

Робочий цикл АТН (рис. 1, б) складається з чотирьох ліній: ізостери нагрівання (a-b), ізобари десорбції (b-c), ізостери охолодження (c-d) й ізобари адсорбції (d-a). Ізостера опалення (a-b): клапани між адсорбером, конденсатором і випарником закриті. Температура адсорбенту збільшується з T_a до T_b шляхом нагрівання за допомогою тепла Q_{ab} .

Введення в конструкцію АТН зварних штирів 12 гідравлічного контуру 2, які приварені під кутом 45° до горизонту, на які насаджуються ребра 3, спрощує заміну сорбційного матеріалу та призводить до зниження експлуатаційних затрат при роботі агрегату та трудоемності його обслуговування та ремонту.

Було здійснено порівняння енергоспоживання газового, електричного та твердопаливного котлів з енергоспоживанням АТН. В розрахунках враховано, що регенерація композитного матеріалу здійснювалась за допомогою сонячного колектора. Індексом \min позначено споживання енергії насосом при сонячній погоді, а \max – при пасмурній. Результати представлені в табл. 1.

Таблиця 1 – Економія енергоресурсів за рахунок використання АТН для опалення будинку площею 100 м^2

Джерело опалення	Котел твердопаливний PROTECH TT	Газовий котел ПРОСКУРІВ АОГВ-16 В	Електричний котел Дніпро міні 12 кВт 380 В	АПТ _(min)	АПТ _(max)
Капітальні затрати, тис. грн	9	9	7	9	9
Енергоспоживання, кг у.п. на добу	21	26	17,85	0,32	7,8
Економія, кг у.п. на добу (min)/(max)	13,2/20,68	18,2/25,68	10,5/17,53		

З табл.1 видно, що для системи децентралізованого опалення приміщень різного призначення, площею 100 м^2 , використання АТН дає можливість економити біля 20 кг у. п. на добу, при цьому температура в приміщенні підтримується на оптимальному рівні $19...22^\circ\text{C}$. Цю цифру завжди можна віднести до діючої ціни на вихідні енергоресурси.

Левківський І.С.

(КПІ ім. Ігоря Сікорського, м. Київ)

**ДОСЛІДЖЕННЯ ЗАЛЕЖНОСТІ РОЗРАХУНКОВОЇ ПЛОЩІ КРИЛА
ТА ЗЛІТНОЇ ТЯГИ ДВИГУНІВ ВІД МАСИ КОРИСНОГО
НАВАНТАЖЕННЯ НА ПРИКЛАДІ ЛІТАКА Ан-124**

E-mail: ivan.levkivskyi@gmail.com

Літак - це складна технічна система, конструювання якої складається з багатьох етапів та потребує використання новітніх досягнень науки і техніки. Один з початкових етапів створення літака – це попереднє проектування. Його ціллю є розрахунок та вибір найвигідніших поєднань основних параметрів літального апарату. Цей етап має відповідати багатьом характеристикам: якомога менша тривалість процесу проектування, точність розрахунків, правильність прийнятих рішень - адже це саме той етап, помилки на якому є причиною найбільших грошових втрат.

У даному дослідженні використовується алгоритм визначення основних параметрів літака в першому наближенні, описаний в книзі “Проектирование самолетов” [1]. В тринадцяти пунктах алгоритму для визначення площі крила S та злітної тяги двигунів P_0 , використовуються значення питомого навантаження на крило p_0 та тягооснащенності \bar{P}_0 , які отримані з врахуванням дальності та різних режимів польоту, зльоту та посадки.

$$S = \frac{m_0 g}{10 p_0}$$

$$P_0 = \bar{P}_0 m_0 g$$

Для перевірки коректності даного алгоритму було виконано розрахунок основних параметрів літака Ан-124. Згідно тактико-технічних характеристик літака, $P_0 = 920 \text{ кН}$ [2]. Величина значень відносних похибок:

$$\varepsilon_S = \frac{|S - S_{true}|}{S_{true}} \times 100\% = 1,59\%$$

$$\varepsilon_{P_0} = \frac{|P_0 - P_{0true}|}{P_0} \times 100\% = 6,63\%$$

Отримані значення відносних похибок основних параметрів є достатньо малими для проектних значень розрахунку в першому наближенні. Отже, можна повторити цей алгоритм і для інших значень корисного навантаження. Наступний крок - це розрахунок основних параметрів літака в першому наближенні для корисного навантаження в діапазоні значень від 90 до 150 тонн. За отриманими значеннями побудовано наступні залежності (рис. 1, 2).

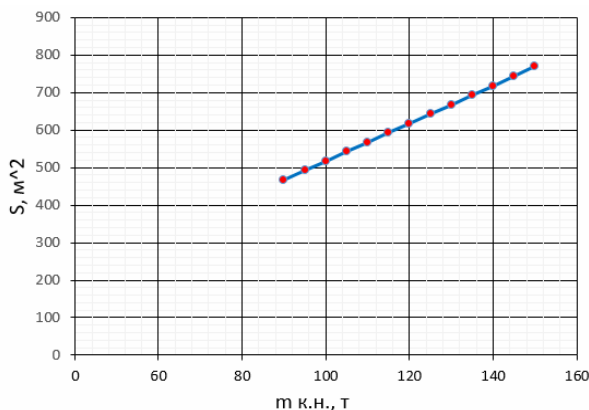


Рис. 1. Залежність розрахункової площі крила S від маси корисного навантаження $m_{к.н.}$ в першому наближенні

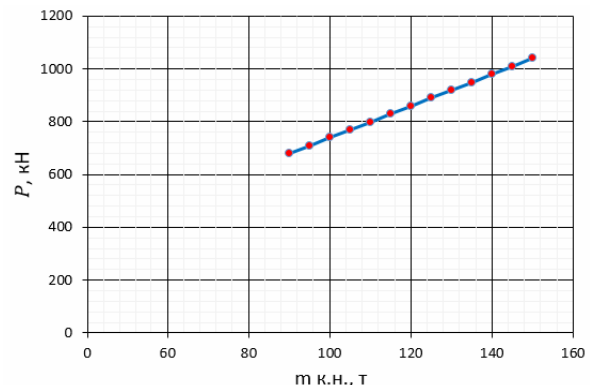


Рис. 2. Залежність розрахункової злітної тяги двигунів P_0 від маси корисного навантаження $m_{к.н.}$ в першому наближенні

Дослідження показує, що для класу важких транспортних літаків залежності $S(m_{к.н.})$ та $P_0(m_{к.н.})$ в першому наближенні мають лінійний характер. Це пояснюється тим, що в даному випадку ці параметри визначаються значеннями питомого навантаження на крило p_0 при посадці та тягооснащенності \bar{P}_0 , що, як відомо з умови набору висоти при відмові одного двигуна, є лінійними функціями.

Література:

1. Егер С.М. Проектирование самолетов [Текст] / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. - М.: Машиностроение, 1983. - 616 с.
2. Mike Vallentin Antonow / Antonov An-124 Ruslan [Электронный ресурс]. Режим доступа: URL: http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_an124_en.php (28.05.2008)