**Залежність розчинності повітря в паливі від його властивостей**

| Густина, кг/м | В'язкість, ст | Поверхневий натяг | Розчинність повітря |
|---|---|---|---|
| 882 | 898 | 29,3 | 7,75 |
| 880 | 368 | 29,5 | 9,05 |
| 870 | 17,5 | 26,8 | 9,7 |
| 780 | 1,67 | 23,4 | 17,2 |
| 723 | 0,63 | 18,4 | 22,8 |

При наборі висоти маса розчиненого повітря у паливі зменшується пропорційно зниженню тиску в паливних баках. Об'єм газу, що виділяється, достатньо великий і може досягти декілька сот метрів на тисячу літрів палива. У результаті цього спостерігається короткочасне закипання палива, що супроводжується кавітацією і коливанням тиску в паливопроводах. Це призводить до порушення роботи паливної апаратури, зменшення подачі палива, утворення парових пробок і зупинки двигуна [2].

Отже, визначення вмісту розчинених газів хроматографічним методом з наступною дегазацією дозволить підвищити експлуатаційні властивості реактивних палив.

## Список літератури

1. *Дубовкин Н.Ф.* Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивних топлив. – М.: Химия , 1985.– 238 с.

2. *Береговой А.Н., Єфименко В.В.* Влияние растворенного в топливе воздуха на работу топливного насоса // Исследование эксплуатационных свойств авиаГСМ и спецжидкостей: Сб. науч. тр. – К.: КИИГА, 1985. – С. 38–42.

Стаття надійшла до редакції 29. 05. 02.

УДК 662.75.004.12(045)

**С.В. Бойченко,** канд. техн. наук,
**О.М. Береговий**, інж.,
**Л.А. Федорович,** студ.

# ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ БАРБОТАЖУ НА ВТРАТИ ПАЛИВА В БАКАХ ЛІТАКА

*Розглянуто результати досліджень втрат палива від випаровування в динамічних умовах, спеціальний пристрій барботажу палива для імітування перекачування палива в паливній системі та дослідження втрат від випаровування в цих умовах.*

На теперішній час установлено, що питомі втрати палива для реактивних двигунів складають приблизно 28,9 кг/м$^3$, при цьому основні втрати (94 %) виникають на етапі набору висоти, а інші (6 %) – на етапі горизонтального польоту [1; 2]. Для дослідження втрат авіаційних палив від випаровування в умовах польоту літака [3; 4; 5], оцінки втрат палива при імітації перекачування палива між баками літака в процесі польоту й еволюціях польоту був створений прилад, на якому про втрати палива можна судити за зменшеннями об'єму палива, що продувається (рис. 1).

Конструктивно прилад складається зі скляного циліндра *2* з ущільненням *1* для розташування в ньому випробуваного палива, поршня *4*, що переміщається всередині циліндра *2*, штока *3*, закріпленого на поршні, подовжнього вирізу для спостереження мірної трубки, мірної трубки *5* (1 мл палива заповнює трубку на висоту 110 мм), сатуратора *6*, через який здійснюється продувка палива повітрям.

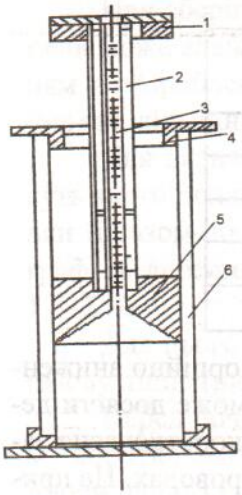


Рис. 1. Загальний вид приладу: *1* – ущільнення; *2* – скляний циліндр; *3* – шток; *4* – поршень; *5* – мірна трубка; *6* – сатуратор

Вимір об'єму палива в циліндрі здійснюється в такий спосіб. У циліндр заливається паливо, потім вставляється поршень зі штоком, і за допомогою фіксатора поршень опускається вниз на строго визначений рівень, що фіксується на мірній трубці. Далі поршень виймається з мірного циліндра і здійснюється продувка палива повітрям через сатуратор. При цьому контролюється витрата повітря. Занурення сатуратора в паливо і витяг його з палива здійснюються тільки при наявності витрати повітря через нього. Це необхідно для того, щоб уникнути можливого проникнення палива до сатуратора, тобто для виключення втрат палива, не пов'язаних з продуванням. Після продування сатуратор виймається з мірного циліндра і за допомогою поршня з мірною трубкою й фіксатора здійснюється новий вимір об'єму палива. За різницею рівня палива в мірній трубці до і після продування можна судити про абсолютні втрати палива при барботажі, що певною мірою імітує стан поверхні та об'єму палива при різних перекачках в умовах польоту літака.

Мірний циліндр являє собою скляну трубу діаметром 50 мм. У нижній частині поршня передбачено конічну вибірку, яка забезпечує повне витіснення з-під поршня повітря з надпаливного простору, при пересуванні поршня вниз і занурення його в паливо. При проведенні контрольних вимірів об'єму палива висота стовпа в мірній трубці відхилилася від середнього значення не більше, ніж на 5 мм у той чи інший бік, що відповідає похибці $\pm 0{,}0455$ мл.

Визначення втрат палива проводилося при трьох різних початкових об'ємах: 340, 510, 710 мл, при продуванні 25-кратним об'ємом повітря з різною витратою Q: 8, 5, 11 л/год.

Перша серія експериментів проводилася при температурі повітря 20°С і тиску в надпаливному просторі мірного циліндра 748 мм рт. ст., що відповідає умовам знаходження літака на землі. Результати цієї серії експериментів доводять, що загальні втрати палива зі збільшенням часу продування збільшуються. Втрати палива більше там, де більше його первинний об'єм.

Відносні втрати палива в усіх трьох випадках змінюються в невеликих межах і складають 0,1–0,2 %.

Аналізуючи отримані залежності, можна зробити висновок про те, що з палива при продувці його повітрям випаровується частина легких фракцій і що втрати палива при продувці пропорційні його об'єму.

Крім продувки палива в наземних умовах був проведений також експеримент із продувкою палива при зниженому тиску в надпаливному просторі мірного циліндра. Для цього мірний циліндр із сатуратором розміщували в термобарокамері, де створювалося розрядження 60,8 кПа, що відповідає розрядженню в надпаливному просторі на висоті 7000 м. Така висота обрана для того, щоб зробити реальними тиск і висоту в надпаливному просторі бака літака, які найбільш часто зустрічаються. Ззовні камери встановлюється балон із стисненим повітрям, дросельний кран і витратомір, з'єднані із сатуратором через гермовиводи стінки камери.

Продувка палива повітрям в умовах зниженого тиску в надпаливному просторі мірного циліндра дозволяє оцінити втрати палива в реальному польоті, оскільки продувка при атмосферному тиску відповідає лише початковій стадії польоту чи наземній підготовці палива. При цьому експерименті був обраний об'єм палива для продувки 340 мл. Порівняно з попередніми даними збільшилася як загальна кількість палива, що випарувалося, так і його відносна кількість від загальної маси палива, що продувається. У такий спосіб при зменшенні абсолютного тиску в надпаливному просторі бака втрати палива при продувці збільшуються в півтора–два рази, тобто знаходяться у межах 0,15–0,3 %.

В умовах реального польоту ще не охолоджене паливо буде продуватися холодним повітрям, що забирається за бортом повітряного судна. Для приблизної оцінки втрат палива у цьому випадку був зроблений експеримент з продувки палива холодним повітрям. Для цього балон із

стисненим повітрям розмістили в термобарокамері й охолоджували до нуля. Після охолодження повітря з балона через гермовиводи стінки камери подавалося до сатуратора, що був занурений у паливо. Таким способом здійснювалася продувка теплого палива холодним повітрям.

Отже, зі зниженням температури повітря для продувки зменшуються втрати палива, що, безумовно, цілком прийнятно при експлуатаційному застосуванні барботажу баків у польоті. Залежності відносних втрат палива при продувці від витрати повітря і умов знаходження літака наведені на рис. 2.

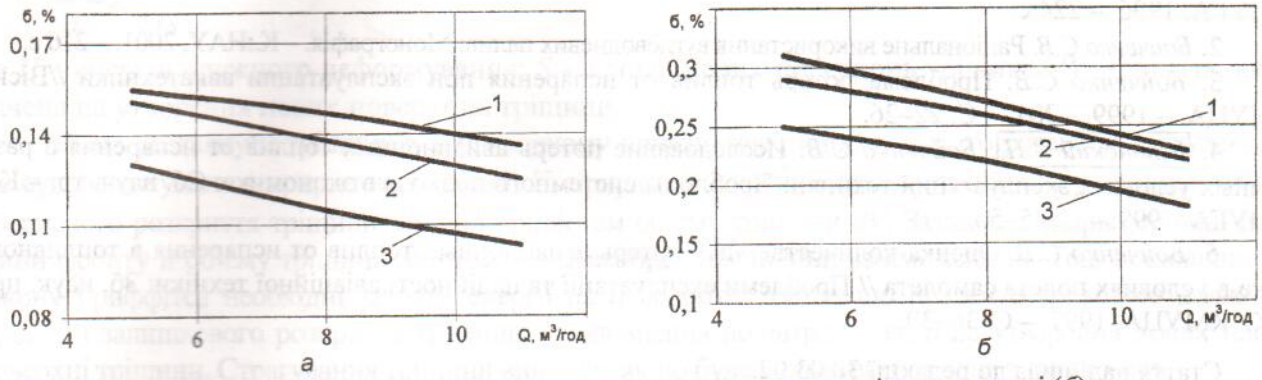


Рис. 2. Відносні втрати палива в умовах польоту (*а*) і знаходження літака на землі (*б*):
*1* – об'єм палива, яке продувається, 510 мл; *2* – об'єм палива, яке продувається, 710 мл; *3* – об'єм палива, яке продувається, 340 мл

За результатами проведеного дослідження можна зробити такі висновки:

– втрати палива при продувці прямо пропорційні кількості палива, що продувається;

– відносні втрати палива (рис. 2, *б*) складають 0,1–0,2 % в умовах знаходження літака на землі;

– при зменшенні тиску, тобто на відповідній висоті польоту, у надпаливному просторі втрати при продувці збільшуються в півтора–два рази;

– зниження температури повітря призводить до зменшення втрат;

– величина втрат при однаковій загальній кількості повітря, що продувається, збільшується зі зменшенням витрати повітря, тобто зі збільшенням продувки;

– дисперсність газових бульбашок барботажним шаром може впливати на втрати палива.

Під час проведення експериментів із продувкою палива в різних умовах не враховувалися додаткові фактори, які також можуть впливати на величину втрат палива.

Продувка палива повітрям за описаною методикою здійснювалася через сатуратор, в якому повітря дробиться на бульбашки діаметром 0,6–1,0 мм. У реальних умовах здійснити продувку палива бульбашками такого діаметра практично неможливо. Однак на втрати палива при продувці може впливати і величина бульбашок у барботажному шарі.

Повітря для продувки палива відбиралося з атмосфери. При цьому воно містило в собі вологу. Температура повітря в експерименті не відбиває всього експлуатаційного діапазону температур. Випаровування й винос палива з надпаливного простору здійснювалося з вільної поверхні, а в реальних умовах це буде здійснюватися через дренажну систему, яка має гідравлічний опір. Однак зазначені фактори є другорядними за винятком впливу розмірів газових бульбашок і ймовірно не зможуть істотно вплинути на втрати палива при продувці.

Площа випаровування палива у розробленому приладі складає 1962,5 мм$^2$. У реальних умовах із використанням палива в паливних баках повітряних суден вона значно більша. Згідно із законом Дальтона швидкість випаровування пропорційна площі випаровування. Тому можна прогнозувати збільшення втрат.

Враховуючи встановлені залежності та недоліки під час проведення досліджень, констатуємо, що для встановлення більш точних закономірностей і величин втрат від впливу різних експлуатаційних факторів (висоти польоту, температури палива, геометричних розмірів паливо-

ного бака, поверхні випаровування та ін.) необхідно вдатися до стендових модельних досліджень. Раціональним, на нашу думку, для вивчення втрат від випаровування в умовах польоту літака є застосування методів математичного моделювання.

## Список літератури

1. *Бойченко С.В.* Исследование потерь топлив от испарения и разработка рекомендаций по их предотвращению в условиях эксплуатации авиационной техники: Дис… канд. техн. наук: 05.22.14. – К.: КМУГА, 1996. – 224 с.

2. *Бойченко С.В.* Раціональне використання вуглеводневих палив: Монографія. – К.:НАУ, 2001. – 216 с.

3. *Бойченко С.В.* Проблема потерь топлив от испарения при эксплуатации авиатехники //Вісн. КМУЦА. – 1999. – №1. – С. 22–26.

4. *Белянский В.П., Бойченко С.В.* Исследование потерь авиационных топлив от испарения в различных условиях эксплуатации техники: Проблемы системного подхода в экономике: Сб. науч. тр. – К.: КМУГА, 1999. – С. 45–50.

5. *Бойченко С.В.* Оценка количественных потерь авиационных топлив от испарения в топливном баке в условиях полета самолета // Проблеми експлуатації та надійності авіаційної техніки: Зб. наук. пр. – К.: КМУЦА, 1997. – С. 36–39.

Стаття надійшла до редакції 30.03.02.

УДК 539.375

**Т.І. Матченко**, канд. техн. наук, доц.

# КРИТЕРІЇ ЯКІСНОГО СТАНУ І СИНГУЛЯРНОСТІ НАПРУГ ДЛЯ ТРІЩИН У ТРИВИМІРНИХ ТІЛАХ

*Установлено, що існує десять енергетичних критеріїв зміни характеру руйнування; дев'ять видів напружено-деформованого стану в околі ділянки фронту тріщини залежно від геометрії тріщини. Наведено вирази інваріантних J-інтегралів для узагальненого вигляду навантаження тріщини, які визначають зміну енергії деформації при прирості довжини фронту тріщини, площі тріщини або її об'єму. Для дев'яти видів напружено-деформованого стану біля вершини тріщини отримано основні показники степеня при r для функції переміщень.*

**Вступ.** У процесі розвитку тріщини може змінюватися характер руйнування (крихкий, квазікрихкий, в'язкий тощо). На різних ділянках фронту тріщини характер руйнування може відрізнятися від характеру руйнування на сусідніх ділянках цього фронту, про це свідчать зломи зразків в'язких металів [1]. Очевидно, що після зміни характеру руйнування в малій області біля вершини тріщини зміниться і характер деформування (показники сингулярності напруженого і деформованого стану в оточенні тієї чи іншої малої ділянки фронту тріщини).

Для правильного опису напружено-деформованого стану (НДС) в околі фронту тріщин і для прогнозування руйнування необхідно вміти визначати, коли зміниться характер руйнування на тій чи іншій ділянці в околі фронту тріщини. Це особливо актуально для тріщин, які повільно зростають, і тріщин від утоми, так як в окремих випадках допускається експлуатація конструкцій з ними, але при цьому висувається вимога щодо прогнозування з високою точністю швидкості росту тріщини. На характер розвитку тріщини в тривимірному тілі може впливати кривизна фронту тріщини, близкість деяких ділянок фронту до поверхні тіла, притуплення тріщини та інші фактори, які впливають на показник сингулярності НДС в околі її фронту.

Для ділянок фронту тріщини запропоновано енергетичні критерії зміни якісного стану, класифікація видів НДС залежно від розмірності (плоскі, тривимірні, одновимірні) поля НДС, визначено основні показники сингулярності напруг і деформацій.