

Способ оптимизации регулирования давления воздуха в герметической кабине воздушного судна

Кучевский С.В.^{1*}, Гервальд А.В.^{1}, Онуфриенко В.В.¹, Титов Ю.П.^{2***}**

*¹Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е.Жуковского и
Ю.А.Гагарина, ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия*

*²Московский авиационный институт (национальный исследовательский
университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993,
Россия*

**e-mail: faust2@bk.ru*

***e-mail: herwaldcity@rambler.ru*

****e-mail: kalengul@mail.ru*

Аннотация

Предлагается способ оптимизации процесса регулирования давления воздуха в герметической кабине воздушного судна, основанный на прогнозировании изменения давления воздуха, для поддержания требуемого давления воздуха и скорости его изменения в герметической кабине воздушного судна.

Ключевые слова: давление воздуха, герметическая кабина, функциональное состояние, алгоритм регулирования, устройство регулирования давления.

На современных воздушных судах (ВС) для защиты членов экипажа от влияния неблагоприятных факторов связанных с высотным полетом

применяют комплекс технических средств, которые должны обеспечивать поддержание функционального состояния (ФС) членов экипажа в работоспособном состоянии на всех режимах полета.

Анализ летной эксплуатации современных ВС проведенный по материалам Службы безопасности полетов авиации Вооруженных Сил Российской Федерации и материалам международной организации ИКАО показывает, что значительное количество летных происшествий и авиационных инцидентов происходит по причине воздействия на экипаж ВС неблагоприятных факторов высотного полета вследствие нештатной работы технических средств обеспечения жизнедеятельности (СОЖ) экипажа или развития на борту аварийной ситуации связанной с разгерметизацией кабины ВС. К наиболее опасному неблагоприятному фактору высотного полета специалисты относят резкое изменение давления воздуха в кабине ВС, возникающее вследствие интенсивного набора или потери высоты при интенсивном маневрировании ВС в вертикальной плоскости или при разгерметизации кабины ВС. Резкое изменение давления воздуха в кабине ВС может вызвать изменение ФС членов экипажа от дискомфорта, связанного с болевыми ощущениями до полной потери работоспособности при развитии взрывной декомпрессии. Воздействие на экипаж ВС перепадов давления воздуха в кабине с большой скоростью его изменения, прошедшее без видимых симптомов во время выполнения полетного задания часто

становится причиной развития хронических заболеваний, приводящих в дальнейшем к списанию с летной работы.

Проведенный анализ современных методов и средств защиты экипажа ВС от влияния неблагоприятных факторов высотного полета показал, что на современных ВС предусмотрена трехуровневая система обеспечения жизнедеятельности экипажа при высотном полете, включающая: герметическую кабину с системой кондиционирования воздуха и системой автоматического регулирования давления в ней; бортовое кислородное оборудование и индивидуальное высотное снаряжение членов экипажа; аварийные высотные средства защиты членов экипажа.

Особенности систем защиты экипажа ВС от высотных факторов лежат в основе медико-технических требований обеспечения безопасности членов экипажа в экстремальных условиях высотного полета, которые регламентируются нормативными документами (ОТТ ВВС).

Так в ОТТ ВВС предъявляются жесткие требования к системам регулирования давления воздуха в герметической кабине (ГК) ВС.[10]

Анализ тактико-технических характеристик зарубежных ВС пятого поколения (F-22, F-35) и требований предъявляемых к перспективным Российским ВС пятого поколения (ПАК ФА, ПАК ДА) показывает, что активно внедряется принцип сверх маневренности, расширяются диапазон высот и скоростей, обосновывается выход крейсерской скорости ВС на сверхзвук, а в перспективе и на гиперзвуковые скорости. В этих условиях

ожидается значительное увеличение скорости изменения давления воздуха в ГК при интенсивном маневрировании ВС в вертикальной плоскости, что приведет к ужесточению требований по точности поддержания давления воздуха в ГК ВС заданной медико-техническими требованиями обеспечения безопасности членов экипажа в экстремальных условиях высотного полета.

Потенциальная опасность быстрой разгерметизации ГК на больших высотах задает условия обязательного использования кислородного оборудования во время всего полета и применения высотного снаряжения для членов экипажа, что значительно снижает работоспособность членов экипажа за счет сковывания движений высотным снаряжением.

Проведенная оценка технических возможностей систем регулирования давления воздуха в ГК современных ВС показала, что на режимах интенсивного боевого маневрирования в вертикальной плоскости, а также при разгерметизации кабины ВС на больших высотах существующие технические средства не обеспечивают регулирование давления в ГК согласно требованиям ОТТ ВВС, тем самым на этих режимах не обеспечивается надежная защита членов экипажа от неблагоприятных факторов высотного полета.

В этих условиях задача повышения точности регулирования давления воздуха в ГК ВС согласно медико-технических требований обеспечения безопасности членов экипажа в экстремальных условиях высотного полета является актуальной.

Анализ научных исследований, проводившиеся по обоснованию технических путей совершенствования режимов работы автоматических систем регулирования давления воздуха в ГК ВС были направлены на повышение надежности функционирования и точности поддержания давления воздуха в ГК ВС заданной медико-техническими требованиями обеспечения безопасности членов экипажа в экстремальных условиях высотного полета.

Анализ существующего научно-методического аппарата показывает, что он не обеспечивает оценку точности регулирования давления воздуха в ГК при интенсивном маневрировании ВС в вертикальной плоскости с учетом ограничений накладываемых на скорость изменения давления воздуха и не позволяет оценить возможности компенсации падения давления воздуха в ГК за счет управления подачей воздуха.

Выполнение задач регулирования давления воздуха и поддержания требуемого давления в ГК, при изменении атмосферного давления, требует постановки и решения задачи оптимального управления. Это обусловлено ростом требований к быстродействию и точности указанного процесса. Увеличение быстродействия и точности возможно лишь при правильном распределении ограниченных ресурсов управления. Математически сформулированные задачи регулирования, являются задачами вариационного исчисления. В данной работе применяется математический прием, который называется принцип максимума Понтрягина[1,2].

При рассмотрении предлагаемого способа, внешнее давление изменяется в связи с разнонаправленным изменением высоты с различной скоростью.

Выбран критерий оптимизации и заданы рамки накладываемых ограничений на процесс регулирования давления воздуха в ГК, при этом скорость изменения давления воздуха в ГК \dot{P}_k не должна превышать предельно допустимую $\dot{P}_k^{доп}$, т.е. $\dot{P}_k \leq \dot{P}_k^{доп}$. Возникающая ошибка регулирования, как критерий оптимизации $\Delta\delta = f(\Delta P_k^{выч.} - \Delta P_k^{прог.})$ должна стремиться $\Delta\delta \rightarrow \min$, где $P_k^{выч.}$ – вычисленное давление в ГК, $P_k^{прог.}$ – давление, согласно программного значения.

Для решения поставленной задачи, функционал оптимизации процесса регулирования давления имеет вид[1-4]:

$$J = \int_{t_0}^{t_1} [P_k^{выч.}(t) - P_k^{прог.}(t)]^2 dt \rightarrow \min, \quad (1)$$

где $P_k^{выч.}$ – вычисленное давление регулирования, $P_k^{прог.}$ – давление, согласно программного значения, t_0, t_1 – интервал регулирования.

Согласно уравнения Менделеева-Клапейрона, давление воздуха в замкнутом пространстве выражается[5, 6]:

$$P_k V_k = \frac{m}{\mu} R T_k, \quad (2)$$

где P_k – давление, V_k – объем, T_k – температура в, R – удельная постоянная воздуха, m – масса воздуха в, μ – молекулярная масса воздуха;

тогда давление в замкнутом пространстве будет равно:

$$P_{\kappa} = m \frac{RT_{\kappa}}{\mu V_{\kappa}} = km,$$

Регулирование давления осуществляется управлением сечения пропускных клапанов регулятора давления и регулятора подачи, тогда:

$$\frac{dP_{\kappa}}{dt} = k \frac{dm}{dt} = k(G_n + G_g), \text{ при } \begin{cases} 0 \leq G_n \leq G_n^{\max}; \\ 0 \leq G_g \leq G_g^{\max}, \end{cases} \quad (3)$$

где G_n и G_g – допустимая масса подаваемого и выпускаемого воздуха в замкнутом пространстве.

При этом скорости изменения давления воздуха в ГП $\dot{P}_{\kappa} \leq \dot{P}_{\kappa}^{\text{дон.}}$, где

$$\dot{P}_{\kappa}^{\text{дон.}}(t) = \left\{ P_{\kappa}^{\text{выч.}} e^{-\alpha H(t)} \right\} = -\alpha V_y P_{\kappa}^{\text{pez.}} e^{-\alpha H(t)} \cong -\alpha V_y P_{\kappa 0}^{\text{npos.}} = \dot{P}_{\kappa}^{\text{дон.}}(t_0).$$

Регулирование давления осуществляется путем изменения проходного сечения клапанов регулятора подачи и регулятора давления воздуха, при этом сечение клапанов зависит от вертикальной скорости $F(t), \dot{F}(t) = V_y(t)$.

Решение поставленной задачи сводится к регулированию проходным сечение клапанов регулятора подачи и регулятора давления и имеет вид:

$$\begin{cases} F_n \left\{ 2(P_{\kappa 0}^{\text{выч.}} - P_{\kappa 0}^{\text{npos.}}) + (G + \alpha V_y P_{\kappa 0}^{\text{npos.}})(t + t_1 - 2t_0) \right\}, \\ F_g \left\{ 2(P_{\kappa 0}^{\text{выч.}} - P_{\kappa 0}^{\text{npos.}}) + (G + \alpha V_y P_{\kappa 0}^{\text{npos.}})(t + t_1 - 2t_0) \right\}. \end{cases} \quad (4)$$

Для достижения выбранного критерия оптимизации, не выходя за рамки накладываемых ограничений, предложен способ регулирования давления воздуха.

Его принцип основан на контроле параметров полета. Вычисления на заданный вперед интервал времени, в зависимости от изменения ручки управления самолетом (пространственном положением), значений изменения высоты и вертикальной скорости полета. По полученным значениям вычисления необходимого давления в ГК и скорости его изменения. При ее отклонении от предельно допустимого значения – упреждающем изменении давления в ГК на интервал времени вычисления высоты полета за счет воздействия на заслонку регулятора подачи воздуха и на заслонку регулятора давления для выполнения требуемого закона изменения давления в ГК.

Блок-схема способа регулирования давления воздуха по прогнозным значениям представлена на рисунке 1.

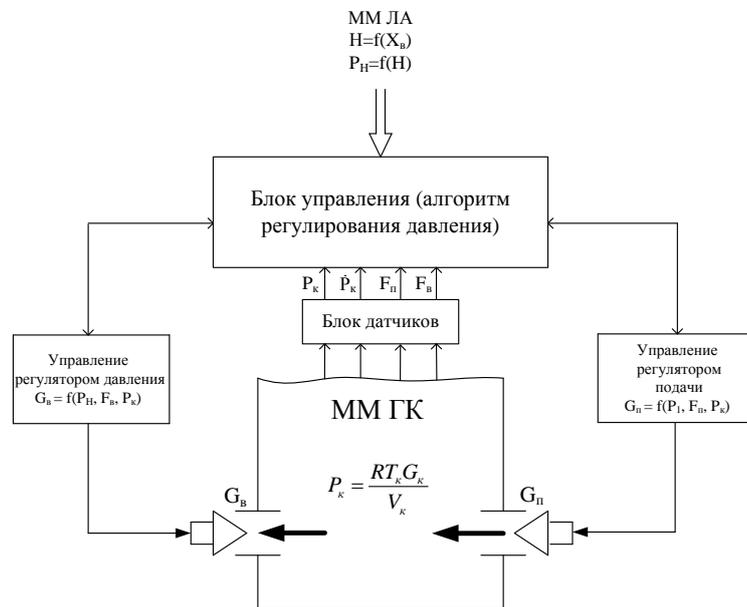


Рис.1 Блок-схема способа регулирования давления воздуха по прогнозным значениям

На вход блока управления (который представляет собой бортовую цифровую вычислительную машину (БЦВМ), выполняющую вычислительные и управляющие функции) от системы воздушных сигналов (СВС) и датчика положения ручки (ДПР) подается информация о параметрах полета: H (текущая высота полета), $V_{np.}$ (приборная скорость), X_e (приращение продольного отклонения РУС относительно балансирующего положения), P_n (атмосферное давление на текущей высоте полета), $P_k^{изб.}$ (избыточное давление в ГК), $P_k^{abs.}$ (абсолютное давление в ГК), информация о положении заслонок регулятора подачи (РП) и регулятора давления (РД). В блоке управления через заданные интервалы времени вычисляется изменение высоты и вертикальной скорости полета, которое произойдет через определенное время после отклонения ручки управления самолетом. С использованием вычисленных значений реализуется алгоритм (рисунок 2) оценки допустимых пределов изменения давления в ГК на заданный вперед интервал времени (рисунок 3) в зависимости от параметров полета.

Информация о параметрах полета и ГК поступает в блок управления с интервалом 0,25 с, величина которого определяется реакцией человека при восприятии информации.

Отклонение стабилизатора $\Delta\delta_z(t_k)$ и скорость отклонения стабилизатора $\Delta\dot{\delta}_z(t_k)$ для моментов времени t_k определяются в блоке управления по

приращению отклонения РУС (ΔX_{ε}) путем численного решения уравнения, описывающего зависимость отклонения $\Delta \delta_z(t_k)$ от отклонения РУС для продольного канала системы дистанционного управления (СДУ).

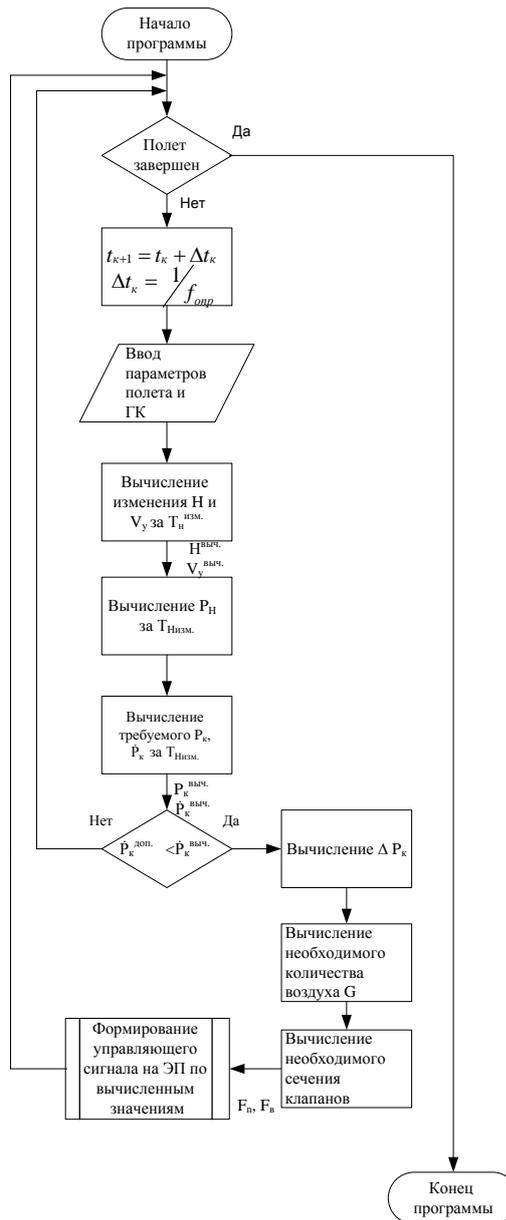


Рис.2 Алгоритм регулирования давления воздуха

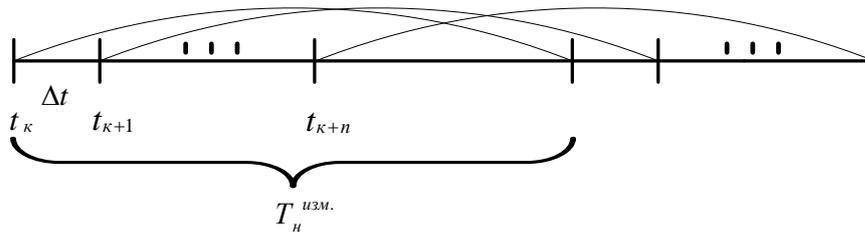


Рис.3 Выбор интервала прогнозирования

При отклонении РУС, с использованием данных о параметрах полета и параметрах ГК, в блоке управления в соответствии с уравнениями пространственного положения летательного аппарата, при допущении линеаризованного продольного длиннопериодического движения летательного аппарата, вычисляются значения изменения высоты $H^{выч.}$ и вертикальной скорости полета $V_y^{выч.}$ через $T_n^{изм.}$ – время максимальной вертикальной скорости изменения высоты. В соответствии с математической моделью изменения давления атмосферы от изменения высоты:

$$dP_n = -\rho g_m dH, \quad (5)$$

вычисляется P_n по полученным значениям высоты за установленный интервал $T_n^{изм.}$, основываясь на зависимости $P_n = f(H)$.

Дополним систему продольного длиннопериодического движения летательного аппарата, уравнением (9) и уравнением описывающим закон

управления продольным каналом системы дистанционного управления (СДУ) применительно к самолету Су-27 в режиме «Полет» без учета нелинейности и автоматической балансировки самолета при изменении режима полета:

$$\Delta\delta_B = k_\delta^x \Delta x_{B_{PV}}, \quad (6)$$

Получим систему уравнений продольного длиннопериодического движения ВС с уравнениями вычисления изменения давления атмосферного давления. Так же, эта система уравнений дополнена уравнением скорости изменения давления воздуха в ГК:

$$\begin{aligned} \dot{V} + a_x^V V + a_x^\Theta \Theta + a_x^\alpha \alpha + a_x^H H &= a_x^{\delta_P} \delta_P; \\ \dot{\Theta} + a_y^V V + a_y^\Theta \Theta + a_y^\alpha \alpha + a_y^H H &= 0; \\ k_\delta^x \Delta x_{B_{PV}} &= \Delta\delta_B; \\ \dot{\omega}_z + a_{mz}^V V + a_{mz}^\Theta \Theta + a_{mz}^{\omega_z} \omega_z + a_{mz}^\alpha \alpha + a_{mz}^H H &= a_{mz}^{\delta_B} \delta_B; \\ \dot{\alpha} - a_y^V V - a_y^\Theta \Theta - \omega_z - a_y^\alpha \alpha - a_y^H H &= 0; \\ \dot{H} + a_n^V V + a_n^\Theta \Theta &= 0; \\ -\rho_n q_T \dot{H} &= \dot{P}_n; \\ -\rho_n q_T \dot{H} + \Delta \dot{P}_k &= \dot{P}_k. \end{aligned} \quad (7)$$

По вычисленным значениям высоты и вертикальной скорости полета на основании физиолого-гигиенических требований, предъявляемых к ГК, с использованием математической модели изменения давления $P_k^{бвч}$ и скорости изменения давления $\dot{P}_k^{бвч}$ воздуха в кабине:

$$P_k^{6blч.} = AP_n + B$$

$$\dot{P}_k^{6blч.} = \frac{dP_k^{6blч.}}{dH} V_y, \quad (8)$$

где А и В – постоянные коэффициенты;

вычисляется необходимое значение $P_k^{6blч.}$ для вычисленной высоты за время $T_n^{изм.}$ и $\dot{P}_k^{6blч.}$ для его создания. В течение всего полета, в блоке управления, каждые 250 мс осуществляется контроль параметров полета, с целью принятия решения по варианту регулирования (воздействию на те или иные исполнительные устройства) давления воздуха в ГК.

Такое решение принимается следующим образом. Сравнивается вычисленная скорость изменения давления в кабине и допустимая в зависимости от выполняемого маневра. При условии $\dot{P}_k^{доп.} \geq \dot{P}_k^{6blч.}$ регулирование подачи воздуха через впускной клапан не требуется, так как количество воздуха, подаваемое в ГК, полностью удовлетворяет условию создания требуемого давления. Регулирование давления согласно заданному закону полностью осуществляет регулятор давления.

При возникновении во время полета (допустим, в момент времени t_k) условия, когда вычисленная скорость изменения давления в кабине на заданный вперед интервал времени превышает допустимую $\dot{P}_k^{6blч.} > \dot{P}_k^{доп.}$, например, при выполнении маневров высшего пилотажа с резким набором высоты с большой вертикальной скоростью, блок управления принимает решение на упреждающее регулирование давления воздуха в ГК путем

управления заслонкой регулятора давления и управлением заслонкой регулятора подачи. Для обеспечения процесса регулирования давления в блоке управления в соответствии с реализуемым им алгоритмом вычисляется необходимое давление ΔP_k в ГК, которое требуется создать к моменту времени $T_n^{изм.}$, как разность текущего давления в ГК и вычисленного, согласно реализуемой математической модели.

Далее блоком управления вычисляется необходимое количество воздуха G_k , для обеспечения создания ΔP_k :

$$G_k = G_n - G_g - G_y, \quad (9)$$

где G_y – утечка за счет не герметичности ГК ($G_y = const$).

Количество подаваемого в кабину воздуха является функцией нескольких параметров:

$$G_n = f(P_1, P_k^{выч.}, T_1, T_k), \quad (10)$$

где P_1 – давление воздуха перед регулятором подачи, T_1 – температура перед регулятором подачи, T_k – температура воздуха в ГК.

Температура T_k для ГК является параметром, относительное изменение величины которого для данного устройства является незначительным и принята усредненной константе. Исходя из этого количество подаваемого воздуха вычисляется:

$$G_n = \frac{\partial G_n}{\partial P_1} \Delta P_1 + \frac{\partial G_n}{\partial T_1} \Delta T_1 + \frac{\partial G_n}{\partial P_k} \Delta P_k; \quad (11)$$

Количество выпускаемого:

$$G_g = f(P_n, P_k^{обт.}), \quad (12)$$

$$G_g = \frac{\partial G_g}{\partial P_k} \Delta P_k + \frac{\partial G_g}{\partial P_n} \Delta P_n. \quad (13)$$

По вычисленному значению G_n и G_g блоком управления определяется необходимое количество воздуха G_k , для создания требуемого давления с наложенными ограничениями по скорости изменения давления воздуха. Для создания вычисленного количества воздуха, требуется вычислить площадь проходного сечения регулирующих органов. Площадь проходного сечения органа подачи F_n и проходного сечения органа выпуска F_g вычисляются как функции:

$$F_n = f(P_1, P_k^{обт.}, G_n) \quad (14)$$

$$F_g = f(P_n, P_k^{обт.}, G_g) \quad (15)$$

$$\Delta F_n = \frac{\frac{V_k g V_y}{RT_k} \frac{P_c (1 + \frac{\beta}{T_c} \dot{H})^{-\frac{g}{\beta R}}}{RT_n}}{\sqrt{\frac{kg}{3RT_1} P_1}} \quad (16)$$

$$\Delta F_g = \frac{\frac{V_k g V_y}{RT_k} \frac{P_c (1 + \frac{\beta}{T_c} \dot{H})^{-\frac{g}{\beta R}}}{RT_n}}{\sqrt{\frac{kg}{3RT_k} P_k}} \quad (17)$$

В соответствии с полученным результатом блок управления подает команду на электроприводы, для установки в требуемых положениях рабочих органов впускного и выпускного клапанов.

Так же в блок управления поступают сигналы о значениях $P_{\kappa}^{изб.}$ (избыточное давление в ГК) и $P_{\kappa}^{abs.}$ (абсолютное давление в ГК). Сравнивая давление, полученное от чувствительных элементов, с рассчитываемым, определяется значение рассогласования заданного давления с текущим. При вычислении ΔP_{κ} , учитывается значение рассогласования, для уменьшения появляющейся ошибки при создании требуемого давления в ГК.

Таким образом, разработанный способ регулирования давления воздуха в замкнутом пространстве позволяет, за счет периодического контроля параметров полета, определения на заданный вперед интервал времени значений изменения высоты и вертикальной скорости полета, и в соответствии с полученными значениям – необходимого давления в ГК и скорости его изменения, упреждающе произвести изменение давления в ГК на указанный интервал времени за счет воздействия на заслонку регулятора подачи воздуха и на заслонку регулятора давления. Воздействием на заслонку регулятора подачи и регулятора давления выполнять требуемый закон изменения давления и скорость изменения давления воздуха в замкнутом пространстве. Повысить точность регулирования давления воздуха и поддержания его в заданных пределах в замкнутом пространстве,

тем самым увеличить безопасность полетов, что способствует снижению потерь как летного состава, так и авиационной техники.

Библиографический список

1. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. - М.: Наука, 1961. - 392 с.
2. Александров А.А. Оптимальные и адаптивные системы. - М.: Высшая школа, 1989. - 264 с.
3. Бронштейн И.Н., Семендяев К.А. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов. - М.: Наука, 1986. - 544 с.
4. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. - М.: Наука, 1984. - 832 с.
5. Илюшин Ю.С., Олизаров В.В. Системы обеспечения жизнедеятельности и спасения экипажей летательных аппаратов. – М: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1972. - 492 с.
6. Быков Л.Т., Егоров М.С., Тарасов П.В. Высотное оборудование самолетов. М.: Изд-во оборонной промышленности, 1958. - 392 с.
7. Красовский А.А. Вавилов Ю.А., Сучков А.И. Системы автоматического управления летательных аппаратов. - М.: ВВИА имени Н.Е. Жуковского, 1986. - 477 с.

8. Лысенко Н.М. Системы управления и бортовые цифровые вычислительные комплексы летательных аппаратов. - М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1990. - 368 с.

9. Бабича О.А. Авиационные приборы и навигационные системы. - М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1981. - 648 с.

10. Волков А.А. Расчет интенсивности вентиляции гермоотсеков самолёта // Труды МАИ, 2011, № 42:

<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=24263>