

ВПЛИВ НАЯВНОСТІ ВОДИ У ПАЛИВІ НА ПРАЦЕЗДАТНІСТЬ ПАЛИВНОЇ СИСТЕМИ ЛІТАКА

INFLUENCE OF WATER IN THE FUEL ON THE WORKABILITY OF THE AIRCRAFT FUEL SYSTEM

Вода у реактивних паливах може бути присутньою в розчиненому та вільному стані (у вигляді емульсії або відстою). Допустима обводненість авіаційного палива жорстко регламентується діючими нормативними документами. Кількість води, яка може знаходитись у паливі в розчиненому стані, залежить як від складу палива, так і зовнішніх умов. При зниженні розчинності води у паливі вона переходить у вільний стан, особливо при значному зниженні зовнішньої температури. В умовах зберігання палива також спостерігається утворення води в паливних резервуарах. Виявлено умови седиментації крапель води у паливі та виморожування надлишкової води в баках упродовж польоту літака. Показано, що під час польоту літака також відбувається диспергування емульсійної води за рахунок роботи відцентрових та струминних насосів. Проаналізовано інтегральні функції розподілу емульсійної води в паливі за розмірами крапель. Розглянуто причини утворення та характеристики воднопаливних емульсій в баках літака на землі та в польоті. Розглянуто методи захисту паливної системи літаків від низькотемпературних порушень її працездатності.

Ключові слова: літак, паливна система, реактивне паливо, вміст води у паливі, воднопаливна емульсія, обводненість палива.

Вступ

Паливні системи літальних апаратів призначені для розміщення на борту необхідного запасу палива і безперебійної подачі палива в камери згоряння двигунів за всіх можливих умов польоту і режимів роботи двигунів. Крім того, паливна система забезпечує охолодження масла, агрегатів, радіоелектронної апаратури, виконує регулювання положення центру ваги літального апарата в заданому діапазоні. Паливо іноді використовується також як робоча рідина у різних автоматичних пристроях (керування стулками реактивного сопла і лопатками вхідного напрямного апарата тощо) [1–6].

До паливних систем висуваються підвищені вимоги до надійності, живучості, пожежної безпеки, масових і габаритних характеристик, простоти конструкції, контролепридатності, експлуатаційної технологічності, забезпечення міцності та вібростійкості їх елементів [2].

Паливні системи сучасних літальних апаратів — це складний комплекс великої кількості взаємопов'язаних підсистем: подачі палива до двигунів, перекачування палива, керування порядком вироблення палива з баків, наддуву і дренажу паливних баків, заправки і зливання палива на землі та в польоті, охолодження і контролю тощо. Наявність води в паливі значною мірою впливає на надійність роботи паливної системи [7, 8].

Стан досліджень впливу обводненості палива на працездатність паливної системи літака

Умови обводнення палива та кінетика вологи в паливних баках літаків. Порушення працездатності паливної системи літаків за низьких температур зумовлені насамперед великою вірогідністю появи води в паливних баках у процесі експлуатації.

Шкідливі прояви води у паливній системі у разі охолодження палива різноманітні, а саме [7, 8]:

- накопичення води у відстої паливних баків, зумовлене безперервними тепломасообмінними процесами за великих перепадів температури та тиску,
- гідромеханічне та теплофізичне емульгування води в паливі,
- утворення інею та шуги в паливних баках,
- обмерзання запобіжних сіток паливних насосів,
- обмерзання паливних фільтрів,
- обмерзання дренажу паливних баків,
- порушення нормальної роботи паливовимірального комплексу та паливорегулювальної апаратури двигунів.

У паливну систему літаків вода потрапляє переважно разом із паливом, яке заправляється і яке обов'язково містить певну кількість води, не зважаючи на попередню наземну фільтрацію палива на шляху від резервуарів до баків літака.

Палива для газотурбінних двигунів (ГТД), які є сумішшю нафтових, парафінових та ароматичних вуглеводнів, мають гігроскопічну властивість, через що поглинають певну кількість води у технологічному процесі гідроочищення, а також з вологого повітря чи придонного шару води під час зберігання, транспортування та застосування палива [3, 9, 10].

Розчинність води в паливі залежить від його групового складу, від температури, а також від тиску та вологості повітря в надпаливному просторі. Згідно з законом Генрі рівноважна концентрація розчиненої у паливі води визначається за формулою [6, 7]

$$C_{\text{в}} = C_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^n \frac{p}{p_0} \Psi_{\text{п}}, \quad \% \text{ від маси}, \quad (1)$$

де T, p — температура і тиск, C_0 — максимальна розчинність, визначена експериментально при $T = T_0, p = p_0$, та $\Psi_{\text{п}} = 100\%$, $T_0 = 293 \text{ K}$, $p_0 = 0,1 \text{ МПа}$, $n = 11,5-12,5$ — емпіричний показник, $\Psi_{\text{п}}$ — відносна вологість повітря.

Криві максимальної розчинності води у паливах залежно від температури показано на рисунку 1.

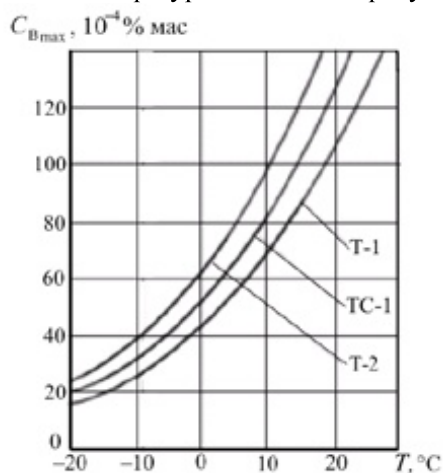


Рисунок 1 — Криві максимальної розчинності води у паливах для газотурбінних двигунів T1, TC1, T2 — марки палив

Чисельними експериментальними дослідженнями встановлено, що максимальна розчинність води у товарних паливах для ГТД у експлуатаційному інтервалі температур перебуває у межах від 15–20 до 150–200 масових часток ($10^{-4}\%$ масових часток). У польоті на паливі, насиченому розчинною водою, внаслідок падіння тиску та охолодження палива значно зменшується рівноважна розчинність й утворюється надлишкова вода, яка частково випаровується у надпаливний простір і відкладається у вигляді конденсату та інею на охолодженій конструкції.

Крім того, деяка частина надлишкової мономолекулярної води виділяється в об'ємі палива у дисперсну фазу, що призводить до утворення емульсійної води, яка разом із паливом надходить у магістралі живлення двигунів і частково потрапляє у відстійні баки. Розрахунки свідчать, що, наприклад, при витраті 27 000 кг палива у типовому польоті літака Ту-154 у баках може утворитися понад 1500 мл надлишкової

води. З цієї кількості води тільки близько 20 % припадає на тонкодисперсну емульсійну воду, що потрапляє разом із паливом до двигунів. Решта надлишкової води залишається у баках у відстої чи в конденсаті та інеї на незалитих паливом поверхнях баків.

В умовах зберігання палив також спостерігається утворення у паливних резервуарах емульсійної води, зумовлене сезонними та добовими коливаннями температури й вологості повітря.

На рисунках 2–4 показано дані фактичної обводненості палив для ГТД, здобуті вимірюванням у дев'яти аеропортах цивільної авіації упродовж 12 місяців [8].

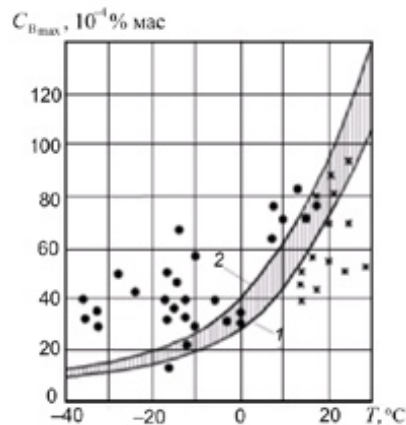


Рисунок 2 — Фактична обводненість палив у аеропортах:

● — у січні, × — у липні, 1, 2 — межі розчинності

З наведеного очевидно, що у період із листопада до березня включно у паливі в умовах зберігання та транспортування утворюється емульсійна вода. Це відбувається внаслідок перенасичення палива розчиненою водою і виділення дисперсної фази, а також конденсації вологи з повітря на поверхні холодного палива. При цьому концентрація емульсійної води у паливі, що надходить на заправку, може досягати $(40-50)10^{-4}\%$ масових часток.

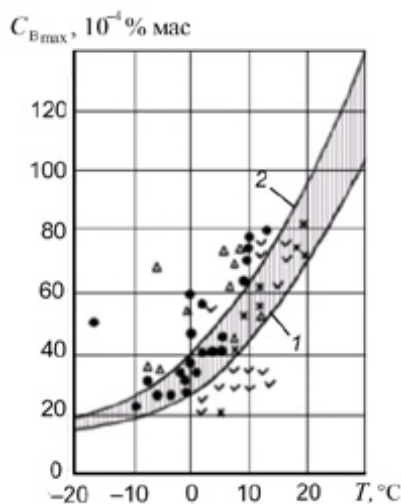


Рисунок 3 — Фактична обводненість палива в аеропортах: ● — у березні, ▽ — у квітні, × — у жовтні, Δ — у листопаді, 1, 2 — межі розчинності

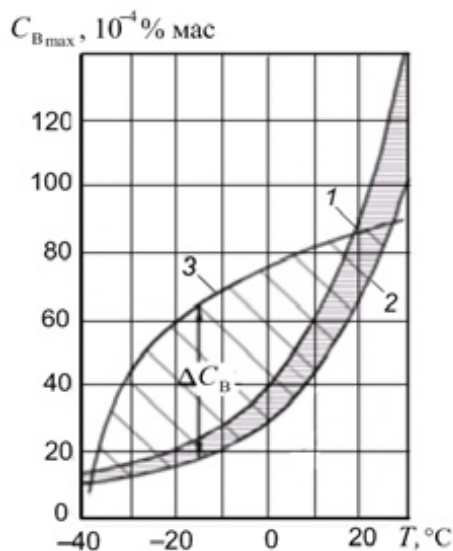


Рисунок 4 — Обводненість палива в аеропортах:

1, 2 — межі розчинності, 3 — оригінальна зареєстрованих максимальних значень фактичної обводненості

Отже, у процесі експлуатації в паливних баках літаків накопичується вода, кількість якої залежить від застосування методів та засобів її виділення.

Результати досліджень

Причини утворення та характеристики воднопаливних емульсій. Причинами утворення емульсійної води у вуглеводневих паливах є [6, 10]:

- механічне диспергування води відцентровими та струминними паливними насосами,
- виділення в паливі дисперсної водної фази унаслідок пересичення розчищеною водою через його охолодження, а також у разі зменшення атмосферного тиску упродовж набору літаком висоти,
- конденсація пересиченої водяної пари в надпаливному просторі на поверхні охолодженого палива, що спостерігається у баках літаків у процесі їх дозаправлення в умовах плюсових наземних температур, а також у наземних паливних резервуарах, частково заповнених охолодженим паливом за різкого потепління.

Стійкість воднопаливної емульсії характеризується інтенсивністю її руйнування у процесі зберігання та застосування палива. Руйнування воднопаливних емульсій відбувається унаслідок:

- седиментації і випадання у відстій мікрокрапель емульсійної води,
- розчинення мікрокрапель емульсійної води в паливі унаслідок випаровування розчиненої води у надпаливний простір за умов, коли температурне поле у баках сприяє інтенсивному інесутворенню, тобто виморожуванню води з палива.

Стійкість воднопаливної емульсії або тривалість повного її руйнування залежить від низки чинників, а саме:

- концентрації емульсійної води у паливі,

— дисперсності емульсії, тобто розподілу дисперсної води за розмірами мікрокрапель,

— характеристик температурного поля паливного бака чи резервуара,

— заповнення бака чи резервуара паливом, тобто відношення рідинної та газової частин ємності.

У заповнених обводненим паливом баках за невеликих градієнтів температури, що спостерігається у разі тривалої стоянки літака із заправленими баками, переважає процес седиментації і випадання води у відстій. У польоті у процесі виробки баків за наявності значних градієнтів температури між паливом, надпаливним об'ємом та верхньою панеллю бака-кесона, а також унаслідок інтенсивності турбулентності у баках переважає виморожування води із палива. Це спричиняє утворення значної кількості інею у баках. Слід зазначити, що процес виморожування надлишкової води набагато швидкоплинніший за седиментацію емульсій.

На краплю води, що осідає у паливі, діють:

- сила тяжіння

$$G_x = \frac{\pi d_k^3}{6} (\rho_v - \rho_n) g, \quad (2)$$

де d_k — діаметр краплі, ρ_v , ρ_n — густина води та палива відповідно.

— сила опору руху сферичної краплі у в'язкому середовищі

$$Q = 3\pi d_k \rho_n \nu_n V_{осид}, \quad (3)$$

де ν_n — в'язкість середовища, $V_{осид}$ — швидкість осідання краплі.

Із умови стаціонарності руху краплі у процесі седиментації ($G_k = Q$) визначається швидкість осідання крапель залежно від їх розмірів, а також від густини та в'язкості палива:

$$V_{осид} = \frac{g}{18\nu_n} \frac{(\rho_v - \rho_n)}{\rho_n} d_k^2. \quad (4)$$

Для практичної оцінки інтенсивності седиментації воднопаливних емульсій доцільно визначити тривалість осідання крапель емульсійної води в паливі на задану глибину залежно від їх розмірів:

$$\tau_{осид} = \frac{H_{осид} \nu_n \rho_n}{1,96 \cdot 10^3 (1 - \rho_n) d_k^2}. \quad (5)$$

У розрахунках за цією формулою застосовуються розмірності:

$$\tau — год, H_{осид} — м, \nu_n — м^2/с, d_k — м, \rho_n — г/см^3.$$

Дані розрахунків тривалості осідання мікрокрапель емульсійної води в паливі на глибину за температурою 20°C ($\nu = 2 \cdot 10^{-6} м^2/с$, $\rho_n = 0,8 г/м^3$) наведено у таблиці 1.

Таблиця 1 — Тривалість осідання в паливі мікрокрапель емульсійної води залежно від їх розмірів на глибину 1 м

d_k , мкм	5	10	15	20	25	30	40	60	80
$\tau_{осид}$, год	160	40	17,5	10	6,4	4,4	2,5	1,1	0,6

Тривалість випадання емульсійної води у відстій баків-кесонів конкретного літака визначається через геометричні параметри крила

$$\tau_{\text{відст}} = \tau_{\text{осід}} \cdot 0,85 \bar{c} \bar{b}, \quad (6)$$

де \bar{c}, \bar{b} — відносна товщина та хорда крила у місці розміщення паливних баків.

Дисперсність воднопаливних емульсій характеризується інтегральною функцією розподілу відносної маси дисперсної водної фази за розмірами крапель. Інтегральні функції воднопаливних емульсій, утворених гідромеханічним відцентровим насосом (ВН), струминним насосом (СН), а також ультразвуковим диспергуванням (УЗД), показано на рисунку 5.

Диспергування води в паливі насосними агрегатами спостерігається в реальних паливних системах під час потрапляння в насоси відстійної води. Ультразвукове диспергування води в паливі застосовується для обводнення палива під час випробувань паливної системи.

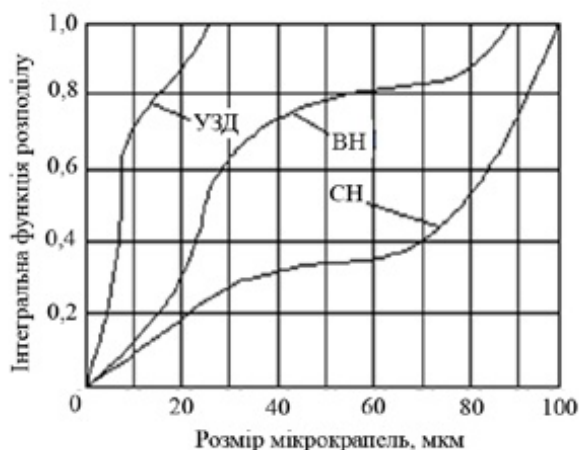


Рисунок 5 — Інтегральні функції розподілу емульсійної води в паливах за розмірами крапель

При диспергуванні води в паливі на крильчатці відцентрового насоса утворюється емульсія, в якій 60 % емульсійної води становлять таких розмірів: менші від 30 мкм — 20 %, 30—80 мкм — 20 %, понад 80 мкм — 20%. Руйнування таких емульсій у баках літаків унаслідок випадання емульсійної води у відстій (за відсутності умов для виморожування води) характеризується даними, наведеними в таблиці 2.

Упродовж диспергування відстійної води струминними насосами системи довиробітку палива утворюється емульсія, в якій 60 % емульсійної води становлять краплі понад 70 мкм. На дисперсну фракцію 30—70 мкм припадає 10 % емульсійної води. Тонка дисперсна фракція з розмірами крапель, меншими від 30 мкм, становить близько 30 %.

При ультразвуковому диспергуванні води в паливі утворюється монодисперсна емульсія з розмірами крапель, не більшими від 25—30 мкм. Така емульсія надзвичайно стійка і за відсутності умов для виморожування води з палива може зберігатися в баках літака більше однієї доби. Воднопаливна емульсія, утворена ультразвуковим диспергуванням, за характеристиками дисперсності

близька до емульсій, що утворюються у баках упродовж охолодження палива, перенасиченого розчиненою водою.

Таблиця 2 — Інтенсивність осідання емульсійної води в паливних баках літаків

Літаки	АН-124		АН-140	
	Кореневі	Кінцеві	Кореневі	Кінцеві
Паливні баки				
Висота кесона, м	1,4 – 1,2	0,6 – 0,45	0,4 – 0,3	0,25 – 0,17
Розміри крапель, мкм	Тривалість випадання емульсійної води у відстій			
Менше 30	52 – 44 хв	22 – 17 хв	15 – 11 хв	9 – 6 хв
30 – 80	6,2 – 5,3 год	2,6 – 2 год	1,75 – 1,3 год	1,1 – 0,75 год
Більше 80	9 – 7,8 год	3,9 – 2,9 год	2,6 – 1,9 год	1,6 – 1,1 год

Методи захисту паливної системи літаків від низькотемпературних порушень її працездатності

Найвні та перспективні методи захисту паливної системи літаків від низькотемпературних порушень її працездатності можна умовно розподілити згідно з принципом дії та способом реалізації на експлуатаційні, теплофізичні, масообмінні та гідромеханічні [7, 8].

До експлуатаційних методів підвищення надійності паливної системи літаків належать наземне очищення палива від забруднень та води за допомогою фільтрів-сепараторів, застосування протикристалізаційних присадок (етилцелозоль і тетрагідрофурфуриловий спирт), обмеження тривалості польотів на паливах без присадок або на паливах з підвищеною температурою кристалізації, контроль температури палива у баках літаків у польоті, зливання відстою з паливних баків протягом виконання регламентних робіт.

Наземне очищення палива від води лише зменшує вірогідність, але не виключає накопичення води в баках і таких небезпечних явищ, як обмерзання запобіжних сіток паливних насосів, блокування струминних насосів шугою, обмерзання паливних фільтрів.

Застосування протикристалізаційних присадок має низку недоліків, через те у світовій авіаційній практиці відмовляються від цього методу. Передусім — це значні додаткові витрати. Крім того, додавання до палива протикристалізаційних рідин погіршує його властивості.

Зливання відстою з паливних баків є обов'язковою операцією регламенту технічного обслуговування літаків і не тільки як метод видалення води, а насамперед, як засіб

контролю чистоти та обводненості заправленого палива. Однак він не виключає накопичення у баках такої кількості води, якої досить для блокування паливних насосів у відповідних умовах.

До теплофізичних методів захисту паливної системи літаків належать:

- захист паливних фільтрів від обмерзання установленням у магістралі живлення паливом двигуна перед фільтром паливномастильного радіатора або паливно-повітряного теплообмінника, що забезпечують підігрівання палива до плюсових температур,

- підігрівання палива у витратному баку із застосуванням тепла робочої рідини гідросистеми через теплообмінник магістралі постійної подачі гідросистеми,

- стабілізація температури палива у витратних відсіках та у баках останньої черги виробітку на заданому рівні із застосуванням невикористаного тепла вузла охолодження повітря системи кондиціонування повітря або протикризової системи.

Стабілізація температури палива в баках літака на заданому рівні є перспективним методом запобігання низькотемпературним порушенням працездатності паливної системи на паливах із підвищеною температурою кристалізації. Цей метод передбачає підведення у паливні баки деякої кількості тепла, тим меншої, чим нижчий перепад між найнижчою допустимою температурою палива у баках і температурою налігаючого потоку. Тому доцільно рівень стабілізації температури брати таким, за якого перевищення цієї температури над температурою початку кристалізації палива була б мінімально допустимим.

Задля реалізації енергозберігальної концепції доцільно утилізувати тепло, що відводиться до довкілля, такими теплоємними системами літаків, як система кондиціонування або протикризова система, а саме агрегатами охолодження повітря — повітряно-повітряним радіатором (ППР) і турбоохолодильною установкою (ТХУ).

На сучасних літаках середньої та великої дальності польоту питома площа повітряно-повітряних радіаторів системи кондиціонування повітря може перебувати у межах 40–64 $см^2/т$ палива відносно максимальної заправки, або 88–106 $см^2/т$ відносно кількості палива у витратних баках і баках II черги виробки. Температурні характеристики повітряно-повітряних радіаторів забезпечують температуру продувного повітря на виході із них не нижче за 10 °С.

З гідромеханічних методів захисту елементів паливної системи літаків від низькотемпературних порушень її працездатності перспективним видається гідрозмивання низькотемпературних накопичень із запобіжних сіток паливних відцентрових насосів з електроприводом.

Схему паливної системи літака, у якій реалізується концепція забезпечення температури палива у баках на рівні, вищому від температури початку кристалізації, показано на рисунку 6.

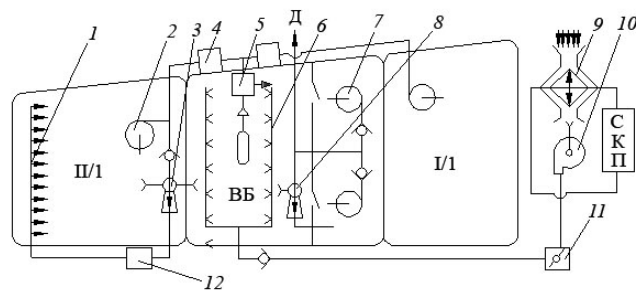


Рисунок 6 — Схема паливної системи, що забезпечує температуру палива в баках на рівні, вищому від температури початку кристалізації

Спливаючий потік повітря відводить від вузла охолодження системи кондиціонування 9 велику кількість тепла і спрямовується вентилятором 10 (або ТХУ) через заслінку 11 до перфоколектору 6, розміщеному у витратному баку (ВБ), де відбувається барботажа палива підігрітим повітрям. Теплопередача з витратного бака до бака останньої черги виробіток П/1 забезпечується безперервним прокачуванням підігрітого палива струминним насосом 3 через перфоколектор 1 при відкритому крані 12, що розміщений у кінці бака П/1, одночасним перекачуванням палива у витратний бак насосом 2 через крани 4 і 5. При цьому струминний насос 8 перекачує підігріте паливо з витратного бака до насосного відсіку, звідки підкачувальні насоси 7 подають його до двигуна.

Тепловий розрахунок балансу підведеного та відведеного від палива тепла стосовно середньомагістрального літака в очікуваних умовах експлуатації, результати якого наведено в таблиці 3, підтверджує можливість реалізації такого методу за умови оснащення літака відповідним обладнанням.

Таблиця 3 — Параметри системи стабілізації температури палива

Рівень стабілізації температури палива, °С	Температура повітря на виході ППР, °С	Висота польоту, м	Швидкість польоту, км/год	Тривалість польоту, год	Питома площа фронту ППР, $см^2/т$ палива
мінус 30	10	2000	400	5	36
		7000	600	5	41
		11000	850	5	47
	30	2000	400	5	21
		7000	600	5	24
		11000	850	5	27
50	2000	400	5	15	
	7000	600	5	17	
	11000	850	5	19	

Суть методу гідрозмивання низькотемпературних накопичень із запобіжних сіток відцентрових насосів полягає, як це показано на рисунку 7, у розміщенні навколо вхідної сітки відцентрового насоса кільцевого колектора 1 з направленою в бік сітки перфорацією, з'єднаного трубопроводом з напірною магістраллю насоса 3 через дросельний кран 4.

Упродовж роботи насоса у кільцевому колекторі створюється надлишковий тиск, унаслідок чого з перфоотворів спливають у напрямку сітки струмені палива з досить значною кінетичною енергією, які змивають з поверхні сітки забруднення або низькотемпературні накопичення.

Параметри перфоколектора та режим гідрозмивання визначаються співвідношенням

$$Q_{\text{ск}} = \mu n_{\text{отв}} (\pi d^2 / 4) \sqrt{2((p_x / \rho_p) - gH_{\text{ст}})}. \quad (7)$$

де $Q_{\text{ск}}$ — подача палива через колектор, μ — коефіцієнт спливання через отвори, $n_{\text{отв}}$, d — кількість та діаметр отворів, p_x — тиск у перфоколекторі під час роботи насоса, ρ_p , $H_{\text{ст}}$ — густина та висота стовпа палива над колектором відповідно.

Для експериментального дослідження ефективності гідрозмивання були вибрані такі параметри:

- кількість отворів у перфоколекторі — 8,
- діаметр отворів — 2 мм,
- тиск у перфоколекторі — $(0,6-0,9) \cdot 10^5$ Па,
- швидкість витікання струменів — 75–93 м/с,
- подача палива через колектор — 675–837 л/год.

Експериментальні дослідження ефективності такого пристрою проводилися на експериментальній установці (рисунок 7) у термобарокамері 7, де було розміщено баккесон 2, в якому встановлено два насоси, один з яких оснащений перфоколектором 1. Вимірювання та регулювання тиску проводилося за допомогою

манометра 5 та дросельного крана 6. Для обводнення палива використовувався гідромеханічний емульгатор, що складався з бака 8, відцентрового насоса 10 та дозатора води 9.

Застосовано таку методику експерименту. Одночасно охолоджувалося 300

палива у баку 2 у термобарокамері (ТБК) і готувалося 180 л воднопаливної емульсії у баку 8 емульгатора диспергуванням води на крильчатці насоса 10 з доведенням концентрації емульсії до 0,5 % масової частки за температури 15 °С. Після охолодження палива у баку 2 до температури мінус 15 °С до цього баку закачували підготовлену емульсію і вмикали препаратований насос 3 на режим кільцевого прокачування палива через дросельний кран 6. При цьому через перфоколектор паливо не прокачували, що спричиняло обмерзання запобіжної сітки ВН. Контрольним параметром, що характеризував стан вхідної сітки, був тиск на виході ВН. У міру закупорення вхідної сітки кристалами спостерігалось поступове падіння тиску за насосом і зменшення його подачі, при цьому вміст водної фази у паливі зменшувався. Після падіння тиску на виході препаратowanego насоса до $0,14 \cdot 10^5$ Па вмикався в роботу допоміжний насос 3 починалось гідрозмивання, що тривало до відновлення початкового тиску за препаративним насосом.

Результати експериментальної перевірки ефективності гідрозмивання запобіжної сітки ВН при її обмерзанні показано на рисунку 8.

На експериментальній установці протягом закупорювання вхідної сітки підкачувального насоса ЕВНГр5 він працював із подачею 5000 л/год, що відповідає реальному режиму роботи цього насоса у витратних баках літака Ан70 за перехресним живленням паливом двох двигунів з одного витратного бака у разі відмови одного з двох насосів.

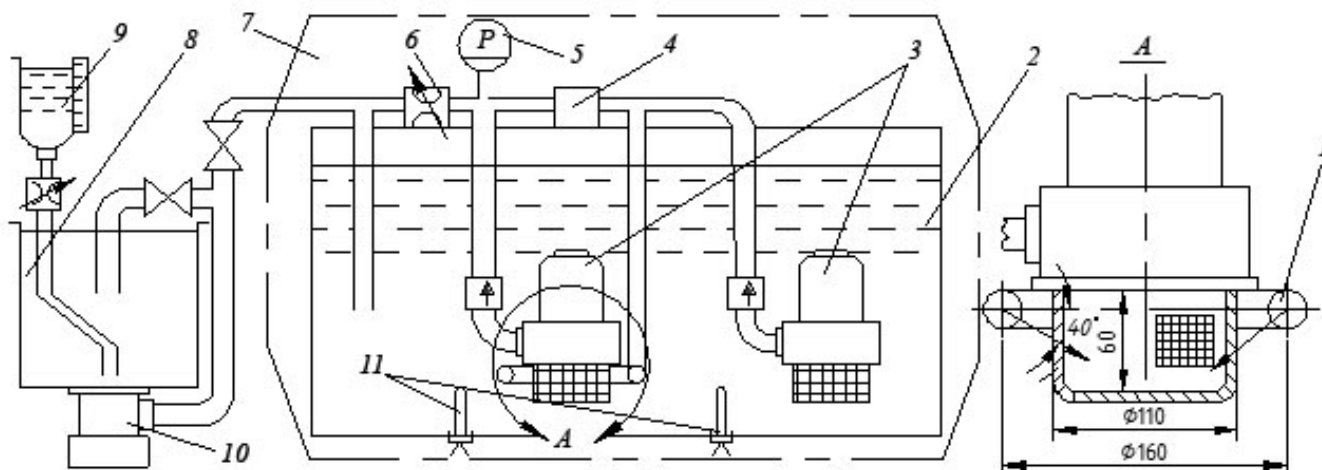


Рисунок 7 — Експериментальна установка для дослідження ефективності гідроструминного захисту відцентрового насоса від обмерзання

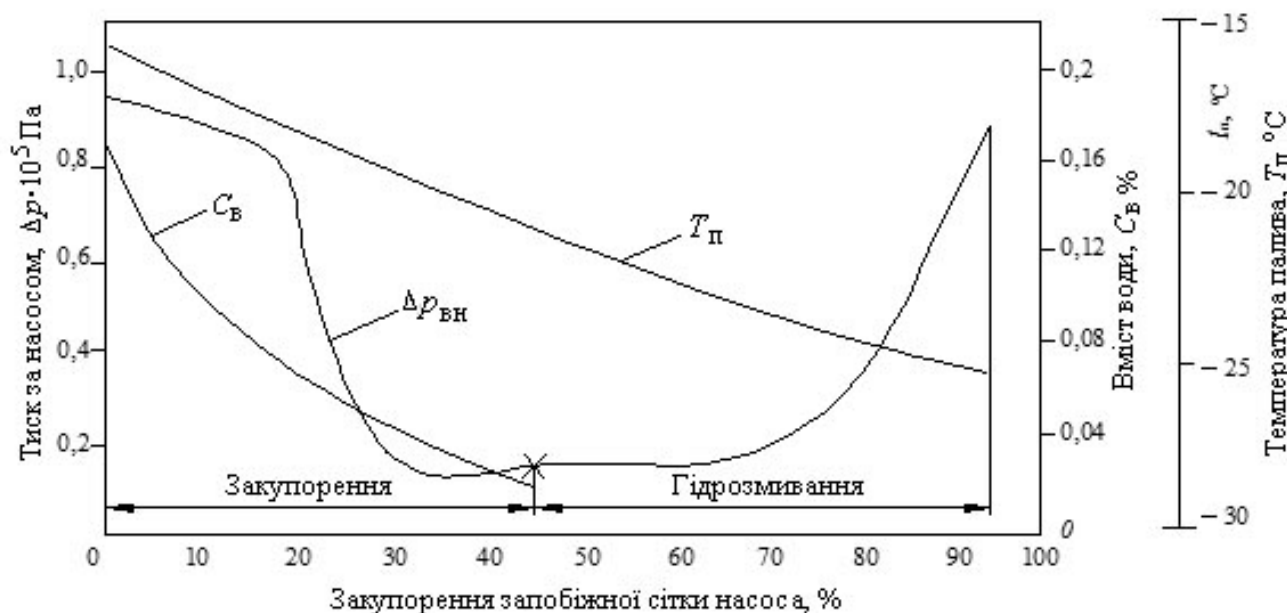


Рисунок 8 — Графік ефективності застосування гідрозмивання обмерзання з запобіжної сітки ВН

Як видно з показаного на рисунку 8 графіка, інтенсивне закупорювання сітки спостерігалось після 20 хв від початку роботи насоса протягом 10 хв. При гідрозмиванні відновлення тиску, тобто очищення сітки, починалося також через 20 хв від початку режиму гідрозмивання і тривало приблизно 30 хв.

Отже, застосування самоочищення паливних відцентрових насосів гідрозмиванням забруднень та низкотемпературних накопичень з запобіжної сітки може бути простим і надійним засобом підвищення експлуатаційної надійності паливної системи літаків.

Висновки

1. Проведено аналіз утворення води у паливі у паливних баках літака та показані негативні наслідки наявності нерозчиненої води на роботу паливної системи. Підтверджено, що концентрація емульсійної води у паливі може досягати $(40-50) \cdot 10^{-4} \%$ від маси палива.

2. Проаналізовані причини утворення у вуглеводних паливах розчиненої води і воднопаливних емульсій. Розглянуто умови седиментації крапель води у паливі та виморожування надлишкової води в баках упродовж польоту літака.

3. Показано, що протягом польоту літака відбувається диспергування емульсійної води за рахунок роботи відцентрових та струминних насосів. Проаналізовано інтегральні функції розподілу емульсійної води у паливі за розмірами крапель.

4. Підтверджено розроблені авторами нові методи захисту елементів паливних систем літаків від порушень їх працездатності при низьких температурах.

Література

1. Домотенко, Н.Т. Авиационные силовые установки. Системы и устройства. — 2е изд. / Н.Т. Домотенко, А.С. Кравец, А.И. Пугачев, Т.И. Сивашенко. — М.: Транспорт, 1976. — 312 с.
2. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. — Межгосударственный авиационный комитет, 1994.
3. ГОСТ 1022786. Топлива для реактивных двигателей. Технические условия. — Введ. 01.01.87 до 01.01.94.
4. Гаража, В.В. Функциональные системы воздушных судов: уч. пособие / В.В. Гаража и др. — К.: КИИГА, 1992. — 404 с.
5. Лещинер, Л.Б. Проектирование топливных систем самолетов / Л.Б. Лещинер, И.Е. Ульянов. — М.: Машиностроение, 1991. — 342 с.
6. Василенко, В.Т. Применение реактивных топлив при низких температурах: уч. пособие / В.Т. Василенко — К.: КИИГА, 1985. — 76 с.
7. Сивашенко, Т.І. Проектування паливних систем літальних апаратів: навч. посібник / Т.І. Сивашенко, П.Ф. Максютинський. — К.: НАУ, 2014. — 192 с.
8. Василенко, В.Т. Влияние эксплуатационных факторов на топливную систему самолета / В.Т. Василенко, Ж.С. Черненко. — М.: Машиностроение, 1986. — 184 с.
9. Дубовкин, Н.Ф. Физикохимические и эксплуатационные свойства реактивных топлив: справочник / Н.Ф. Дубовкин, В.Г. Маланичева, Ю.П. Массур, Е.П. Федоров. — М.: Химия, 1985. — 240 с.
10. Литвинов, А.А. Основы применения горючесмазочных материалов в гражданской авиации / А.А. Литвинов. — М.: Транспорт, 1987. — 308 с.

References

1. Domotenko, N.T. Aviatsonnyie silovyye ustanovki. Sistemy i ustroystva. — 2-e izd. / N.T. Domotenko, A.S. Kravets, A.I. Pugachev, T.I. Sivashenko. — M.: Transport, 1976. — 312 s.
2. Aviatsonnyie pravila. Chast 25. Normy letnoy godnosti samoletov transportnoy kategorii. Mezhdgosudarstvennyi aviatsonnyiy komitet, 1994.
3. GOST 1022786. Topliva dlya reaktivnykh dvigateley. Tekhnicheskie usloviya.— Vved. 01.01.87 to 01.01.94.
4. Garazha, V.V. Funktsionalnyie systemy vozdukhnykh sudov: uch. posobie / V.V. Garazha. — K.: KIIGA, 1992. — 404 s.
5. Leshchiner, L.B. Proektirovanie toplivnykh sistem samolyotov / L.B. Leshchiner, I.E. Ulyanov. — M.: Mashinostroenie, 1991. — 342 s.
6. Vasilenko, V.T. Primenenie reaktivnykh topliv pri nizkikh temperaturakh: uch. posobie. — K.: KIIGA, 1985. — 76 s.
7. Sivashenko, T.I. Proektirovannye palyvnykh sistem litalnykh aparativ: navch. posibnyk / T.I. Sivashenko, P.F. Maksyutynskiy. — K.: NAU, 2014. — 192 s.
8. Vasilenko, V.T. Vliyaniye ekspluatatsionnykh faktorov na toplivnyuyu sistemu samoleta / V.T. Vasilenko, Zh.S. Chernenko. — M.: Mashinostroenie, 1986. — 184 s.
9. Dubovkin, N.F. Fizikokhimicheskie i ekspluatatsionnyie svoystva reaktivnykh topliv: spravochnik / N.F. Dubovkin, V.G. Malanicheva, YU.P. Massur, E.P. Fedorov. — M.: Khimiya, 1985. — 240 s.
10. Litvinov, A.A. Osnovy primeneniya goryuchestvovoznykh materialov / A.A. Litvinov. — M.: Transport, 1987. — 308 s.

Надійшла 1.03.2015 року

УДК 629.735.03.063.6 (076.5)

Влияние наличия воды в топливе на работоспособность топливной системы самолета

**Т.И. Сивашенко,
П.Ф. Максютинський, Р.И. Лапенко**

Вода в реактивном топливе может присутствовать в растворенном и свободном состоянии (в виде эмульсий или отстоя). Допустимое обводнение авиационного топлива строго регламентируется действующими нормативными документами. Количество воды, которое может находиться в топливе в растворенном виде, зависит

как от состава топлива, так и от внешних условий. При снижении растворенности воды в топливе она переходит в свободное состояние, особенно при значительном снижении температуры окружающей среды. В условиях хранения топлива также наблюдается выделение воды из топлива в топливных резервуарах. Определены условия седиментации капель воды в топливе и вымораживания избыточной воды в баках во время полета самолета. Показано, что во время полета самолета также происходит диспергирование эмульсионной воды вследствие работы центробежных и струйных насосов. Проанализированы интегральные функции распределения эмульсионной воды в топливе по размерам капель. Рассмотрены причины создания и характеристики воднотопливной эмульсии в баках самолета на земле и в полете. Рассмотрены методы защиты топливной системы самолета от низкотемпературных нарушений ее работоспособности.

Ключевые слова: самолет, топливная система, реактивное топливо, содержание воды в топливе, воднотопливная эмульсия.

UDC 629.735.03.063.6 (076.5)

Influence of the presence of the water water in the fuel on the workability of the aircraft fuel system

**T.I. Sivashenko, P.F. Maksyutynskiy,
R.I. Lapenko**

Water in the jet fuel can be present in the dissolved and free state as emulsion or tank sludge. Allowed watering of the aircraft fuel is strictly regulated by the regulation documents in force. The amount of water that is present in the fuel in the dissolved state depends on the fuel composition and on external conditions. When the fuel solubility drops, the water transfers to free state, especially during significant temperature drop. During the fuel storing there is some water release in the fuel tanks. . The conditions of the sedimentary water drops and frosting of the excessive water in the tanks during flight are depicted. The fact that during the flight of the aircraft there is the dispersion of emulsion water due to the work of centrifugal and stream pumps has been shown. The integral functions of the of emulsion water distribution in the fuel by the size of drops are analyzed in this article. The causes of the occurrence of waterfuel emulsions in the airplane tanks during the flight and on the ground are considered. The protection methods for aircraft fuel system from the disruption influence of the low temperatures on its workability are considered.

Keywords: aircraft, fuel system, jet fuel, amount of water in the fuel, waterfuel emulsion.