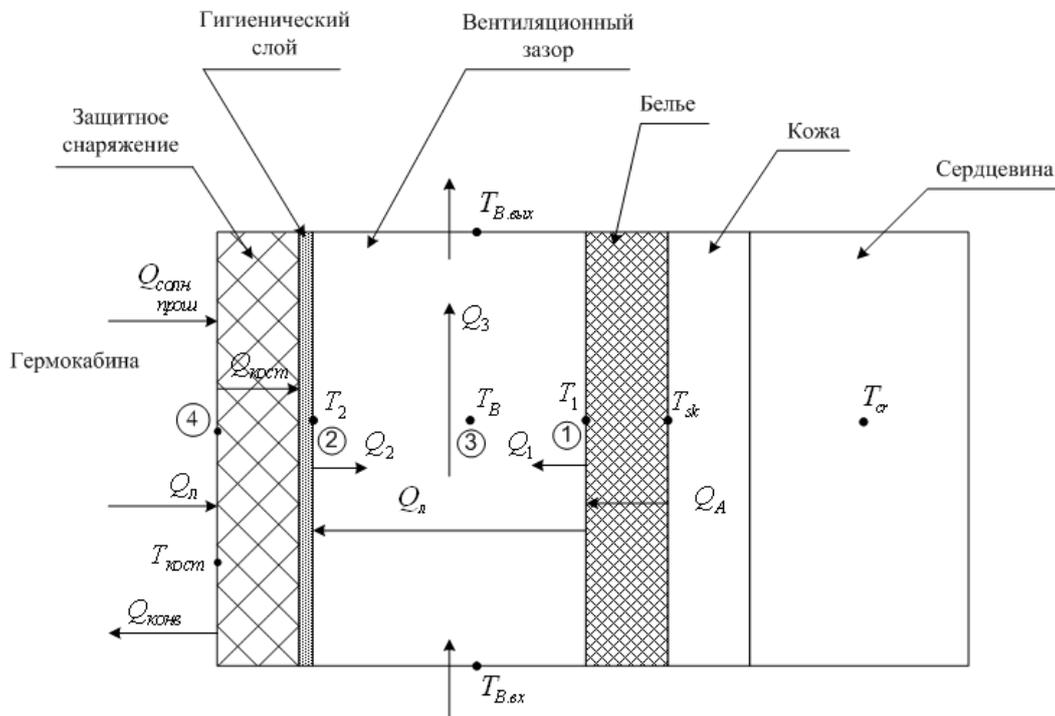


Рис. 2. Схема тепловых потоков, действующих на летчика и защитное снаряжение

Рассчитаем величину теплового потока, поступающего за счет солнечного излучения.

$$Q_{\text{солн. прощ.}} = J_0 \cdot \text{Inf} \cdot D_c \cdot \varepsilon \cdot F_i. \quad (8)$$

На высоте 12км поток солнечной энергии составляет: $J_0 = 1,78 \frac{\text{ккал}}{\text{см}^2 \text{мин}} \approx 1200 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$.

Инфракрасная часть солнечной энергии составляет $Inf = 51\%$.

Пропускную способность D_c определяем по графику [3]. Для силикатного стекла при толщине 15мм: $D_{c1} = 0,5$. Для органического стекла при толщине 11мм: $D_{c2} = 0,68$.

Степень черноты защищенного снаряжения примем $\varepsilon = 0,8$.

Для козырька:

$$Q_1 = J_0 \cdot Inf \cdot D_{c1} \cdot \varepsilon \cdot F_1 = 34 \text{Вт}, \quad (9)$$

где F_1 - площадь защитного снаряжения, подвергающаяся солнечному излучению, прошедшему через остекление козырька.

Для откидной части:

$$Q_2 = J_0 \cdot Inf \cdot D_{c2} \cdot \varepsilon \cdot F_2 = 120 \text{Вт}, \quad (10)$$

где F_2 - площадь защитного снаряжения, подвергающаяся солнечному излучению, прошедшему через остекление откидной части фонаря.

$$Q_{\text{солн. прои.}} = Q_1 + Q_2 = 154 \text{Вт}. \quad (11)$$

Исходя их опытных данных при рассматриваемом режиме полета температура пограничного слоя $T_{\text{ПС}} = 156^\circ \text{C}$. Средняя температура воздуха вблизи остекления козырька $T_{\text{каб.1}} = 0^\circ \text{C}$.

Используя формулы (2) и (4), приближенно рассчитываем температуры на внутренней поверхности остекления. При расчете используем следующие значения коэффициентов теплоотдачи: между внешней поверхностью козырька и атмосферным воздухом

$$\alpha_{\text{нар.1}} = 350 \frac{\text{ккал}}{\text{м}^2 \text{час}^\circ \text{C}},$$

между внешней поверхностью откидной части фонаря и атмосферным воздухом $\alpha_{\text{нар.2}} = 180 \frac{\text{ккал}}{\text{м}^2 \text{час}^\circ \text{C}}.$

Находим температуры на внутренней поверхности остекления. Для козырька $T_{\text{ст.2к}} \approx 91^\circ \text{C}$. Для откидной части фонаря: $T_{\text{ст.2о.ч}} \approx 60^\circ \text{C}$.

Сделаем приблизительный расчет лучистого теплообмена между остеклением фонаря и защитным снаряжением.

$$Q_l = Q_{\text{л.коз.}} + Q_{\text{л.о.ч.}}, \quad (12)$$

$$Q_l = F_{1\text{эф}} \varepsilon_{\text{пр.1}} \sigma [(273 + T_{\text{ст.2к}})^4 - (273 + T_{\text{кост.}})^4] + F_{2\text{эф}} \varepsilon_{\text{пр.1}} \sigma [(273 + T_{\text{ст.2о.ч}})^4 - (273 + T_{\text{кост.}})^4], \quad (13)$$

$\varepsilon_{пр.1}$ – приведенная степень черноты; $F_{1эф}$, $F_{2эф}$ – эффективные площади излучающих поверхностей; σ – постоянная Стефана-Больцмана.

Степени черноты поверхностей защитного снаряжения и остекления:

$$\varepsilon_{защ.ст.} = 0,8, \quad \varepsilon_{стек.} = 0,92.$$

$$\varepsilon_{пр.1} = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_{защ.ст.}} + \frac{1}{\varepsilon_{стек.}} - 1} \approx 0,75. \quad (14)$$

Конвективный тепловой поток от поверхности снаряжения, нагретой за счет солнца и лучистого теплообмена с остеклением кабины:

$$Q_{конв.} = \alpha_1 F (T_{кост.} - T_{к1}), \quad (15)$$

F – площадь нагретой поверхности;

α_1 – коэффициент теплоотдачи с поверхности защитного снаряжения, $\alpha_1 = 10,5 \frac{Вт}{м^2 \cdot ^\circ C}$.

Пренебрежем конвективным тепловым потоком между поверхностью защитного снаряжения, не освещенной солнцем и не подвергающейся лучистому теплообмену с остеклением, и воздухом кабины.

Тепловой поток через защитное снаряжение (для нагретой поверхности):

$$Q_{кост.1} = \frac{F}{R} (T_{кост.} - T_2), \quad (16)$$

R – термическое сопротивление защитного снаряжения,

T_2 – температура внутренней поверхности защитного снаряжения.

Рассмотрим случай, когда пилот одет в ВМСК, который включает в себя герметичную оболочку, силовую оболочку, теплозащитный костюм, высотно-компенсирующий костюм, воздушные прослойки. Термическое сопротивление пакета: $R_{ВМСК} \approx 0,2 \frac{м^2 K}{Вт}$.

Подставляя (11), (13), (15), (16) в (6) и подставляя численные значения констант, получаем:

$$C_{кост.} \frac{dT_{кост.}}{dt} = -2,1 \cdot 10^{-8} (273 + T_{кост.})^4 - 7,75 T_{кост.} + 2,5 T_2 + 552,5. \quad (17)$$

Для поверхности защитного снаряжения, не подвергающейся солнечному излучению и лучистому теплообмену с остеклением фонаря, с площадью $F_{неосв.}$ температура поверхности защитного снаряжения $T_{кост. неосв.} \approx 20^\circ C$.

Тепловой поток через защитное снаряжение для данной поверхности:

$$Q_{\text{кост.2}} = \frac{F_{\text{неосв.}}}{R_{\text{неосв.}}} (T_{\text{кост.}} - T_2). \quad (18)$$

Суммарный тепловой поток через защитное снаряжение:

$$Q_{\text{кост.}} = Q_{\text{кост.1}} + Q_{\text{кост.2}}. \quad (19)$$

Составим систему уравнений теплового баланса для внешней поверхности защитного снаряжения:

$$\begin{cases} C_{\text{кост.}} \frac{dT_{\text{кост.}}}{dt} = -2,1 \cdot 10^{-8} (273 + T_{\text{кост.}})^4 - 7,75T_{\text{кост.}} + 2,5T_2 + 552,5 \\ Q_{\text{кост.}} = 2,5(T_{\text{кост.}} - T_2) + 4,5(20 - T_2) \end{cases}. \quad (20)$$

II. Штатный режим. Система кондиционирования кабины поддерживает в кабине в зоне летчика температуру $T_{\kappa 2} = 25^\circ \text{C}$. Дозвуковой полет. Полет в пасмурную погоду или

НОЧЬЮ

Рассмотрим тепловые потоки на внешней поверхности защитного снаряжения в соответствии со схемой рис. 2:

$$C_{\text{кост.}} \frac{dT_{\text{кост.}}}{dt} = Q_{\text{кост.}} - Q_{\text{конв.}}, \quad (21)$$

$Q_{\text{кост.}}$ – тепловой поток через защитное снаряжение.

$$Q_{\text{кост.}} = \frac{F_{\text{кост.}}}{R} (T_2 - T_{\text{кост.}}), \quad (22)$$

$F_{\text{кост.}}$ – площадь защитного снаряжения, примем $F_{\text{кост.}} = 1,4 \text{ м}^2$.

$$Q_{\text{конв.}} = \alpha_2 F_{\text{кост.}} (T_{\text{кост.}} - T_{\kappa 2}), \quad (23)$$

α_2 – коэффициент теплоотдачи, $\alpha_2 = 8 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{К}}$.

Рассмотрим случай, когда летчик одет в ВМСК.

Подставляя (22) и (23) в (21), а также численные значения величин (для ВМСК) в (21) и (22), получаем:

$$\begin{cases} C_{\text{кост.}} \frac{dT_{\text{кост.}}}{dt} = -18,2T_{\text{кост.}} + 7T_2 + 280 \\ Q_{\text{кост.}} = 7(T_2 - T_{\text{кост.}}) \end{cases}. \quad (24)$$

Рассмотрим случай, когда летчик одет в вентиляционный костюм.

Вентиляционный костюм (ВК) включает в себя: тканевые прослойки, воздушные прослойки, подкладку. Термическое сопротивление пакета: $R_{\text{ВК}} \approx 0,13 \frac{\text{м}^2 \text{К}}{\text{Вт}}$.

Подставляя (22) и (23) в (21), а также численные значения величин (для вентиляционного костюма) в (21) и (22), получаем:

$$\begin{cases} C_{\text{кост.}} \frac{dT_{\text{кост.}}}{dt} = -22T_{\text{кост.}} + 10,8T_2 + 280 \\ Q_{\text{кост.}} = 10,8(T_2 - T_{\text{кост.}}) \end{cases} \quad (25)$$

III. $M = 2,35$; высота $H = 12$ км.

Отказ в работе системы кондиционирования

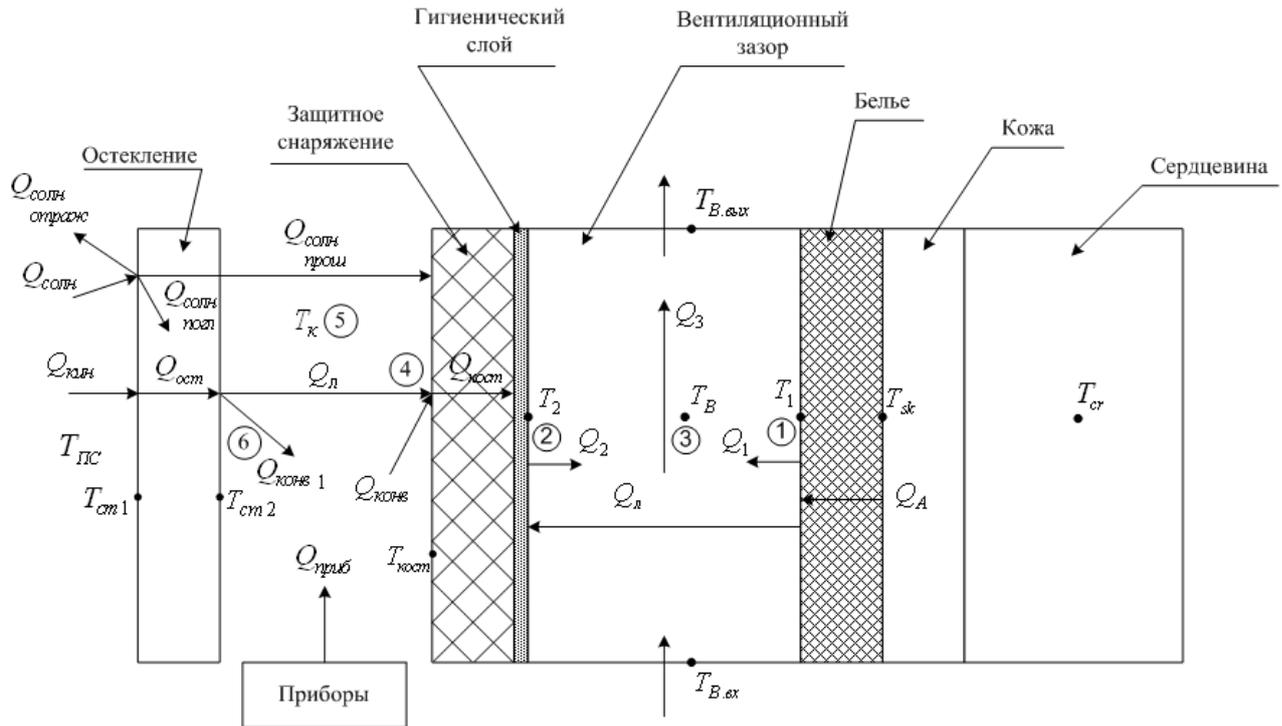


Рис. 3. Схема тепловых потоков в кабине пилота. Случай отказа системы кондиционирования.

Рассмотрим случай полета ночью или в пасмурную погоду ($Q_{солн} = 0$).

Сделаем расчет для самолета, имеющего остекление – силикатный триплекс (и козырек, и откидная часть фонаря).

Рассмотрим случай, когда летчик находится в высотном скафандре. Примем, что температура поверхности защитного снаряжения $T_{кост.}$ одинакова по всей его площади.

Тепловой поток за счет лучистого теплообмена защитного снаряжения с остеклением:

$$Q_{л} = F_{эф} \varepsilon_{пр1} \sigma [(273 + T_{ст.2})^4 - (273 + T_{кост.})^4], \quad (26)$$

$F_{эф}$ - эффективная площадь излучающих поверхностей.

Рассмотрим внешнюю поверхность защитного снаряжения, узел 4 (рис. 3).

Составим уравнение теплового баланса:

$$C_{\text{кост.}} \frac{dT_{\text{кост.}}}{dt} = Q_{\text{л}} + Q_{\text{конв.}} - Q_{\text{кост.}}. \quad (27)$$

$$Q_{\text{конв.}} = \alpha_3 F_{\text{кост.}} (T_{\text{к}} - T_{\text{кост.}}), \quad (28)$$

$T_{\text{к}}$ – температура воздуха в кабине,

α_3 – коэффициент теплоотдачи с поверхности защитного снаряжения, $\alpha_3 = 6 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{К}}$.

$$Q_{\text{кост.}} = \frac{F_{\text{кост.}}}{R_{\text{скаф.}}} (T_{\text{кост.}} - T_2), \quad (29)$$

$R_{\text{скаф.}}$ – термическое сопротивление пакета высотного скафандра, $R_{\text{скаф.}} = 0,24 \frac{\text{м}^2 \text{К}}{\text{Вт}}$.

Подставляя (26), (28) и (29) в (27), получаем:

$$C_{\text{кост.}} \frac{dT_{\text{кост.}}}{dt} = F \varepsilon_{\text{нр1}} \sigma \left[(273 + T_{\text{ст.2}})^4 - (273 + T_{\text{кост.}})^4 \right] + \alpha_3 F_{\text{кост.}} (T_{\text{к}} - T_{\text{кост.}}) - \frac{F_{\text{кост.}}}{R_{\text{скаф.}}} (T_{\text{кост.}} - T_2). \quad (30)$$

Уравнение теплового баланса для воздуха в кабине, узел 5 (рис. 3):

$$C_{\text{возд.}} \frac{dT_{\text{к}}}{dt} = Q_{\text{конв.1}} + Q_{\text{приб.}} - Q_{\text{конв.}}, \quad (31)$$

$$C_{\text{возд.}} = \rho_{\text{в}} V_{\text{в}} c_{\text{возд.}}, \quad (32)$$

$\rho_{\text{в}}$ – плотность воздуха в кабине; $V_{\text{в}}$ – объем воздуха в кабине; $c_{\text{возд.}}$ – теплоемкость воздуха.

$Q_{\text{приб.}} \approx 700 \text{Вт}$ – тепловыделения оборудования, $Q_{\text{конв.1}}$ – конвективный тепловой поток от внутренней поверхности остекления к воздуху кабины,

$$Q_{\text{конв.1}} = F_{\text{ост}} \alpha_{\text{каб.3}} (T_{\text{ст.2}} - T_{\text{к}}), \quad (33)$$

$\alpha_{\text{каб.3}} \approx 6 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{К}}$ – коэффициент теплоотдачи от внутренней поверхности остекления к воздуху

кабины.

Уравнение теплового баланса для внутренней поверхности остекления самолета, узел 6, (рис. 3):

$$C_{\text{стек.}} \frac{dT_{\text{ст.2}}}{dt} = Q_{\text{ост.}} - Q_{\text{конв.1}} - Q_{\text{л}}, \quad (34)$$

$$C_{\text{стек.}} = \rho_{\text{ст.}} V_{\text{ст.}} c_{\text{ст.}}, \quad (35)$$

$\rho_{\text{ст.}}$ – плотность стекла фонаря; $V_{\text{ст.}}$ – объем стекла; $c_{\text{ст.}}$ – теплоемкость стекла,

$Q_{\text{ост.}}$ – тепловой поток через остекление фонаря,

$$Q_{ост.} = F_{ост.} \frac{\lambda_{ост.}}{\delta_{ост.}} (T_{см.1} - T_{см.2}). \quad (36)$$

Для силикатного стекла $\lambda_{ост.} = 0,53 \frac{Вт}{м \cdot ^\circ C}$.

Используя формулу (2), находим температуру внешней поверхности остекления:
 $T_{см.1} \approx 151^\circ C$.

Используя (30), (31), (34) и (29), получаем систему уравнений теплового баланса:

$$\begin{cases} C_{кост.} \frac{dT_{кост.}}{dt} = F_{эф} \varepsilon_{нр1} \sigma \left[(273 + T_{см.2})^4 - (273 + T_{кост.})^4 \right] + \alpha_3 F_{кост.} (T_{к.} - T_{кост.}) - \frac{F_{кост.}}{R_{скаф.}} (T_{кост.} - T_2) \\ C_{возд.} \frac{dT_{к.}}{dt} = F_{ост} \alpha_{каб.3} (T_{см.2} - T_{к.}) + Q_{проб.} - \alpha_3 F_{кост.} (T_{к.} - T_{кост.}) \\ C_{стек.} \frac{dT_{см.2}}{dt} = F_{ост.} \frac{\lambda_{ост.}}{\delta_{ост.}} (T_{см.1} - T_{см.2}) - F_{ост} \alpha_{каб.3} (T_{см.2} - T_{к.}) - F_{эф} \varepsilon_{нр1} \sigma \left[(273 + T_{см.2})^4 - (273 + T_{кост.})^4 \right] \\ Q_{кост.} = \frac{F_{кост.}}{R_{скаф.}} (T_{кост.} - T_2) \end{cases} \quad (37)$$

4. Математическое моделирование теплового состояния пилота в защитном снаряжении

Проанализируем тепловые процессы в вентиляционном костюме для расчетной схемы, показанной на рис. 2.

Схема включает в себя тело человека, состоящее из сердцевины с температурой T_{cr} и кожи с температурой T_{sk} в соответствии с двухузловой моделью, разработанной А. Гаагом и Д. Столвиком [4]. На тело одето белье, имеющее температуру T_1 . Внутренний (гигиенический) слой защитного снаряжения имеет температуру T_2 . В вентиляционный зазор поступает воздух с температурой $T_{B.вх}$. T_B – средняя температура воздуха в вентиляционном зазоре.

Составляем уравнения теплового баланса для сердцевины человека, кожи, а также в узлах 1, 2, 3 (рис. 2, рис. 3).

Дифференциальное уравнение теплового баланса сердцевины тела человека [5]:

$$c_c G_{ч} \frac{dT_{cr}}{dt} = F_{ч} \left[M_{net} - \left(5,28 + 1,163 \dot{V}_{ck} \right) (T_{cr} - T_{sk}) \right], \quad (38)$$

где $c_c = c_q(1 - \xi)$; $c_q = 3492 \frac{Bm \cdot c}{Kz \cdot ^\circ C}$ – теплоемкость тела человека; ξ – отношение массы кожи к массе тела; G_q – масса человека; M_{net} – неттометаболизм тела человека на единицу площади.

В соответствии с [6] зависимость неттометаболизма от общих энергозатрат:

$$M_{net} = \frac{0,699Q_{эм} + 21}{F_q}, \quad (39)$$

где F_q – площадь поверхности тела человека.

Уравнение теплового баланса кожного покрова [5]:

$$c_k G_q \frac{dT_{sk}}{dt} = F_q \left[\left(5,28 + 1,163 \dot{V}_{ck} \right) (T_{cr} - T_{sk}) \right] - Q_{исп.к} - Q_A, \quad (40)$$

где $c_k = c_q \xi$; $Q_{исп.к}$ – тепловой поток за счет испарения влаги с кожи; Q_A – тепловой поток за счет теплопроводности через бельевого слой.

Кровоток \dot{V}_{ck} и отношение массы кожи к массе тела ξ являются изменяющимися параметрами модели. Контрольные сигналы с кожи и сердцевинны равны:

$$\delta T_{sk} = T_{sk} - 34; \quad (41)$$

$$\delta T_{cr} = T_{cr} - 37. \quad (42)$$

Кровоток \dot{V}_{ck} между сердцевинной и кожей:

$$\dot{V}_{ck} = \frac{6,3 + Di}{1 + St}, \quad (43)$$

причем

$$St = \begin{cases} 0,5 \cdot |\delta T_{sk}|, & \delta T_{sk} < 0; \\ 0, & \delta T_{sk} \geq 0 \end{cases}; \quad (44)$$

$$Di = \begin{cases} 150 \cdot |\delta T_{cr}|, & \delta T_{cr} > 0 \\ 0, & \delta T_{cr} \leq 0 \end{cases}. \quad (45)$$

Отношение массы кожи к массе тела [5]:

$$\xi = \begin{cases} 0,1 + 0,125 \frac{(6,3 - \dot{V}_{ck})}{6,3}, & \dot{V}_{ck} \leq 6,3 \\ 0, & \dot{V}_{ck} > 6,3 \end{cases}. \quad (46)$$

В соответствии с [6]:

$$Q_{усп.к} = 32,4[0,014Q_{эм} - 0,82 - 0,01T_B + [2,8 \cdot 10^{-3}(1 - e^{-A}) + 5,6 \cdot 10^{-6}(Q_{эм} - 105)]T_B^2], \quad (47)$$

где $A = 0,0014T_B(T_B - 12)$.

Составляем в соответствии с [6] систему уравнений теплового баланса, включающую уравнения (38), (40), а также уравнения теплового баланса для бельевого слоя (узел 1 расчетной схемы), для гигиенического слоя защитного снаряжения (узел 2), для воздуха в вентиляционном зазоре (узел 3).

$$\begin{cases} c_c G_u \frac{dT_{cr}}{dt} = F_u \left[M_{net} - \left(5,28 + 1,163 \dot{V}_{ck} \right) (T_{cr} - T_{sk}) \right] \\ c_k G_u \frac{dT_{sk}}{dt} = F_u \left[\left(5,28 + 1,163 \dot{V}_{ck} \right) (T_{cr} - T_{sk}) \right] - Q_{усп.к} - Q_A \\ C_1 \frac{dT_1}{dt} = \frac{\lambda}{\delta} F_{\delta} (T_{sk} - T_1) - \alpha_1 F_{\delta} (T_1 - T_B) - \varepsilon_{np} \sigma (T_1 + 273)^4 - (T_2 + 273)^4 \\ C_2 \frac{dT_2}{dt} = \varepsilon_{np} \sigma (T_1 + 273)^4 - (T_2 + 273)^4 - \alpha_2 F_{\varepsilon} (T_2 - T_B) + Q_{кост.} \\ C_B \frac{dT_B}{dt} = \alpha_1 F_{\delta} (T_1 - T_B) + \alpha_2 F_{\varepsilon} (T_2 - T_B) - 2c_p G_B (T_B - T_{B.вз}) \end{cases} \quad (48)$$

В данной системе уравнений: $C_1 = c_{\delta} \rho_{\delta} F_{\delta}$; $C_2 = c_{\varepsilon} \rho_{\varepsilon} F_{\varepsilon}$; c_{δ} , c_{ε} – теплоемкости бельевого слоя и гигиенического слоя защитного снаряжения, ρ_{δ} , ρ_{ε} – вес $1 м^2$ бельевого слоя и ткани гигиенического слоя соответственно; F_{δ} , F_{ε} – площади белья и гигиенического слоя, m^2 ; λ – коэффициент теплопроводности бельевого слоя, δ – толщина бельевого слоя; α_1 , α_2 – коэффициенты теплоотдачи бельевого и гигиенического слоя, ε_{np} – приведенная степень черноты поверхностей бельевого и гигиенического слоя;

$C_B = c_p m_B$; c_p – удельная теплоемкость воздуха;

$m_B = \rho_B V_B$ – масса воздуха, находящегося в вентиляционном зазоре, ρ_B – плотность воздуха, V_B – объем воздуха, G_B – массовый расход воздуха.

Возьмем объемный расход воздуха $\dot{V}_B = 250 \frac{л}{мин}$. Тогда $G_B = \dot{V}_B \rho_B = 0,004 \frac{кг}{с}$.

Численные значения данных величин приведены в [6].

5. Критерии оценки теплового состояния пилота

Стабильное, равновесное состояние организма, что соответствует очень точному балансу скоростей огромного числа химических реакций во внутренней сфере организма, наблюдается при температуре от 36,5 до 37,5 °C (ректальная, измеренная в прямой кишке человека) [5]. При температуре внутренних органов менее 30...35°C человек погибает от

холода, а при температуре более 41...43°C – от перегревания (теплового удара). Данный вопрос рассмотрен в [7, 8].

Средневзвешенная температура кожи является величиной, вычисляемой по «формуле смешивания» температур, измеренных в различных точках поверхности тела.

$$T_{sk} = 0,0886t \text{ головы} + 0,34t \text{ туловища} + 0,067t \text{ плеча} + 0,067t \text{ предплечья} + \\ + 0,045t \text{ кисти} + 0,1t \text{ ягодиц} + 0,125t \text{ голени} + 0,0644t \text{ стоп.} \quad (49)$$

Комфортному состоянию соответствуют температуры кожи 30...34,3°C.

При температуре кожи менее 10...18°C и более 45...48°C возникают болевые ощущения, а при температуре 4...8°C и более 60...70°C наступает необратимое разрушение кожного покрова [2].

Ректальная температура T_{cr} и средневзвешенная температура кожи T_{sk} связаны соотношением (формула Бартона):

$$T_T = 0,3T_{sk} + 0,7T_{cr}, \quad (50)$$

T_T - средняя температура тела.

Комфортное состояние наблюдается при средней температуре тела 35...37°C.

Степень комфортности теплового состояния летчика определяется по уровню теплонакоплений организма $\frac{dS}{dt}$, который применительно к рассматриваемой модели вычисляется по формуле:

$$\frac{dS}{dt} = c_{sk}G_{ch} \frac{dT_{sk}}{dt} + c_{cr}G_{ch} \frac{dT_{cr}}{dt}. \quad (51)$$

Обеспечить величину теплонакоплений равной нулю в изменяющихся условиях окружающей среды не представляется возможным, но в этом и нет необходимости. Опыт показывает, что человек чувствует себя комфортно, если теплонакопления находятся в пределах

$$-130 < \frac{dS}{dt} < 130 \frac{\text{кДж}}{\text{с}}. \quad (52)$$

О степени комфортности теплового состояния можно судить и посредством индекса теплоощущений

$$J = 0,0077 \frac{dS}{dt}. \quad (53)$$

Для комфортного состояния $-1 < J < 1$.

4. Результат решения системы уравнений теплового баланса пилота

Для решения системы уравнений теплового баланса (48) совместно с системами уравнений (20), (24), (25), (37) и совместно с уравнениями (51) и (53) была разработана программа в системе Matlab. В качестве входного параметра задавался режим работы пилота, т. е. значения полных энергозатрат пилота $Q_{\text{эм}}$ в каждый момент времени, а также внешние условия полета. Были исследованы режимы работы при различных внешних условиях.

Для заданных энергозатрат и заданных внешних условий, а также для допустимых значений индекса теплоощущений J , температуры кожного покрова T_{sk} , сердцевины тела T_{cr} и средней температуры тела T_T в программе подбирались оптимальные значения температуры воздуха, подаваемого в вентиляционный костюм летчика $T_{B.вх}$ в каждый момент времени. Расчет необходимой температуры подаваемого воздуха производился каждые 10 минут.

Тепловое состояние летчика принимаем комфортным, если температуры сердцевины тела, кожи и средняя температура тела находятся в данных пределах: $36,5 < T_{cr} < 37,5^{\circ}\text{C}$;

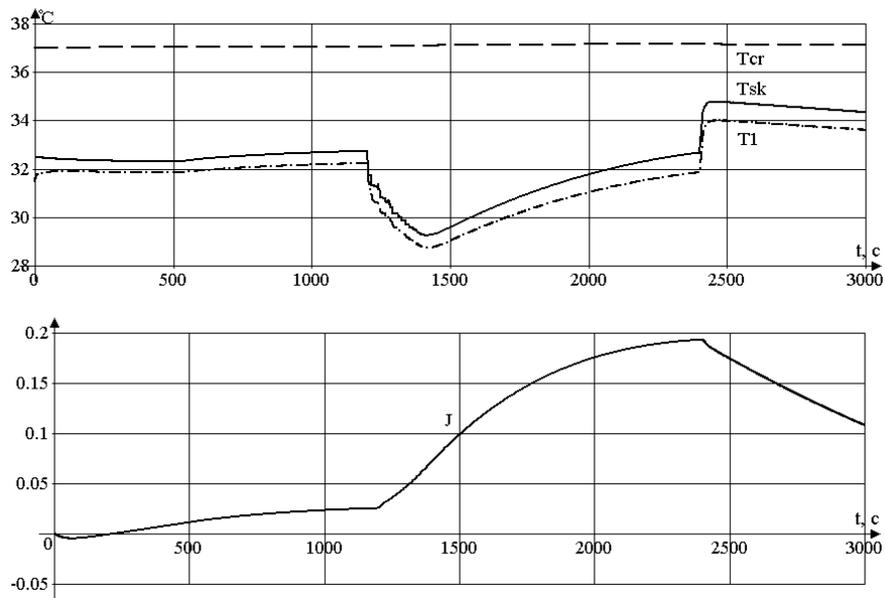
$$30 < T_{sk} < 34,3^{\circ}\text{C}; \quad 35 < T_T < 37^{\circ}\text{C}.$$

На графиках рис. 4 и рис. 5 представлены результаты расчета для условий полета случая I. Были исследованы разные режимы работы пилота (с различными значениями полных энергозатрат пилота).

Для данного случая в программе решались системы уравнений (48) и (20) вместе с уравнениями (51) и (53) и были подобраны оптимальные температуры воздуха, подаваемого в вентиляционный костюм, в каждый момент времени.

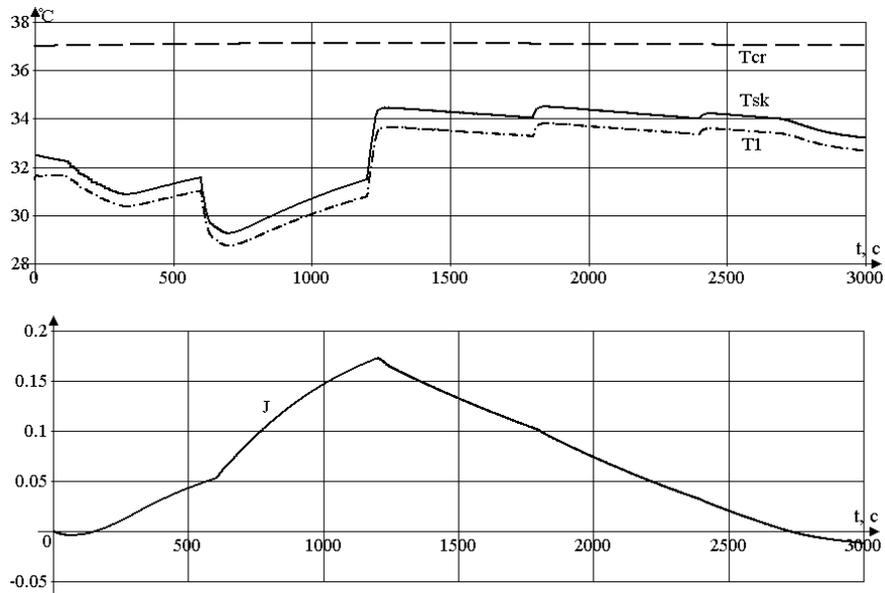
Из графиков видно, что при полученных значениях $T_{B.вх}$ значения температур сердцевины и кожи лежат в пределах комфортной зоны в течение всего времени полета.

Как отмечалось ранее, основным критерием теплового комфорта является относительное теплосодержание, обозначенное как J . Если относительное теплосодержание $-1 < J < 1$, то тепловое состояние комфортно. На графиках видно, что данное условие выполняется.



t, c	0..600	600..1200	1200..1800	1800..2400	2400..3000
QЭТ, Вт	130	130	280	280	180
Гв.вх	24	24	18	18	22

Рис. 4. Результаты расчеты теплового состояния пилота для случая I, режим работы пилота 1. $M = 2,35; H = 12$ км; солнце. Штатный режим. Защитное снаряжение - ВМСК



t, c	0..600	600..1200	1200..1800	1800..2400	2400..3000
QЭТ, Вт	200	280	200	150	130
Гв.вх	21	18	21	23	24

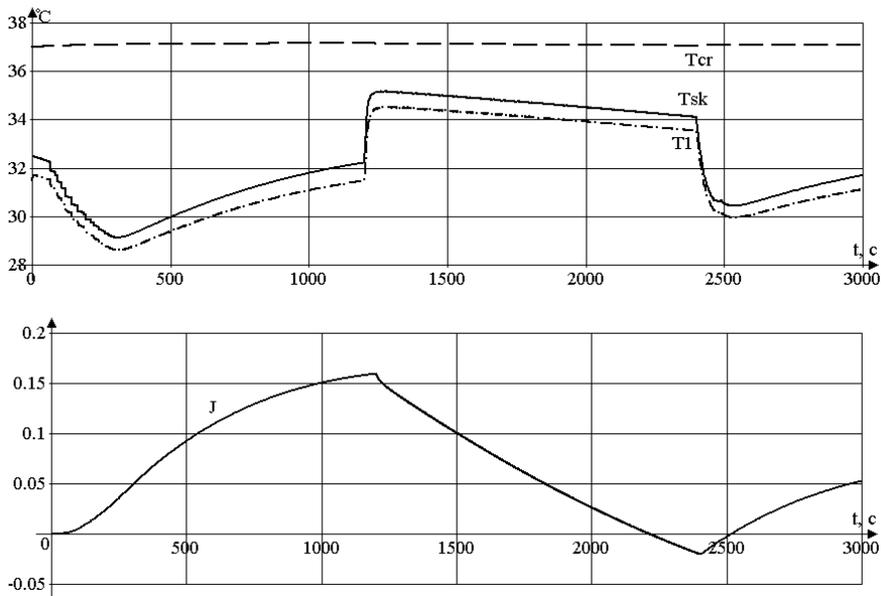
Рис. 5. Результаты расчеты теплового состояния пилота для случая I, режим работы пилота 2. $M = 2,35; H = 12$ км; солнце. Штатный режим. Защитное снаряжение - ВМСК

На графиках рис. 4, 5, 6, 7 и 8:

а) T_{cr} - температура сердцевины тела; T_{sk} - средневзвешенная температура кожи; T_1 - температура бельевого слоя; б) J – индекс теплоощущений (относительное теплосодержание).

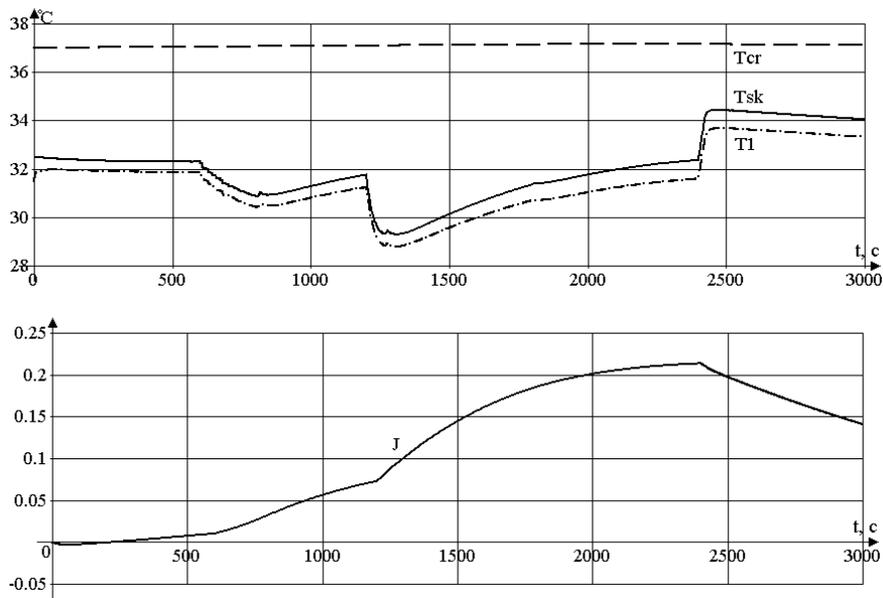
На графиках рис. 6 и рис. 7 представлены результаты расчета для условий полета случая II. Исследованы случаи, когда летчик одет в ВМСК (рис. 6) и в ВК (рис. 7).

Для полета, при котором защитное снаряжение – ВМСК, в программе решались системы уравнений (48) и (24) вместе с уравнениями (51) и (53). Для полета, при котором защитное снаряжение – ВК, в программе решались системы уравнений (48) и (25) вместе с уравнениями (51) и (53). При подобранных значениях $T_{B.вх}$, как мы видим из графиков, значения температур сердцевины, кожи, а также индекс теплоощущений лежат в пределах комфортной зоны.



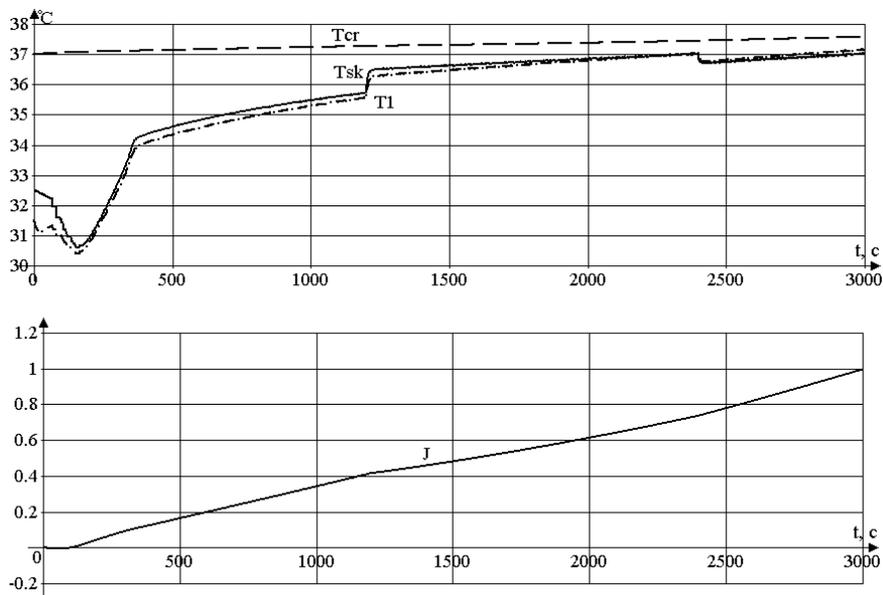
t, c	0..600	600..1200	1200..1800	1800..2400	2400..3000
Qэт, Вт	280	280	130	130	220
Tв.вх	19	19	26	26	22

Рис. 6. Результаты расчеты теплового состояния пилота для случая II, режим работы пилота 3. Дозвуковой полет. Полет в пасмурную погоду или ночью. Штатный режим. Защитное снаряжение - ВМСК



t, с	0..600	600..1200	1200..1800	1800..2400	2400..3000
QЭТ, Вт	130	200	280	280	220
Гв.вх	27	24	20	19	23

Рис. 7. Результаты расчеты теплового состояния пилота для случая II, режим работы пилота 4. Дозвуковой полет. Полет в пасмурную погоду или ночью. Штатный режим. Защитное снаряжение – ВК



t, с	0..600	600..1200	1200..1800	1800..2400	2400..3000
QЭТ, Вт	280	280	130	130	220
Гв.вх	10	10	10	10	10

Рис. 8. Результаты расчета теплового состояния пилота для случая III, режим работы пилота 3. $M = 2,35$; высота $H = 12$ км. Отказ в работе системы кондиционирования. Защитное снаряжение – высотный скафандр.

На графиках рис. 8 представлены результаты расчета для условий полета случая III (отказ в работе системы кондиционирования).

Для случая III программой в системе Matlab решались системы уравнений (48) и (37) вместе с уравнениями (51) и (53). Из графиков видно, что при подобранных программой значениях температур $T_{B.вх}$ в течение 50 минут температуры сердцевины, кожи, а также индекс теплоощущений лежат в пределах зоны комфорта.

5. Заключение

На основе полученной в данной работе математической модели при автоматической регуляции температуры входящего воздуха, как показывают графики, возможно обеспечение комфортного теплового режима летчика в течение всего полета.

Разработанная математическая модель позволяет оценивать тепловое состояние пилота и, в зависимости от уровня общих энергозатрат пилота и условий полета, подбирать необходимую температуру подаваемого в вентиляционный костюм воздуха.

Исследованы режимы полета при различных значениях полных энергозатрат пилота, т. е. при разных уровнях его физической и эмоциональной нагрузки, а также режимы с разными внешними условиями: в солнечную и пасмурную погоду, при различных значениях скоростей (сверхзвуковой и дозвуковой полет), при различных высотах полета. Также рассмотрены случаи отказа системы кондиционирования кабины.

Данная модель может быть использована в индивидуальных системах жизнеобеспечения. Это обеспечит поддержание теплового состояния пилота на уровне комфорта, существенно повысит безопасность полета, поможет летчику сосредоточиться на своей основной задаче.

Библиографический список

1. Справочник авиационного инженера. Александров В. Г., Мырцымов В. В. и др. Изд-во «Транспорт», 1973. – 400 с.
2. Акопов М. Г., Дудник М. Н. Расчет и проектирование авиационных систем индивидуального жизнеобеспечения. – М.: Машиностроение, 1985. – 232 с., ил.
3. Быков Л. Т., Егоров М. С., Тарасов П. В. Высотное оборудование самолетов.- М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1958. – 392 с.
4. Основы космической биологии и медицины / Под ред. Газенко О. Г., Кальвин М. том II, книга первая. – М.: Наука, 1975.

5. Пичулин В. С., Олизаров В. В. Системы терморегулирования индивидуального защитного снаряжения экипажей летательных аппаратов: Учеб. Пособие. – М.: МАИ, 1995. – 60 с.: ил.
6. Пичулин В. С., Смирнова Г. А. Математическое моделирование теплового состояния летчика в высотном снаряжении. Вестник МАИ, 2012.
7. Чичиндаев А. В., Хромова И. В. Компьютерное моделирование работы системы термостабилизации человека в условиях низких температур: Метод. указ. к лаб. раб. для 4-6 курсов / Новосиб. гос. техн. ун-т; Сост. Чичиндаев А. В., Хромова И. В. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2008. – 51 с.
8. Исследование работы системы термостабилизации человека в условиях низких температур: Метод. указ. к лаб. раб. для 4-6 курсов / Новосиб. гос. техн. ун-т; Сост. Чичиндаев А. В., Хромова И. В. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2009. – 35 с. Алексеев С. М., Уманский С. П. Высотные и космические скафандры. – М.: Машиностроение, 1973. – 280 с.

ПИЧУЛИН Владимир Сергеевич, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н., тел.: (499) 158-48-89; e-mail: kaf607@mai.ru

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993.

СМИРНОВА Галина Анатольевна, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), тел.: 454-65-54; e-mail: galina-ovch@mail.ru

Ул. Лавочкина, 44-2-471, Москва, 125502.