

Применение средств моделирования при проектировании комплексной системы обеспечения безопасности жизнедеятельности экипажа

А. П. Фарина, email: farinaandrej@rambler.ru

С. В. Кучевский, email: faust2@bk.ru

В. В. Онуфриенко, email: OV372@mail.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)

***Аннотация.** В данной работе представлена методика для осуществления моделирования опасного воздействия факторов перегрузки и изменения давления на экипаж ВС с целью своевременного определения развития опасных ситуации в полете.*

***Ключевые слова:** воздушное судно, герметическая кабина, системы обеспечения безопасности жизнедеятельности, перегрузка, изменение давления.*

Введение

Современные истребители, стоящие на вооружении в ВКС России предназначены для завоевания воздушного пространства, посредством применения свойств маневренности. Выполнение интенсивного маневрирования приводит к воздействию на экипаж воздушного судна (ВС) комплекса неблагоприятных факторов полета, которые влекут за собой рост сложности и напряженности деятельности экипажа при выполнении полетных заданий.

Анализ работ в области обеспечения безопасности полетов, связанных с опасностью влияния вредных факторов на экипаж ВС показывает, что воздействие перегрузок и резких изменений высоты полета, приводит к снижению эффективности выполнения полетного задания [1-3]. Предлагается расчет основных показателей комплексной системы обеспечения жизнедеятельности экипажа истребителя при осуществлении прогнозирования полета по изменению положения ручки управления самолетом. Предложенная методика позволит произвести расчет требуемого давления в кабине ВС, а также сформировать оптимальный закон регулирования давления в камерах противоперегрузочного костюма.

Методика формирования давления в герметической кабине ВС

Для достижения цели по уменьшению ошибки регулирования необходимо ввести критерий ошибки в виде интеграла на отрезке времени $t_0 \leq t \leq t_1$:

$$\Delta \delta = \int_{t_0}^{t_1} [P_{\kappa}^{эмч.}(t) - P_{\kappa}^{нроз.}(t)]^2 dt \rightarrow \min, \quad (1)$$

где t_0, t_1 – интервал регулирования.

Решение (1) предполагает представление системы уравнений (2), решение которой приводит к управлению проходным сечением клапанов регулятора подачи и регулятора давления с учетом вертикальной скорости полета V_y :

$$\begin{cases} F_{II} \{ 2(P_{\kappa 0}^{эмч.} - P_{\kappa 0}^{нроз.}) + (G + \alpha V_y P_{\kappa 0}^{нроз.})(t + t_1 - 2t_0) \}, \\ F_{Д} \{ 2(P_{\kappa 0}^{эмч.} - P_{\kappa 0}^{нроз.}) + (G + \alpha V_y P_{\kappa 0}^{нроз.})(t + t_1 - 2t_0) \}. \end{cases} \quad (2)$$

Полученная модель (2) отражает процесс регулирования давления воздуха в герметической кабине (ГК) путем изменения площади проходного сечения клапанов с учетом вертикальной скорости полета.

Управление давлением с прогнозированием по РУС осуществляется в соответствии с представленным алгоритмом на рисунке 1.

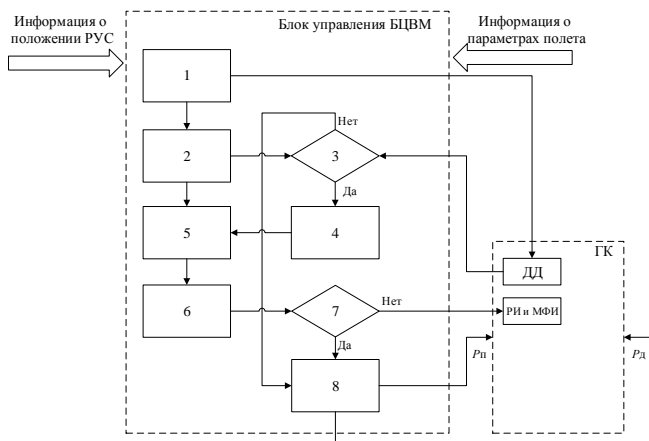


Рис. 1. Алгоритм регулирования давления воздуха в ГК при критических режимах полета

где 1 - блок контроля интервала моделирования, 2 - блок регулирования давления по изменению положения ручки управления самолетом (РУС), 3 - блок контроля и сравнения измеренного значения $P_k(t_i)$ с требуемым $P_{к\text{треб}}(t_i)$, при вычисленной высоте полета $H_{\text{выч}}$, 4 - блок вычисления необходимой расчетной скорости изменения давления в кабине за интервал вычисления, 5 - блок расчета рассогласования давления; 6 - блок расчета требуемого количества воздуха $G_{\text{треб}}$, 7 - блок сравнения требуемого количества $G_{\text{треб}}$ и максимально возможного воздуха $G_{\text{макс}}$, 8 - блок формирования управляющих сигналов изменения заслонок регулятора подачи F_{Π} и на регулятора давления F_{Δ} , ДД – датчик давления, предназначенный для измерения текущего давления в ГК, РИ и МФИ - речевой информатор и многофункциональный индикатор осуществляющий информирование летчика о разгерметизации и необходимости снижения на безопасную высоту.

Для описания пространственного движения самолета используется уравнение [4]:

$$\begin{aligned}
 \dot{\Delta W}_x &= \dot{\Delta V}_x = -a_x^V \Delta V - a_x^\alpha \Delta \alpha + a_x^H \Delta H - g \Delta \vartheta + \Delta P m^{-1}; \\
 \dot{\Delta W}_y &= \dot{\Delta V}_y = a_y^V \Delta V + a_y^\alpha \Delta \alpha - a_y^H \Delta H - V_0 \Delta \omega_z + a_y^\Phi \Delta \Phi; \\
 \dot{\Delta W}_z &= \dot{\Delta V}_z = -a_z^\beta \Delta \beta + g \Delta \gamma + V_0 \Delta \omega_y - a_z^{\delta_H} \Delta \delta_H; \\
 \dot{\Delta \omega}_x &= -a_{m_x}^\beta \Delta \beta - a_{m_x}^{\omega_x} \Delta \omega_x - a_{m_x}^{\omega_y} \Delta \omega_y - a_{m_x}^{\delta_H} \Delta \delta_H - a_{m_x}^{\delta_\vartheta} \Delta \delta_\vartheta; \\
 \dot{\Delta \omega}_y &= -a_{m_y}^\beta \Delta \beta - a_{m_y}^{\omega_x} \Delta \omega_x - a_{m_y}^{\omega_y} \Delta \omega_y - a_{m_y}^{\delta_H} \Delta \delta_H; \\
 \dot{\Delta \omega}_z &= -a_{m_z}^\alpha \Delta \alpha - a_{m_z}^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} - a_{m_z}^{\omega_z} \Delta \omega_z - a_{m_z}^\Phi \Delta \Phi,
 \end{aligned} \tag{3}$$

Применяя выражение (3) в соответствии с алгоритмом функционирования блока 1 вычисляются значения изменения высоты $H^{\text{выч}}$ и вертикальной скорости полета $V_y^{\text{выч}}$ через $T_{\text{ННЭМ}}$ – время максимальной вертикальной скорости изменения высоты $H^{\text{выч}}$:

$$\begin{aligned}
 \dot{V} + a_x^V V + a_x^\Theta \Theta + a_x^\alpha \alpha + a_x^H H &= a_x^{\delta_P} \delta_P; \\
 \dot{\Theta} + a_y^V V + a_y^\Theta \Theta + a_y^\alpha \alpha + a_y^H H &= 0; \\
 \dot{\omega}_z + a_{m_z}^V V + a_{m_z}^\Theta \Theta + a_{m_z}^{\omega_z} \omega_z + a_{m_z}^\alpha \alpha + a_{m_z}^H H &= a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B; \\
 \dot{\alpha} - a_y^V V - a_y^\Theta \Theta - \omega_z - a_y^\alpha \alpha - a_y^H H &= 0; \\
 \dot{H} + a_H^V V + a_H^\Theta \Theta &= 0.
 \end{aligned} \tag{4}$$

Математическая модель получена в многофункциональной интегрированной среде MATLAB 7.11.0+Simulink R14 (FlightSim 2013). Для подтверждения адекватности полученной математической модели проводился ряд численных экспериментов. Использовались записи параметров полета бортовой системы регистрации «Тестер – У3, сер. 3» самолета Су-35, обработанные с помощью автоматизированной системы «СКАТ».

Цель эксперимента заключалась в определении различий значений высоты и атмосферного давления на этой высоте, которые были получены в результате моделирования.

Полученные результаты математического моделирования представлены на рисунке 2.

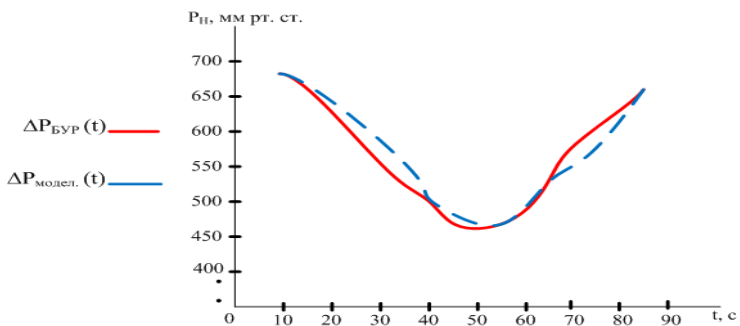


Рис. 2. Разница между действительными полетными и смоделированными значениями

Произведя анализ результатов моделирования получаем вывод о том, что модель продольного движения ВС, а соответственно, изменение высоты полета и его атмосферное давление, не значительно отличается по сравнению с реальным полетом, то есть, результаты эксперимента удовлетворяют точностным критериям.

Полученные результаты анализа подтверждают, что выбранная математическая модель является адекватной, и позволяет проводить оценку существующих средств регулирования давления на ВС.

Основываясь на зависимости $P_n = f(H)$ [5], получим давление на прогнозируемой высоте P_n . Имея данные о вычисленном и программном давлении, применив алгоритм, представленный на рисунке 5, получим выражение (2) для расчета проходных сечений клапана подачи и клапана регулирования давления F_n, F_d .

Для обеспечения надежной защиты экипажа истребителя от положительных вертикальных перегрузок маневрирования с большой скоростью нарастания необходимо разработать оптимальные алгоритмы регулирования давления в камерах ППК, обеспечивающие минимум ошибки создания программного давления. Соответственно, необходимо ввести критерий минимума ошибки создания программного давления в виде целевого функционала [5]:

$$J = \int_{t_0}^{t_1} q [P_{\text{ППК}}^{\text{мек.}}(t) - P_{\text{ППК}}^{\text{прог.}}(t)]^2 dt \rightarrow \min, , \quad (5)$$

где $P_{\text{ППК}}^{\text{прог.}}(t)$ - программное давление в камерах ППК, формируемое с учетом медико-технических требований обеспечения безопасности членов экипажа в экстремальных условиях маневренного полета;

$P_{\text{ППК}}^{\text{мек.}}$ - текущее (истинное) давление в камерах ППК;

$\delta P_{\text{ППК}}(t) = P_{\text{ППК}}^{\text{мек.}}(t) - P_{\text{ППК}}^{\text{прог.}}(t)$ - отклонение фактического давления от программного давления, q – нормирующий коэффициент.

В соответствии с представленной на рисунке 1 структурной схемой комплексной системы жизнеобеспечения экипажа маневренного воздушного судна предлагается методика регулирования давления по прогнозируемым значениям вертикальной перегрузки по отклонению РУС, которая обеспечит повышение точности регулирования давления воздуха в камерах ППК в условиях интенсивного боевого маневрирования с учетом медико-технических требований обеспечения безопасности экипажа в экстремальных условиях полета.

Отличительной особенностью методики является формирование оптимального управления давлением в камерах ППК по прогнозируемым значениям вертикальной перегрузки с учетом осредненного значения предельно – допустимой перегрузки, обеспечивающего минимум ошибки создания программного давления. Для достижения поставленной задачи предлагается методика:

1. Восстановление на борту ВС траектории осредненного значения предельно-допустимой вертикальной перегрузки маневрирования.

Устойчивость экипажа к перегрузке определяется скоростью ее изменения. Для различных категорий летных экипажей путем проведения экспериментов на центрифуге были определены осредненные значения предельно – допустимой вертикальной перегрузки маневрирования $n_y^{nd}(t)$, которые проявлялись в виде

нарушения функций зрения («серая» или «черная пелена») (рисунок 3) [6].

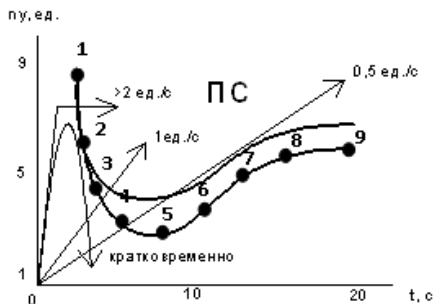


Рис. 3. Зависимость переносимости летчиком перегрузки $+n_y$

В зависимости от скорости изменения перегрузки реакция организма человека отличается: при большой скорости изменения (2 ед./с и больше) возникает опасность внезапной потери сознания, не сопровождающейся «серой» и «черной пеленой», при постепенной (0.5 ед./с) или умеренной (1 ед./с) скорости нарастания перегрузки $+n_y$ наблюдаются визуальные симптомы «серая пелена», а затем и «черная пелена», предупреждающие об опасности наступления потери сознания [6].

Для решения задачи по восстановлению траектории предельно-допустимой вертикальной перегрузки по узловым значениям используем метод кубической сплайн интерполяции функции по узловым точкам, позволяющий с точностью определять промежуточные значения $n_y^{no}(t)$ в реальном масштабе времени [7].

$$S(n_y^{no}(t_k)) = n_y^{no}(1 - \tau)^2(1 + 2\tau) + n_y^{no}(t_{k+1})\tau^2(3 - \tau) + m_k h_k \tau(1 - \tau)^2 + m_{k+1} h_k \tau^2(1 - \tau), \quad (6)$$

где $t_k = t_0 + kT$ - узлы сетки интерполирования: $k=0,1,\dots,N$; $T=1/f$, $t_0=2$;

$f = 32$ Гц - частота опроса датчика перегрузки;

h_k - шаг интерполирования: $h_k = t_{k+1} - t_k$;

$\tau = \frac{(t - t_k)}{h_k}$; $m_k = \dot{S}(n_y^{no}, t_k)$.

2. Формирование прогнозируемых значений перегрузки по отклонению РУС.

Для решения данной задачи используется математическая модель (ММ) продольного короткопериодического движения маневренного самолета [4]:

$$\begin{cases} T_{\phi} \Delta \dot{\varphi}_z(t) + \Delta \varphi_z(t) = k_{\text{ш}} \Delta X_{\epsilon}(t); \\ \Delta \ddot{\omega}_z(t) + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} \Delta \dot{\omega}_z(t) + \omega_{\alpha}^2 \Delta \omega_z(t) = -k_{\omega_z}^{\varphi_z} \omega_{\alpha}^2 T_{\theta} \Delta \dot{\varphi}_z(t) - k_{\omega_z}^{\varphi_z} \omega_{\alpha}^2 \Delta \varphi_z(t); \\ \Delta \ddot{n}_y(t) + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} \Delta \dot{n}_y(t) + \omega_{\alpha}^2 \Delta n_y(t) = -k_{n_y}^{\varphi_z} \omega_{\alpha}^2 \Delta \varphi_z(t); \\ n_y^{np}(t) = n_y(t) + \frac{l_{\text{каб.}}}{g} \dot{\omega}_z, \end{cases} \quad (7)$$

где $\Delta X_{\epsilon}(t)$ - приращение продольного отклонения РУС относительно балансировочного положения; $\Delta \varphi_z(t)$ - приращение отклонения стабилизатора (руля высоты); $n_y(t)$ - перегрузка, действующая на центр масс самолета; $\omega_z(t)$ - угловая скорость вращений самолета относительно оси OZ; $l_{\text{каб.}}$ - расстояние от центра масс самолета до кабины летчика; $n_y^{np}(t)$ - прогнозируемая вертикальная перегрузка, действующая на летчика.

Аэродинамические коэффициенты самолета, характеризующие ММ (7) описаны [4]. Решение системы уравнений (7) позволяет произвести прогноз значения вертикальной перегрузки, действующей на экипаж, по отклонению РУС на время 0,5 – 1,5 с (в зависимости от режима полета). Полученный резерв времени используется для корректировки законов управления противоперегрузочной системы и системы кислородного питания, для предотвращения критических ситуаций при действии перегрузок.

3. Прогнозирование выхода вертикальной перегрузки на опасные значения.

Для решения задачи по прогнозированию достижения опасных значений вертикальной перегрузки разработан алгоритм, обеспечивающий возможность определения степени опасности перегрузки при использовании определенного типа противоперегрузочного костюма.

Алгоритм управления ППК представлен в виде [4]:

$$n_{y(ППК)}^{опас.} = \begin{cases} 0 & \text{при } n_y^{np} < n_y^{нд} \wedge t_{n_y}^* > t_{наp.}^{ннк}; \\ 1 & \text{при } n_y^{np} \geq n_y^{нд} \vee t_{n_y}^* < t_{наp.}^{ннк}; \end{cases} \quad (8)$$

где $t_{n_y}^*$ - время выхода перегрузки на максимальное значение; $t_{наp.}^{ннк}$ - время создания в камерах ППК программного давления, соответствующего прогнозируемой перегрузке.

Время $t_{наp.}^{ннк}$ определяется с учетом технических характеристик ППК:

$$t_{наp.}^{ннк} = \frac{P_k(n_y^{np})}{P_{ннк \max}}, \quad (9)$$

где $P_k(n_y^{np})$ - программное давление в камерах ППК, соответствующее прогнозируемой перегрузке n_y^{np} ; $P_{ннк \max}$ - максимальная скорость изменения давления газа в камерах ППК, определяется техническими характеристиками ППК (для ППКЗ-120 с автоматом давления АД-15 - $P_{ннк \max} = 265$ мм рт. ст./с).

В случае, когда значение прогнозируемой по отклонению РУС вертикальной перегрузки n_y^{np} превышает допустимую перегрузку n_y^o или скорость создания давления в камерах ППК не достаточна для компенсации, в камерах ППК создается пропорционально вертикальная перегрузка n_y^{np} .

4. Алгоритм наполнения камер ППК при прогнозировании опасной перегрузки.

Уменьшение запаздывания создания необходимого давления в камерах ППК при больших перегрузках или высоких скоростях их нарастания, осуществляется по прогнозным значениям перегрузки $n_y^{np}(t_k)$, алгоритм программных значений $P_{ннк}(n_y^{np})$ описан выражением (10) [4]:

$$P_{ннк}(n_y^{np}) = \begin{cases} P_{ннк0}, & \text{при } n_y^{np} < n_{y \min}; \\ K_{n_y}^{ннк}(n_y - 2), & \text{при } n_{y \min} \leq n_y^{np} < n_{y \max}; \\ P_{\max}, & \text{при } n_{y \max} \leq n_y^{np}, \end{cases} \quad (10)$$

где $P_{ннк}(n_y^{np})$ - давление в камерах ППК, формируемое по прогнозируемым значениям вертикальной перегрузки;

$$K_{n_y}^{nnk} = \frac{(P_{\max} - P_{nnk0})}{(n_{y\max} - n_{y\min})} - \text{коэффициент, определяющий оптимальный}$$

наклон характеристики $P_{nnk}(n_y^{np})$ для всего диапазона эксплуатационных вертикальных перегрузок (для АД-15: $K_{n_y}^{nnk} = 94$ мм рт.ст./ед.);

P_{\max} - максимальное значение давления в камерах ППК (для ППК-3-120 составляет 0.9 кгс/см² (662 мм рт.ст.)); $n_{y\max}$ - максимальная перегрузка, переносимость которой обеспечивается при полном наддуве камер ППК (для ППК-3-120: $n_{y\max} = 9$ ед.); $n_{y\min}$ - порог срабатывания АД по уровню перегрузки (для АД-15: $n_{y\min} = 2$ ед.).

Заключение

Таким образом, приведенная методика позволит повысить эффективность систем обеспечения жизнедеятельности экипажа, посредством уменьшения опасности воздействия факторов перегрузки на экипаж, контролем и регулированием изменения давления в кабине ВС и возможностью своевременного определения развития опасной ситуации в полете.

Литература

1. Дворников М. В., Чернуха В. Н., Матюшев Т. В. Медико-технические и эргономические проблемы обеспечения безопасности авиационных полетов // Проблемы безопасности полетов. 2014. - №6. – С.13-19.
2. Кучевский С. В., Онуфриенко В. В., Шихвердиев Н. Н. Повышение устойчивости летчика к резким перепадам давления при маневрировании // Материалы научно-практической конференции «Актуальные проблемы авиационной и космической медицины» - СПб.: ВМедА, 2018 г. С. 151-158.
3. Васильев П. В., Глод Г. Д. Функциональное состояние летчика в экстремальных условиях; под ред. В. А. Пономаренко, П. В. Васильева. М.: Полет, 1994. 127 с.
4. Красовский А.А. Системы автоматического управления летательных аппаратов. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1986. - 477 с.
5. Авиационные приборы и навигационные системы. / Под редакцией Бабича О.А. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1981. 418 с.
6. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. М.: Наука. Гл. ред. Физ.-мат. лит., 1984. - 832 с.