

О.І. Проценко, А.О. Померанцев, Р.В. Лещенко, В.А. Мартинюк

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

УДОСКОНАЛЕННЯ СПОСОБУ РЕГУЛЮВАННЯ ТИСКУ ПОВІТРЯ В ГЕРМЕТИЧНИХ КАБІНАХ ЛІТАКА-ВИНИЩУВАЧА ПРИ ЇХ НЕСАНКЦІОНОВАНІЙ РОЗГЕРМЕТИЗАЦІЇ

У статті запропоновано заходи щодо підвищення захисту льотчика літака-винищувача від дії негативних висотних факторів, що можуть трапитися в польоті, при неконтрольованій розгерметизації кабіни літака. Запропоновані заходи полягають в удосконаленні управління засобами захисту та корекції закону зміни тиску повітря в герметичній кабіні при його падінні за допомогою встановлення додаткового каналу подачі повітря. Розглянуто причини виникнення авіаційних подій, пов'язаних з висотною декомпресійною хворобою, що виникає при раптовій розгерметизації кабіни літака. Обґрунтовано шляхи запобігання випадкам часткової або повної втрати льотним складом здатності виконувати навчально-бойові завдання. Проведено аналіз вимог і обмежень функціонування системи регулювання тиску в герметичній кабіні літака для забезпечення життєдіяльності льотчика під час виконання польоту. Запропоновано напрям удосконалення способу регулювання тиску повітря в герметичних кабінах літака-винищувача при їх несанкціонованій розгерметизації, сутність якого полягає в створенні додаткового каналу подачі повітря та встановленні додаткового регулятора подачі повітря. Обґрунтовано напрям удосконалення бортових засобів систем забезпечення життєдіяльності льотчика з урахуванням досвіду ведення бойових дій.

Ключові слова: герметична кабіна; гіпобарія; гіпоксія; декомпресія; регулятор подачі повітря; розгерметизація.

Вступ

Постановка проблеми. Сучасний стан виконання польотів бойових літаків-винищувачів відбувається в широкому діапазоні висот, що складає від 5 м до 15000 м. При цьому, під час виконання висотних польотів літаками тактичної авіації для виконання навчально-бойових завдань зростає вірогідність виникнення небезпечних аварійних ситуацій, пов'язаних з порушенням герметичності кабіни льотчика. Розгерметизація кабіни – це порушення герметичності кабіни літака, яке супроводжується зменшенням тиску повітря в ній нижче допустимої норми. Причиною такої розгерметизації можуть бути як бойові пошкодження, що отримані від дії засобів ураження противника, так і відмови авіаційної техніки. Як показав проведений аналіз, кількість бойових пошкоджень кабіни екіпажу значно зросла з початком повномасштабної збройної агресії Російської Федерації, тому тема удосконалення способу підтримки тиску повітря в герметичних кабінах літака-винищувача при різкій розгерметизації носить актуальний характер.

Одним з основних небезпечних факторів висотного польоту, який може негативно вплинути на організм людини, є зменшення барометричного тиску в кабіні і пов'язане з ним зниження парціального тиску кисню в повітрі, яке вдихається. Недостатність кисню може призвести до розвитку кисневого голодування, а низький загальний барометричний тиск – до висотних декомпресійних розладів таких як: ме-

теоризм, висотна декомпресійна хвороба, висотна тканинна емфізема тощо. Крім того, швидкі зміни тиску можуть викликати закладеність та біль у середньому вусі, порожнинах носу, а при так званій вибуховій декомпресії під час розгерметизації кабіни літака можливі травми внутрішніх органів, які насичені повітрям, в першу чергу – легенів [1; 5; 9; 10].

Розгерметизація кабіни екіпажу залишається одним із самих найнебезпечніших ускладнень висотного польоту в сучасній авіації, при якому льотний склад може зазнати впливу не тільки вираженого кисневого голодування (гіпоксії), але й більших за величиною і швидкістю змін барометричного тиску (гіпобарії й декомпресії) [1; 9; 10].

Особливо небезпечними, крім гіпоксії, є висотно-декомпресійні розлади. Вони виникають при зміні загального барометричного тиску під час набору висоти, зниженні або виконанні вертикальних маневрів і часто залежать від швидкості його падіння чи зростання. Важливою особливістю аварійних ситуацій у висотних польотах, що виникали останніми роками, стало збільшення ризику виникнення висотно-декомпресійної хвороби.

Ризик виникнення гіпоксії може відбуватися за двома різними причинами, а саме [5; 9; 10]:

– внаслідок руйнування конструкції повітряного судна, зокрема ліхтаря, на великій висоті відбувається миттєва розгерметизація, що веде до раптового зниження тиску в герметичній кабіні;

– поступової, але постійної розгерметизації на висоті понад 3000 метрів під час відсутності норма-

льного “наддуву” гермокабіни. Це може відбутися при наборі висоти більш 3000 метрів при вимкненій або неправильно працюючій системі герметизації.

Враховуючи високу чутливість людського тіла та низьку здатність переносити зазначені впливи, з’являється потенційний ризик виникнення небезпечного стану організму льотчика, що може призвести до втрати ним можливості виконати бойове завдання чи виконати дії, які потрібні для нейтралізації негативних наслідків аварійної ситуації. Загрози безпеці в польоті залишаються максимально високими, а кумулятивні ефекти подібних впливів обумовлюють зниження професійного здоров’я і льотного довголіття льотного складу.

Можливості організму людини протистояти цим факторам обмежені, тому безпека висотних польотів багато в чому залежить від ефективності й надійності функціонування технічних засобів захисту.

При виконанні польотів на винищувачах існує певне протиріччя. З одного боку, при виконанні польотного завдання існує нагальна потреба динамічно оперувати висотами польоту, тобто різко їх змінювати. З іншого боку, швидка динаміка змін висоти польоту є небезпечною для навантаження на організм льотчика, особливо при неконтрольованій розгерметизації кабіни, що веде до часткової, або повної втрати його працездатності та зриву виконання польотного завдання. Тобто, об’єктивно існує проблема забезпечення умов адаптації організму льотчика до перепаду тиску за умов виконання висотних польотів при неконтрольованій розгерметизації гермокабіни (ГК).

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Вирішення поставленої проблеми пов’язане з розробкою систем захисту членів екіпажу літака від фізіологічних перевантажень. Проблема ефективного використання засобів захисту від впливу екстремальних факторів льотної праці є не тільки актуальною для кожного льотчика, але й є однією з пріоритетних у діяльності конструкторів авіаційної техніки, зокрема розробників бортових та індивідуальних засобів захисту льотчика [2–4; 6; 8; 11–16].

Особлива увага приділяється точності підтримання тиску в ГК. У роботах [3; 4] описано один із методів підвищення точності регулювання тиску з використанням нечіткої логіки в комбінації з класичним PID-регулятором. Нечіткий PID-регулятор розроблений з урахуванням нелінійних характеристик моделі системи автоматичного регулювання тиску.

У роботах [2; 6] розглянуто інший алгоритм дії адаптивного контролера, який заснований на L1 архітектурі для нелінійного випускного клапана літака. Крім того, такий адаптивний контролер точніше відстежує положення випускного клапана.

Ще одним методом є оптимізація регулювання тиску, що базується на прогнозуванні його зміни.

Він підтримує необхідний тиск повітря та швидкість його зміни в ГК. Цей метод базується на теорії раціонального управління, зокрема на принципі максимуму Понтрягіна, в результаті чого отримано більш точний спосіб регулювання тиску повітря в ГК.

Аналіз останніх авіаційних подій, що освітлено в [1], підтверджує зростання випадків розгерметизації кабіни літаків. Що, в свою чергу, свідчить про статистику зростання числа небезпечних ситуацій саме при висотних польотах.

Таким чином, проведений аналіз літератури показує, що існуючий комплекс організаційних та технічних заходів, спрямованих на підвищення безпеки висотних польотів на сучасній і перспективній авіаційній техніці, проводиться за напрямками:

- оптимізація технічних засобів нового покоління системи забезпечення життєдіяльності з бортовими киснево-добувними установками, які повинні обов’язково мати в своєму складі додаткові елементи контролю й сигналізації, що дозволяють не тільки оцінювати рівень вмісту кисню в газовій суміші (у складі кисневих систем передбачений газоаналізатор) і відслідковувати факт подачі цієї суміші (у складі кисневих систем є датчик подачі кисню), але також мати датчики, що дозволяють постійно контролювати рівень тиску в ГК і забезпечувати своєчасну сигналізацію у випадку її розгерметизації;

- розробка, впровадження і розширення можливості систем інформаційної підтримки екіпажу при виникненні небезпечних ситуацій, що впливають на функціонування життєдіяльності льотчика при виконанні висотних польотів;

- перегляд організаційних питань підготовки льотного складу до виконання особливих видів польотів. Це може бути успішно вирішене в рамках психофізіологічної підготовки до висотних польотів, яка повинна проводитися в спеціальних центрах із залученням відповідних фахівців;

- використання новітніх інформаційно-телекомунікаційних технологій, і насамперед, методів математичного моделювання небезпечних ситуацій, що враховують фізіологічні механізми несприятливого впливу різних висотних факторів польоту на людину, якісні і кількісні параметри характеру, складності, динаміки й імовірності розвитку небезпечного стану льотчика. Можливості математичного моделювання небезпечних ситуацій потрібно використовувати при розслідуванні авіаційних подій, при проведенні наземної підготовки різних категорій льотного й технічного складу, групи керівництва польотами.

Дана тема, незважаючи на її нагальну потребу, чіткого вирішення не знайшла. Шляхи вирішення проблеми по підвищенню захисту льотчика літака-винищувача від дії негативних факторів при неконтрольованій розгерметизації кабіни літака при виконанні висотних польотів свого часу не знаходилися з

урахуванням ведення інтенсивних бойових дій.

З початком збройної агресії Російської Федерації кількість бойових пошкоджень кабіни екіпажу при веденні польотів значно зросла, тому тема удосконалення способу підтримки тиску повітря в герметичних кабінах літака при різкій розгерметизації стала значно актуальнішою.

Мета статті – удосконалення способу регулювання тиску повітря при його різкому падінні в герметичних кабінах винищувачів при неконтрольованій розгерметизації на великих висотах.

Виклад основного матеріалу

Основним і ефективним засобом захисту льотчика від впливу несприятливих факторів висотного польоту є ГК, що представляє собою певну частину конструкції винищувача, обмежену замкненою оболонкою [8]. Через характерні особливості сучасних винищувачів вони мають повністю закриту ГК. У ГК за допомогою систем кондиціонування повітря створюється й регулюється, за заданим режимом, необхідний тиск повітря. Такий підхід необхідний саме для забезпечення нормальних умов життєдіяльності льотчика в процесі виконання польоту.

Польоти на винищувачах супроводжуються зменшенням тиску в ГК при наборі висоти та його збільшенням при зниженні. У зв'язку з цим органи дихання людини зазнають вплив тиску: додатного або від'ємного; динамічного або статичного; низькочастотного або високочастотного. Зміна тиску середовища може викликати болючі відчуття в порожнинах організму екіпажу. Через низьку здатність організму людини швидко вирівнювати тиск у порожнинах організму (головним чином у порожнинах середнього вуха й додаткових пазухах) зі зміною зовнішнього тиску накладаються обмеження на швидкість підвищення тиску в ГК.

Незважаючи на спеціальні засоби герметизації, кабіни винищувачів не можуть бути виконані так, щоб при деякому значенні надлишкового тиску з них не відбувався витік повітря. Тому ГК можуть бути названі герметичними лише умовно. ГК вважаються придатними до експлуатації, якщо витік повітря при визначеному надлишковому тиску не перевищує певного максимально допустимого значення, що характеризує ступінь герметичності кабіни.

Ступінь герметичності кабіни визначається її призначенням, режимами польоту й способами підтримки заданої газової складової всередині кабіни. З підвищенням ступеня герметичності кабіни зростають вага її конструкції й вартість виробництва. Тому деякий витік повітря з кабіни є припустимим та не впливає на появу небезпечних аварійних ситуацій.

Допустиме значення витоку повітря з кабіни вибирається з наступних міркувань [7; 12–14]:

– можливий витік повітря через конструктивну

негерметичність у всіх випадках не повинен перевершувати мінімальну наявну подачу повітря з метою підтримки заданого надлишкового тиску газового середовища в ГК;

– при наявності витоку з ГК градієнт зміни тиску газового середовища не повинен перевищувати заданої межі;

– у випадку припинення подачі газової суміші в ГК необхідне значення надлишкового тиску повинно бути збережено до досягнення літаком безпечної висоти польоту.

Однією з найбільш серйозних проблем, яка може виникнути в польоті, є проблема життєзабезпечення при некерованій декомпресії ГК (різкому падінні тиску повітря в кабіні).

Різка зміна тиску в кабіні може викликати баротравми й крововиливи в окремих органах людського організму. Через (5–8) с при різкій зміні тиску повітря в ГК (часткова або повна розгерметизація) настає важка форма гіпоксії з порушенням діяльності центральної нервової системи. У зв'язку з цим особливу важливість для екіпажу має час, протягом якого відбувається декомпресія. Ефективним способом ослаблення впливу декомпресії на членів екіпажу літака є штучне збільшення часу декомпресії. Низька швидкість спрацювання основного регулятора подачі повітря в ГК призводить до недостатнього нагнітання повітря в розгерметизовану кабіну літака. Тому виникає необхідність встановлення додаткового регулятора подачі повітря в ГК, який має вмикатися в роботу при неконтрольованій розгерметизації ГК.

При компенсації витоку повітря з кабіни при її розгерметизації враховується те, що в ГК швидкість зміни тиску залежить від режиму роботи регулятора тиску, ступеня герметичності кабіни або значення витоку з неї повітря і швидкості зміни обсягу потоку повітря, який подається в кабіну. Обмеження та припустимі межі зміни тиску визначаються умовами забезпечення максимальної працездатності льотчика, його безпеки з погляду фізіолого-гігієнічних факторів і міцності конструкції кабіни. Абсолютний тиск повітря в кабіні має бути не менше мінімально припустимого тиску [12–14]:

$$P_{cab} = F(P_h; \Delta P_{cab}) \geq P_{cab}^{\min}, \quad (1)$$

де F – функція залежності абсолютного тиску повітря в кабіні від мінімально припустимого; P_{cab} – абсолютний тиск повітря в кабіні; P_{cab}^{\min} – мінімально припустимий абсолютний тиск повітря в кабіні; P_h – атмосферний тиск на поточній висоті польоту; ΔP_{cab} – перепад тиску між кабіною та атмосферою.

Регулювання тиску повітря в ГК літака винищувача виконуються за наступних обмежень:

– мінімально припустимий абсолютний тиск

повітря в кабіні P_{cab}^{\min} не повинен перевищувати абсолютний тиск повітря в кабіні P_{cab} :

$$P_{cab} \geq P_{cab}^{\min}; \quad (2)$$

– швидкість зміни тиску повітря в кабіні \dot{P}_{cab} не повинна перевищувати максимально допустиму зміну тиску \dot{P}_{cab}^{adm} :

$$\dot{P}_{cab} \geq \dot{P}_{cab}^{adm}; \quad (3)$$

– надлишковий перепад тиску повітря в кабіні ΔP_{cab} не повинен бути більше максимально припустимого ΔP_{cab}^{\max} :

$$\Delta P_{cab} \geq \Delta P_{cab}^{\max}; \quad (4)$$

– від’ємний перепад тиску повітря між кабіною й атмосферою $-\Delta P_{cab}$ не повинен бути більше припустимого значення $-\Delta P_{cab}^{adm}$:

$$|-\Delta P_{cab}| \leq |-\Delta P_{cab}^{adm}|. \quad (5)$$

Принцип регулювання тиску в ГК при її розгерметизації заснований на контролі атмосферного тиску на поточній висоті польоту й тиску в кабіні, відповідного поточній висоті польоту.

При відхиленні тиску в кабіні від необхідного на постійній висоті польоту відбувається обчислення швидкості зміни тиску в ГК. При її відхиленні від гранично припустимого значення виконується примусова зміна тиску в ГК за рахунок керуючого впливу на заслінку регулятора подачі повітря та на заслінку регулятора тиску. Таким чином виконується необхідний закон зміни тиску в ГК.

Але при різкому зниженні тиску в ГК пропускних можливостей заслінки регулятора подачі повітря для стабілізації чи навіть компенсації перепаду тиску не достатньо. Тому пропонується створити додатковий канал подачі повітря у ГК за рахунок доопрацювання блоку керування та встановлення там регулятора подачі повітря який буде впливати на додаткову заслінку подачі повітря.

На вхід блоку керування (який виконує обчислювальні та керуючі функції для даного регулятора подачі повітря) подається інформація про наступні параметри польоту: атмосферний тиск на поточній висоті польоту, P_h ; поточний тиск у ГК, P_{cab} ; інформація про положення заслінки регулятора подачі повітря та регулятора тиску.

Інформація про поточне значення P_h і P_{cab} надходить у блок керування із частотою опитування датчиків тиску $f_{int} = 32$ Гц. Значення частоти опитування датчиків тиску вибирається за умови забезпечення необхідного резерву часу парирования зміни тиску повітря в ГК при її розгерметизації.

Відповідно до алгоритму функціонування блок

керування з використанням даних про атмосферний тиск на поточній висоті польоту P_h і абсолютний тиск в кабіні P_{cab} порівнює поточний тиск у ГК $P_{cab}(t_i)$ з попереднім $P_{cab}(t_{i-1})$ при незмінній висоті польоту ($P_h = \text{const}$). За результатами порівняння вибирається варіант регулювання тиску.

Далі обчислюється швидкість зміни тиску повітря в ГК:

$$\dot{P}_{cab}^{calc} = [P_{cab}(t_i) - P_{cab}(t_{i-1})] / \tau, \quad (6)$$

де $t_i = t_{i-1} + \tau$ – моменти часу в які проводиться вимірювання тиску в ГК; $\tau = 1/f_{int}$ – інтервал обчислення.

Таким чином, протягом усього польоту в блоці керування, здійснюється контроль поточних значень атмосферного P_h і абсолютного P_{cab} тиску з метою ухвалення рішення по обранню варіанта регулювання (впливу на ті або інші виконавчі пристрої) тиску повітря в ГК.

Порівнюється обчислена швидкість зміни тиску в кабіні \dot{P}_{cab}^{calc} з припустимою \dot{P}_{cab}^{adm} в залежності від ступеня розгерметизації ГК. За умови $\dot{P}_{cab}^{adm} \geq \dot{P}_{cab}^{calc}$ (швидкість зміни припустимого тиску більша або дорівнює швидкості зміни обчисленого тиску), регулювання подачі повітря через додатковий впускний клапан не потрібно. Це пояснюється тим, що кількість повітря, що надходить до ГК, повністю задовольняє обмеженням (2)–(5) створення необхідного тиску.

При виникненні під час польоту умови, коли обчислена швидкість зміни тиску в кабіні перевищує припустиму $\dot{P}_{cab}^{calc} > \dot{P}_{cab}^{adm}$, тобто при її розгерметизації, ухвалюється рішення на примусове регулювання тиску повітря в ГК шляхом задіяння додаткового регулятора подачі повітря для доповнення роботи основного регулятора подачі. Для забезпечення процесу регулювання тиску обчислюється потрібний тиск у ГК, який повинен бути на поточній висоті польоту за час обчислення τ при $P_h = \text{const}$.

Витрата повітря в одиницю часу через отвір при розгерметизації буде визначатися за виразом

$$G_{air} = -\frac{V_{cab}}{8,31T_{cab}n} \left(\frac{P_h}{P_{cab}} \right)^{\frac{n-1}{n}} \frac{dP_{cab}}{dt}, \quad (7)$$

де G_{air} – витрата повітря в одиницю часу через отвір при розгерметизації; V_{cab} – об’єм кабіни літака; 8,31 – універсальна газова постійна, Дж/(моль·К); T_{cab} – температура в кабіні; n – кількість молей газу.

Для компенсації витрати повітря за одиницю часу G_{air} обчислюється необхідна кількість повітря G_{cab}^{need} для створення нормального тиску P_{cab} на заданій висоті за виразом

$$G_{cab}^{need} = G_{cab}^{sup} + G_{cab1}^{sup} - G_{cab}^{exh}, \quad (8)$$

де G_{cab}^{sup} – кількість повітря, що подається в кабіну через основний регулятор подачі повітря; G_{cab1}^{sup} – кількість повітря, що подається в кабіну через додатковий регулятор подачі повітря; G_{cab}^{exh} – кількість повітря, що випускається з кабіни через регулятор тиску.

Кількість повітря, яке подається в кабіну через основний регулятор подачі повітря, можна визначити як функцію

$$G_{cab}^{need} = f(P_1, P_{cab}, T_1), \quad (9)$$

де P_1 – тиск повітря перед регулятором подачі; T_1 – температура повітря перед регулятором подачі.

Температура T_{cab} для ГК є параметром, відносно зміна величини якого для основного регулятора подачі при штатній роботі є незначним, тому її, як правило, приймають незмінною величиною $T_{cab} = \text{const}$. Тобто, виходячи з функції (9), кількість повітря G_{cab}^{sup} , що подається в ГК через основний впускний клапан, можна визначити за формулою

$$G_{cab}^{sup} = \frac{\partial G_{cab}^{sup}}{\partial P_1} \Delta P_1 + \frac{\partial G_{cab}^{sup}}{\partial T_1} \Delta T_1 + \frac{\partial G_{cab}^{sup}}{\partial P_{cab}^{calc}} \Delta P_{cab}. \quad (10)$$

Кількість повітря, яке подається в кабіну через додатковий регулятор подачі повітря визначається функцією виду

$$G_{cab1}^{need} = f(P_1, P_{cab}, T_1, T_{cab}). \quad (11)$$

Виходячи з функції (11), кількість повітря G_{cab}^{need} , що подається в кабіну через додатковий впускний клапан, враховуючи температуру повітря в кабіні для більш точного спрацьовування додаткового регулятора подачі повітря, можна визначити за наступною формулою:

$$G_{cab1}^{need} = \frac{\partial G_{cab1}^{need}}{\partial P_1} \Delta P_1 + \frac{\partial G_{cab1}^{need}}{\partial T_1} \Delta T_1 + \frac{\partial G_{cab1}^{need}}{\partial P_{cab}} \Delta P_{cab} + \frac{\partial G_{cab1}^{need}}{\partial T_{cab}} \Delta T_{cab}. \quad (12)$$

Кількість повітря, яке випускається з кабіни через регулятор тиску, визначається функцією виду

$$G_{cab}^{exh} = f(P_{cab}). \quad (13)$$

Виходячи з (13), кількість повітря, яке випускається з кабіни G_{cab}^{ext} , можна визначити за формулою

$$G_{cab}^{exh} = \frac{\partial G_{cab}^{exh}}{\partial P_{cab}} \Delta P_{cab}. \quad (14)$$

За обчисленим значенням G_{cab}^{need} у блоці керування визначається необхідна кількість повітря, (і, відповідно, переріз регулюючих клапанів) для створення необхідного тиску зі швидкістю його зміни,

що не перевищує гранично припустиму. Але так як розглядається випадок корекції при значному падінні тиску повітря в умовах неконтрольованої розгерметизації ГК за допомогою додаткового каналу подачі повітря, основним критерієм роботи блоку керування є збільшення подачі повітря за короткий проміжок часу. Закон підтримки необхідного тиску в ГК визначається виразом

$$P_{cab} = \frac{8,31 T_{cab} G_{cab}^{need}}{V_{cab}}. \quad (15)$$

На рис. 1 наведена блок-схема регулювання тиску повітря в ГК при її розгерметизації, що заснована на запропонованому підході до вдосконалення системи життєзабезпечення літака-винищувача.

Блок-схема містить основні ключові елементи: ГК літака; блок датчиків; блок керування; регулятор тиску; основний регулятор подачі повітря в ГК; додатковий регулятор подачі повітря в ГК. Об'єктом керування виступає ГК літака, тобто параметри ГК, які необхідно утримувати в заданих межах для забезпечення життєдіяльності льотчика при розгерметизації.

Блок датчиків відповідає за формування електричних сигналів, пропорційних параметрам ГК та навколишнього середовища. У блоці керування за існуванням умови $\dot{P}_{cab}^{adm} \geq \dot{P}_{cab}^{calc}$ на основі інформації, що надійшла від блоку датчиків, відбувається формування керуючих впливів на регулятори тиску та подачі повітря в ГК при закладених в конструкцію літака умовах зміни тиску згідно виразу (10).

У випадку розгерметизації ГК, а отже, за виникнення умови $\dot{P}_{cab}^{calc} > \dot{P}_{cab}^{adm}$, вступає в роботу додатковий канал подачі повітря. На основі інформації, що надійшла від блоку датчиків, з урахуванням значення температури в кабіні екіпажу відбувається формування керуючих впливів на додатковий регулятор подачі повітря згідно з виразом (12).

Висновки

Обґрунтовано потенційну необхідність розробки систем та пристроїв захисту членів екіпажу літака від різкого зменшення барометричного тиску в ГК.

Запропоновано напрям удосконалення способу регулювання тиску повітря в ГК літака-винищувача при її розгерметизації. Сутність напряму удосконалення полягає в створенні додаткового каналу подачі повітря та встановлення додаткового регулятора подачі повітря в ГК. Управління тиском в ГК при її несанкціонованій розгерметизації базується на принципі порівняння обчисленої швидкості зміни тиску повітря в ГК із гранично припустимою. При цьому враховується зміна температури та здійснюється примусове регулювання тиску в ГК шляхом подачі керуючого впливу на додатковий регулятор подачі повітря.

Розроблено блок-схему регулювання тиску повітря в кабіні літака-вiniщувача. Використання запропонованого підходу до удосконалення способу

регулювання тиску повітря дозволяє швидше адаптувати тиск при раптовій розгерметизації ГК літака-вiniщувача.

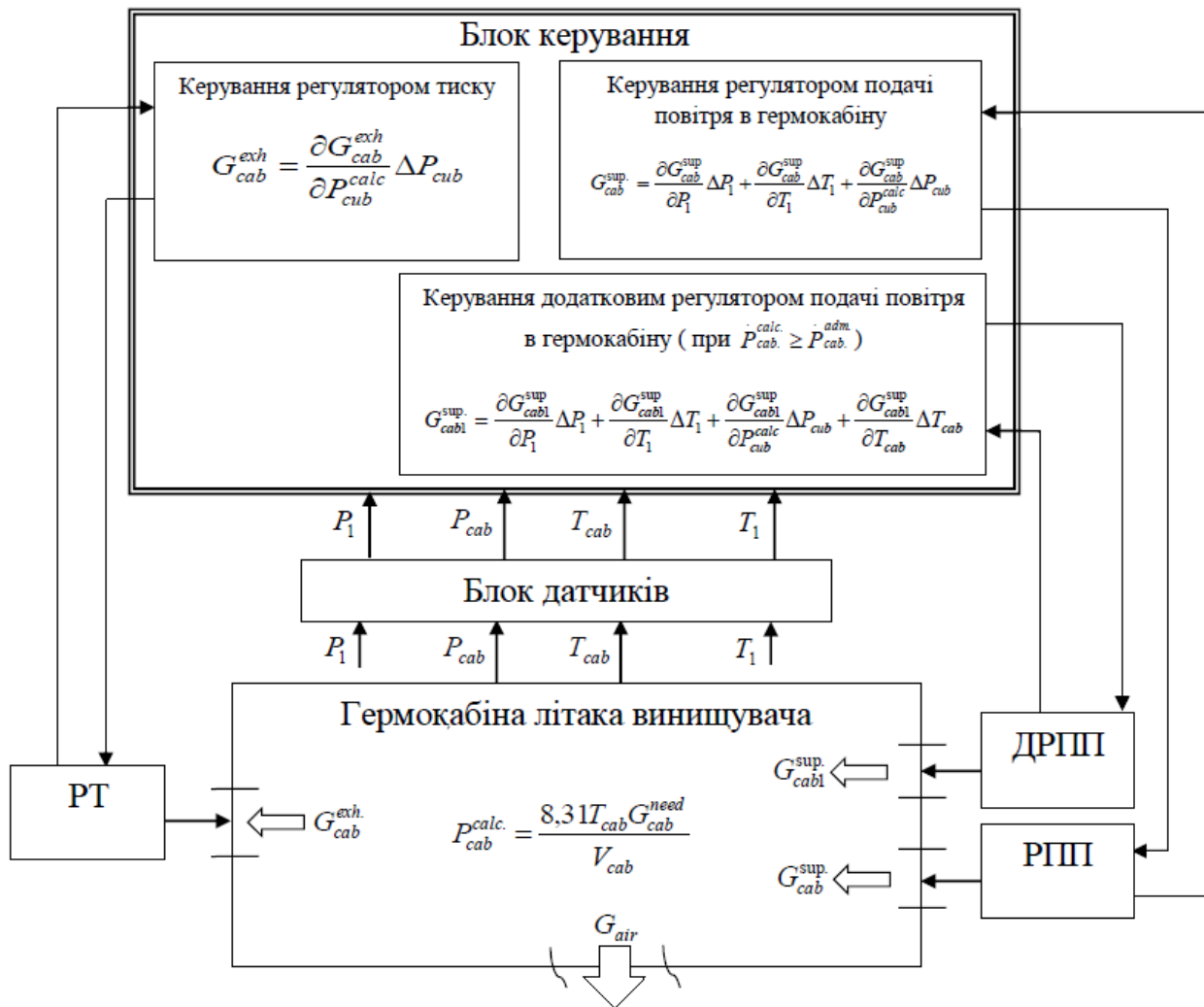


Рис. 1. Блок-схема регулювання тиску повітря в ГК винищувача при її розгерметизації за допомогою додаткового каналу подачі повітря
Джерело: розроблено авторами.

Список літератури

1. Медичні питання розслідування авіаційних подій. Вінниця : ВМЦ ВПС України, 2001. 84 с.
2. Cooper J., Cao C., Tang J. L1 adaptive control for aircraft air management system pressure - regulating bleed valve. *Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, Transactions of the ASME*. 2017. Vol. 139. No. 12. Art. 121005. <https://doi.org/10.1115/1.4036949>.
3. Wang Y. Simulation of aircraft cabin pressure control based on fuzzy-PID. *IET Conference Publications*. 2012. Vol. 2012. No. 598 P. 1846-1849. <https://doi.org/10.1049/cp.2012.1351>.
4. Ismail M. M. Adaptation of PID Controller using AI Techniques for Speed Control of Isolated Steam Turbine. *International Journal of Control, Automation and Systems*. 2012. Vol. 1. No. 1. P. 545-553. <https://doi.org/10.1109/JEC-ECC.2012.6186962>.
5. Гіпоксія: Енциклопедія Сучасної України. Книга 5 / за ред. І. М. Дзюби. Київ : ІЕД НАН України, 2006. 728 с.
6. Nodal P., Liu G. Bleed Air Temperature Regulation System : Modeling, Control, and Simulation. *IEEE Conference on Control Applications (CCA)*. Toronto, Canada, 28-31 August 2005. P. 1003-1008. <https://doi.org/10.1109/CCA.2005.1507261>.
7. Табуненко В. О., Клімішен О. О. Основні етапи методики вибору закону зміни тиску повітря у гермокабіні маневреного літака. *Системи обробки інформації*. 2005. № 2 (42). С. 132-136.
8. Иванов В. Л., Ругайн О. В., Чекед І. В. Авіаційне обладнання військових літальних апаратів. Частина І. Кисневе обладнання та захисне спорядження військових літальних апаратів. Технічні засоби повітряної розвідки : навчальний посібник для підготовки офіцерів запасу. Київ : НАУ, 2004. 232 с.
9. Marotte H. *Physiologie aéronautique*. France, Lognes : Editions S.E.E.S., 2004. 230 p.
10. Marotte H., Toureé C., Clère J.-M., Vieillefond H. Rapid decompression of a transport aircraft cabin: protection against hypoxia. *Aviation, Space, and Environmental Medicine*. 1990. No. 28(111). P. 201-203.

11. Малоземов В. В., Рожнов В. Ф., Пращецкий В. Н. Системы жизнеобеспечения экипажей летательных аппаратов. Москва : Машиностроение, 1986. 228 с.
12. Илюшин Ю. С. Системы обеспечения жизнедеятельности и спасения экипажей летательных аппаратов. Москва : ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1985. 342 с.
13. Илюшин Ю. С., Олизаров В. В. Системы обеспечения жизнедеятельности и спасения экипажей летательных аппаратов. Москва : ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972. 492 с.
14. Быков Л. Т., Егоров М. С., Тарасов П. В. Высотное оборудование самолетов. Москва : Государственное издательство оборонной промышленности, 1958. 392 с.
15. Chowdhury S. H., Ali F., Jennions I. K. A review of aircraft environmental control system simulation and diagnostics. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2023. Vol. 237. No. 11. P. 2453-2467. <https://doi.org/10.1177/09544100231154441>.
16. Сухов Ж. С., Тимофеев Г. А. Системы автоматического регулирования давления в герметических кабинах самолетов. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*. 2019. № 9(714). С. 20-25. <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2019-9-20-25>.

Надійшла до редколегії 02.02.2024
Схвалена до друку 20.05.2024

Відомості про авторів:

Проценко Олег Іванович

викладач кафедри
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-3830-4475>

Померанцев Андрій Олегович

старший викладач
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-8424-1378>

Лещенко Родіон Васильович

старший викладач
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-0368-5813>

Мартинюк Василь Антонович

старший викладач
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-4625-9275>

Information about the authors:

Oleh Protsenko

Lecturer
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-3830-4475>

Andrii Pomerantsev

Senior Lecturer
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-8424-1378>

Rodion Leshchenko

Senior Lecturer
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-0368-5813>

Vasyl Martyniuk

Senior Lecturer
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-4625-9275>

IMPROVING THE METHOD OF REGULATING AIR PRESSURE IN HERMETIC CABINS OF A FIGHTER AIRCRAFT IN THE CASE OF THEIR UNAUTHORIZED DEPRESSURIZATION

O. Protsenko, A. Pomerantsev, R. Leshchenko, V. Martyniuk

The article proposes measures to increase the protection of the pilot of a fighter plane against the effects of negative altitude factors that may occur in flight during uncontrolled depressurization of the aircraft cabin. The proposed measures consist in improving the management of protective equipment and correcting the law of air pressure changes in the sealed cabin when it falls by installing an additional air supply channel. The causes of aviation events associated with high-altitude decompression sickness are considered. Ways to prevent cases of partial or complete loss of the flight crew's ability to perform training and combat tasks are substantiated. An analysis of the requirements and limitations of the pressure regulation system in the hermetic cabin of the aircraft to ensure the vital activity of the pilot during the flight was carried out. The potential need to develop systems and devices to protect aircraft crew members against a sharp decrease in barometric pressure in the crew cabin is substantiated. The direction of improving the method of regulating the air pressure in the pressurized cabins of the fighter aircraft during their depressurization is proposed, the essence of which is to create an additional air supply channel and install an additional air supply regulator. This technology is based on the principle of comparing the calculated rate of change of the air pressure in the aircraft cabin with the maximum permissible, taking into account the temperature change and the forced regulation of the air pressure in the aircraft cabin by influencing the additional air supply regulator in case of depressurization. Considered the tendency of the main restrictions to change when the air pressure drops in the sealed cabin under the condition that the additional air supply regulator is activated. A block diagram of air pressure regulation in the fighter plane cabin has been developed. The use of the proposed approach to improving the method of air pressure regulation allows for faster adaptation of the pressure in case of sudden depressurization of the fighter plane cabin. The direction of improvement of on-board means of life support systems of the pilot, taking into account the experience of conducting combat operations, is substantiated.

Keywords: depressurization; hypobarism; hypoxia; pressurization system; pressurized cabin.