

Лекція № 2

2. КРИТЕРІЇ ОЦІНКИ ВЕРТОЛЬОТІВ

2.1. КЛАСИФІКАЦІЯ КРИТЕРІЇВ ЕФЕКТИВНОСТІ

На будь-якій стадії процесу проектування розробник, виконуючи конструювання чи розрахунок нового вертольота чи його елементів, постійно визначає рівень його досконалості в порівнянні з прототипом, тобто яке поєднання параметрів і показників для проектування об'єкта є доцільним. Для такої оцінки потрібні певні критерії.

У роботі конструкторських бюро та організацій, що здійснюють експлуатацію гелікоптерів, склалася система понять та критеріїв, що використовуються для оцінки ефективності аналізованих проектів. Оpubліковано низку робіт, присвячених розробці та обґрунтуванню методів оцінки літальних апаратів, головним чином літаків. Найбільш повно ці проблеми розглянуті у роботах В.М. Шейніна, А.А. Бадягіна та Є.А. Овруцького, А.В. Гличева, С.А. Саркісяна та Е.С. Мінаєва. Вибір критерію є складним і відповідальним завданням, тому що не завжди можна все різноманіття параметрів і характеристик вертольота звести до одного або кількох показників. Помилки у виборі критерію призводять до зайвих витрат сил та засобів у процесі створення та експлуатації вертольота через неправильну оцінку об'єкта проектування. Загалом до критеріїв оцінки пред'являють такі основні вимоги:

- критерій повинен бути вимірюваною (рахунковою) величиною, спосіб розрахунку якої відомий;
- необхідно, щоб у критерії було враховано основну мету, заради якої створюється об'єкт, а також умови та обмеження експлуатації;
- критерій повинен включати параметри та характеристики об'єкта, вплив яких потрібно оцінити або які необхідно оптимізувати;
- необхідно, щоб на кожному етапі проектування критерії були несуперечливими;
- бажано, щоб на всіх етапах проектування критерій був єдиним.

Остання вимога виражається у вигляді побажання, тому що іноді важко віддати перевагу якомусь єдиному критерію і необхідно знати рішення за кількома можливими критеріями.

Конкретний критерій вибирають залежно від виконуваної роботи. Так, при аеродинамічному розрахунку як критерій логічно прийняти відносний ККД несучого гвинта для режимів висіння або аеродинамічна якість вертольота при виконанні польоту з поступовою швидкістю. Обидва ці критерії можна поєднати поняттям аеродинамічної досконалості. При розробці окремого агрегату важливим показником є його маса, віднесена до певного характерного параметра, а в оцінці вертольота в цілому – відношення маси його конструкції до злітної маси. Такі критерії можуть бути поєднані поняттям вагової досконалості.

Найбільш універсальним і загальним критерієм ефективності застосування транспортного вертольота є співвідношення між корисною роботою, яку він виконує, і сумарними витратами на його створення та експлуатацію.

Однак така широка оцінка літального апарату, що створюється, не завжди можлива, особливо на ранніх стадіях проектування. Тому поруч із найбільш загальними з погляду оцінки проекту застосовують приватні критерії та їх сукупність.

Слід зазначити, що порівняння різних ЛА як за загальним, так і за приватними критеріями ще не дозволяє зробити остаточний висновок про найвигідніший ЛА, оскільки часто такими критеріями не оцінюються дуже важливі особливості ЛА, що мають певну споживчу цінність. Так, на транспортних операціях при порівнянні літаків із гелікоптерами останні зазвичай програють.

Гелікоптери мають дуже важливу для споживачів якість: можливість вертикально злітати, виконувати цілий ряд робіт на режимі висіння, і це робить їх незамінними, незважаючи на те, що собівартість перевезення 1 т-км у них вища, ніж у літаків. Тому одні й самі критерії слід застосовувати для апаратів, що мають однакове призначення і застосовуються в аналогічних умовах.

Розглядаючи основні критерії чи методи оцінки, розділимо їх залежно від спільності на три рівні.

На першому рівні можна виділити критерії, що визначають функціональну, виробничу та, нарешті, експлуатаційну ефективність.

Функціональна ефективність характеризує, наскільки повно та на якому рівні технічної (і в тому числі вагової) досконалості цей вертоліт виконує своє основне завдання. Так, для транспортних та пасажирських гелікоптерів розглядають транспортну ефективність, для гелікоптерів-кранів – ефективність проведення кранових операцій.

Виробнича ефективність дає можливість оцінити, наскільки гарний проект з погляду технологічності конструкції та інших умов, пов'язаних із виробництвом.

Експлуатаційна ефективність дозволяє оцінити різні варіанти проекту чи різні апарати з погляду їх експлуатаційних якостей.

До другого рівня належать критерії, які інтегрально оцінюють характеристики окремого ЛА, як правило, враховуючи його функціональну, виробничу та експлуатаційну ефективність. Таку всебічну оцінку проекту можна здійснити за допомогою економічних методів.

Найбільш часто на практиці як такі критерії застосовують собівартість перевезення 1 т-км для транспортних машин, собівартість обробки 1 га для сільськогосподарських машин або собівартість 1 год експлуатації для вертольотів-кранів.

До третього, найвищого рівня критеріїв відносять методи системної, узагальненої економічної оцінки ефективності не окремого літака чи вертольота, а всієї сукупності машин цього типу чи кількох типів, створюваних на вирішення певних завдань. В роботі А.В. Гличева досить повно викладено системний підхід до вирішення таких завдань. Проблем вибору оптимальних варіантів систем ЛА на основі комплексної економічної оцінки присвячена робота С.А. Саркіяна та Е.С. Мінаєва.

2.2. ФУНКЦІОНАЛЬНА ЕФЕКТИВНІСТЬ

Завдання визначення техніко-економічних характеристик транспортного вертольота за допомогою лаконічної та чіткої формули завжди представлялося дуже привабливим. Тому вирішенню такого завдання приділялося багато уваги як у нашій країні, так і за кордоном.

Все різноманіття критеріїв функціональної ефективності, як правило, зводиться до деяких комбінацій трьох наступних визначальних факторів:

- крейсерської швидкості, з якою вертоліт виконує роботу;
- вагової досконалості;

- енергетичної досконалості, що пов'язує витрати палива, необхідного для виконання транспортної роботи, з обсягом цієї роботи.

Кожен із зазначених факторів окремо може застосовуватися як приватний критерій при вирішенні певних завдань. Проте найповнішими виявляються критерії, які враховують усі перелічені чинники.

Крейсерська швидкість польоту. Особливості роботи несучого гвинта вертольота обумовлюють принципово можливий діапазон крейсерських швидкостей його польоту. За один оборот лопать гвинта проходить дві зони: в першій зоні швидкості потоку, що набігає, складаються зі швидкостями обертання, а в другій - віднімаються. Тому зі збільшенням швидкості польоту у зоні, де швидкості складаються, з'являються області, у яких через наближення до швидкості звуку опір починає швидко збільшуватися, що зумовлює зростання потрібної потужності. Зменшення окружних швидкостей у другій зоні обумовлює інше обмеження, пов'язане зі збільшенням кутів атаки і призводить до зриву потоку. Ці обставини визначають максимальну крейсерську швидкість польоту гелікоптерів.

Протягом усього періоду розвитку вертольотів крейсерська швидкість їхнього польоту поступово збільшувалася, що пояснюється таким:

- збільшенням енергоозброєності гелікоптерів;
- зниженням лобового опору несучих елементів;
- удосконаленням аеродинамічних характеристик несучих гвинтів.

В даний час крейсерська швидкість складає від 160 км/год у надлегких машин з поршневіми двигунами до 270...290 км/год у важких гелікоптерів, оснащених газотурбінними двигунами.

Вагова досконалість гелікоптерів. Найчастіше з метою оцінки вагової досконалості застосовують широко використовуваний практично **коефіцієнт вагової віддачі**. Його визначають як часткове від поділу різниці між злітною масою $m_{ВЗЛ}$ і масою порожнього вертольота $m_{ПУСТ}$ на злітну масу вертольота, або як відношення маси повного навантаження $m_{ПОЛН}$ до злітної маси:

$$k_{BO} = \frac{m_{ВЗЛ} - m_{ПУСТ}}{m_{ВЗЛ}}; \quad (2.1)$$

$$k_{BO} = \frac{m_{ПОЛН}}{m_{ВЗЛ}}.$$

Підвищення вагової віддачі є найважливішим засобом збільшення статичної стелі та наведеної продуктивності транспортного вертольота.

Якщо розглядати зміну в часі коефіцієнта вагової віддачі для гелікоптерів (рис. 2.1), то можна помітити, що цей показник має тенденцію до деякого зростання з часом, що свідчить про постійний прогрес вагової досконалості. Разом з тим, з часом темп поліпшення вагової віддачі зменшується.

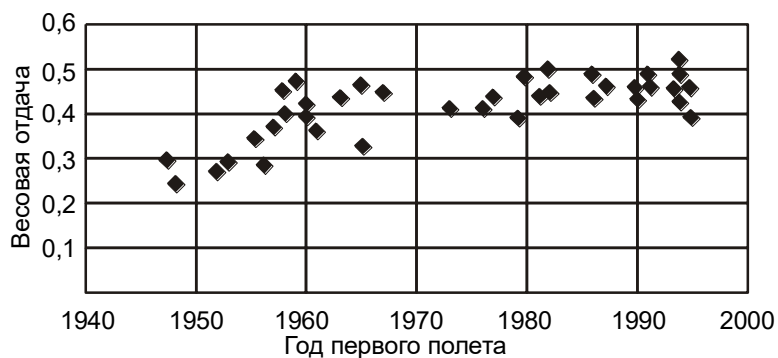


Рис. 2.1. Зміна коефіцієнта вагової віддачі у часі

Можна відзначити ряд причин, що сприяли збільшенню вагової ефективності гелікоптерів:

- перехід від поршневих двигунів до газотурбінних, широке використання нових матеріалів (титану, композиційних матеріалів тощо);
- застосування нових конструкторських рішень (наприклад, зменшення маси втулок несучих гвинтів за допомогою застосування нових схем з використанням пружних елементів замість підшипників та ін.);
- застосування нових технологічних процесів (клеєзварювання, хімічного фрезерування, обробки на верстатах з ЧПУ тощо);
- поліпшення методів оцінки міцності конструкцій та матеріалів.

Основними напрямками підвищення вагової досконалості гелікоптерів на даний час є:

- вибір раціональних конструктивно-силових схем та компоновок вертольотів та їх агрегатів;
- комплексна оптимізація параметрів гелікоптерів та їх агрегатів під час проектування;
- використання нових матеріалів;
- застосування нових технологічних процесів при виробництві вузлів та агрегатів;
- створення більш рівномірних конструкцій та застосування матеріалів з підвищеними межами витривалості;
- зниження діючих навантажень у конструкціях вузлів та агрегатів.

Таким чином, підвищення вагової досконалості гелікоптерів залежить від вирішення всього комплексу основних завдань їх проектування, конструювання та виробництва. Мінімальна маса порожнього вертольота і, отже, висока вагова досконалість досягаються лише в результаті оптимальних рішень всіх перерахованих вище проблем проектування та конструювання.

При цьому слід зазначити, що можливості ОКБ, що займаються проектуванням вертольота, як правило, обмежуються частиною конструкції, що становить 50...80% порожнього вертольота, тоді як інші 20...50% становить маса готових комплектуючих виробів. Тим не менш, незважаючи на те, що зростання вагової віддачі має межу, очікується, що деяке зниження відносної маси порожнього вертольота в порівнянні з сучасним рівнем буде продовжуватися.

Коефіцієнт вагової віддачі часто застосовується як критерій оцінки вагової досконалості конкретного вертольота, так і для порівняння між собою кількох ЛА, оскільки наочно характеризує вагову досконалість конструкції вертольота, що розглядається.

Природно, що при проектуванні нової конструкції завжди прагнуть отримати найбільшу вагову віддачу. Крім того, при робочому проектуванні конкретної машини, основні параметри якої вже визначені, завдання отримання мінімальної маси конструкції стає одним з основних.

Багато в чому вагова віддача визначається масовими характеристиками основних агрегатів, силової установки та комплексу обладнання. Тому при виборі параметрів гелікоптера обов'язково враховують фактори, що визначають маси цих систем.

Однак, застосування коефіцієнта вагової віддачі для оптимізації транспортного вертольота може призвести до помилки. Наприклад, два рівні по злітній масі вертольота, що мають рівні значення вагової віддачі, але не однакові питомі витрати палива (через відмінності аеродинамічної якості або питомих витрат двигунів), будуть нерівноцінними з точки зору їх транспортних можливостей. Внаслідок цього коефіцієнт вагової віддачі, будучи безумовним параметром, що характеризує вагову досконалість конструкцій, не може використовуватися в процесі попереднього проектування як узагальнюючий критерій транспортної ефективності машини, що розробляється.

Енергетична досконалість вертольота. Для подальших досліджень необхідно зв'язати дальність польоту з кількістю палива, що витрачається транспортним засобом для переміщення на цю дальність.

Використовуючи поняття аеродинамічної якості вертольота та пропульсивного коефіцієнта несучого гвинта, можна отримати наступний вираз для сумарної потужності двигуна, необхідної для горизонтального польоту на крейсерській швидкості, кВт:

$$N_{ДВ} = \frac{m_{П} g V_{КР}}{3600 K \eta_{ПР} \xi}, \quad (2.2)$$

де $m_{П}$ – польотна маса, кг; $V_{КР}$ – крейсерська швидкість польоту, км/год; K – коефіцієнт аеродинамічної якості вертольота; $\eta_{ПР}$ – пропульсивний коефіцієнт несучого гвинта; ξ – коефіцієнт використання потужності двигунів.

Помножуючи потужність на питому витрату палива c_e , отримуємо годинну витрату палива, а розділивши його на швидкість польоту, – витрата палива на 1 км шляху, кг/км:

$$q = \frac{c_e}{3600 K \eta_{ПР} \xi} m_{ПР} g. \quad (2.3)$$

Розділивши витрати q на польотну масу, отримаємо питому витрату на 1 км

$$\bar{q} = \frac{c_e g}{3600 K \eta_{ПР} \xi} = \frac{1}{E} \quad (2.4)$$

Питома витрата \bar{q} або обернена йому величина E зручні для використання як критерій для оцінки ступеня досконалості використання палива будь-яким транспортним засобом. Дальність переміщення при витрачанні певного запасу палива є найчастіше вживаною характеристикою таких засобів. Тому знаючи польотну масу, можна легко визначити цей параметр.

Оскільки чим більше E , тим вища ефективність використання палива, то ця величина може бути показником (коефіцієнтом) енергетичної досконалості транспортного засобу.

Фізичний зміст показника енергетичної досконалості – це шлях, який може пройти аналізований транспортний засіб завдяки витрачанням маси палива, що дорівнює польотній масі, під час руху по горизонталі з постійною крейсерською швидкістю.

Енергетична досконалість виявляється дуже корисним для порівняння необхідних витрат енергії при виконанні однакової транспортної роботи різними транспортними засобами.

Продуктивність. Якщо потрібно провести велику транспортну операцію, до виконання якої необхідно здійснити безліч польотів, то визначення термінів проведення цієї операції та необхідного числа вертольотів необхідно знати роботу, здійснювану одним вертольотом в одиницю часу, тобто продуктивність вертольота.

Для обчислення продуктивності транспортного вертольота слід знати транспортну роботу A (застосовуємо таку назву до змінної, яка не є механічною роботою в строгому сенсі цього поняття), яка визначається як

$$A = \sum_i (m_{TP})_i L_i \quad (2.5)$$

або

$$A = (m_{TP})_{CP} L_{\Sigma},$$

де $(m_{TP})_i$ – маса вантажу, перевезеного i -м рейсом; L_i – дальність i -го рейсу; L_{Σ} – сумарна дальність всіх рейсів; $(m_{TP})_{CP}$ – середнє значення маси вантажу, що перевозиться.

Продуктивність транспортного вертольота оцінюється за виробленою ним за одиницю часу транспортної роботи:

$$P_{CP} = A/T_{\Sigma}, \quad (2.6)$$

де T_{Σ} – сумарний календарний час, витрачений для проведення транспортної роботи A .

Сумарний календарний час виконання операції складається з польотного часу $T_{П}$, часу $T_{ПВ}$, що витрачається на навантаження та вивантаження, часу $T_{ТО}$, необхідного для технічного обслуговування, часу простоїв $T_{ПП}$, пов'язаних з різними обмеженнями i , в тому числі, з обмеженнями за медичними нормами льотного часу льотно-підйомного складу, погодними умовами, чіткістю постачання паливно-мастильними матеріалами, а також усуненням несправностей, що виявляються:

$$T_{\Sigma} = T_{П} + T_{ПВ} + T_{ТО} + T_{ПП}. \quad (2.7)$$

Очевидно, що час простоїв характеризує організаційний рівень виконання робіт в експлуатуючій організації, а також відображає ступінь надійності та безвідмовності вертольота.

Час, який витрачається на технічне обслуговування, визначає експлуатаційні якості вертольота.

Досліджуємо польотну продуктивність, що визначається лише польотним часом T_{II} . Крім того, що польотна продуктивність є найважливішим складовим загальної продуктивності, що залежить від льотно-технічних і вагових характеристик вертольота, вона характеризує сумарні транспортні можливості даного вертольота, оскільки термін служби всіх агрегатів, двигунів ЛА обчислюється в годинах польотного часу.

Зазвичай польотна продуктивність обчислюється з урахуванням втрат часу, витраченого на маневрування до зльоту та посадки, і навіть з урахуванням витрат часу, який буде необхідний на набір висоти і зниження. Це зменшує середню швидкість польоту, роблячи її меншою за крейсерську швидкість. Політна продуктивність

$$\Pi_{CP} = \frac{(m_{GP})_{CP} L_{\Sigma}}{T_{II}} = (m_{GP})_{CP} V_P, \quad (2.8)$$

де V_P – швидкість за розкладом.

Зазвичай швидкість за розкладом зв'язується з крейсерською швидкістю через коефіцієнт k_V ($V_P = k_V V_{KP}$), що дозволяє виразити продуктивність наступним чином:

$$\Pi_{II} = k_V m_{GP} V_{KP}. \quad (2.9)$$

У зв'язку з тим, що у переважній більшості літературних джерел розглядається лише польотна продуктивність, нижче під продуктивністю розумітимемо саме її. Максимальна продуктивність вертольота, що розглядається, є дуже важливим критерієм його транспортної досконалості. Очевидно, що для обчислення максимальної продуктивності необхідно максимальну масу вантажу m_{GPmax} , що перевозиться на задану дальність, помножити на швидкість за розкладом V_P :

$$\Pi_{IImax} = m_{GP} V_P \quad (2.10)$$

Слід зазначити, що при вирішенні проблем конкретного проектування, коли конструктор має завдання з певними значеннями крейсерської швидкості і маси вантажу, що перевозиться на задану дальність, продуктивність не може бути критерієм оптимізації, так як всі порівнювані варіанти, що задовольняють заданим умовам, матимуть практично однакову продуктивність.

Зазначене складне становище можна подолати, якщо розглядати питому продуктивність, тобто відношення продуктивності до маси порожнього спорядженого вертольота m_{IC} :

$$\bar{\Pi}_{IC} = \frac{k_V m_{GP} V_{KP}}{m_{IP}}. \quad (2.11)$$

Питому продуктивність можна також визначити, відносячи продуктивність до злітної маси m_{B3L}

$$\bar{\Pi}_{ПС} = \frac{k_v m_{ГР} V_{КР}}{m_{ВЗЛ}}. \quad (2.12)$$

Таким чином, можна отримати критерій, що дозволяє дати оцінку проекту з погляду його вагової досконалості з урахуванням продуктивності. Це вже узагальнений критерій, ніж вагова віддача чи крейсерська швидкість окремо, оскільки він враховує вплив обох зазначених чинників. Однак енергетична досконалість у явному вигляді в цьому критерії не відображена; воно проявляється через вплив на масу максимального вантажу, що перевозиться, дальності польоту, для якої визначається продуктивність.

Вагова віддача за корисним навантаженням, що перевозиться на задану дальність. Дуже часто у вимогах до знову спроектованого вертольота як одну з основних вимог вказують масу вантажу, який він повинен перевозити на вказану дальність.

Критерієм, що оцінює таку здатність вертольота, є вагова віддача за корисним навантаженням $\bar{m}_{ПЛ}$ при фіксованій дальності:

$$\bar{m}_{ПЛ} = \frac{m_{ГР}}{m_{ВЗЛ}}. \quad (2.13)$$

Величину $\bar{m}_{ПЛ}$ можна також розглядати як критерій, що враховує вагову досконалість спроектованого вертольота та його енергетичну досконалість. Однак він не враховує продуктивності. Гелікоптери з рівними навантаженнями і дальністю польоту, але які відрізняються крейсерською швидкістю, матимуть різні значення продуктивності при однакових коефіцієнтах вагової віддачі по корисному вантажу, що перевозиться на однакову дальність.

Наведена продуктивність. Вище було перераховано основні чинники, які мають враховуватися критерієм транспортної ефективності. З урахуванням цих факторів вимоги до узагальненого критерію можуть бути сформульовані наступним чином. Необхідно серед варіантів спроектованого транспортного або пасажирського вертольота, що розглядаються і виконують завдання, вибрати один, що має найбільшу продуктивність, а також кращу вагову та енергетичну досконалість.

Як величина, що характеризує при польоті на задану дальність продуктивність і вагову досконалість, слід вибрати відносну продуктивність, що визначається за формулою (2.12). Злітна маса визначає розмірність вертольота та основних його агрегатів. Тому продуктивність, віднесена до злітної маси, є об'єктивним критерієм, що не залежить від польотної маси, що характеризує продуктивність транспортного або пасажирського вертольота, що припадає на одиницю маси.

Для оцінки та порівняння спроектованих вертольотів з точки зору витрати палива використовуємо питому витрату палива відповідно до формули (2.4).

Розділивши питому продуктивність на питому витрату палива, можна отримати критерій для оцінки транспортної ефективності гелікоптерів з урахуванням трьох зазначених вище факторів – **наведену продуктивність** (критерій Шейніна):

$$\tilde{\Pi}_{П} = \bar{\Pi} / \bar{q}. \quad (2.14)$$

Наведена продуктивність вертольота зі злітною масою $m_{B3Л}$, що перевозить вантаж $m_{ГР}$ на дальність L зі швидкістю $V_P = k_V V_{KP}$, що має питому витрату палива \bar{q} або коефіцієнт енергетичної досконалості E , може бути представлена в наступному вигляді:

$$\tilde{\Pi}_{\Pi} = k_V \frac{m_{ГР} V_{KP} L}{m_T} = k_V \frac{m_{ГР} V_{KP}}{\bar{q}} \quad (2.15)$$

або

$$\tilde{\Pi}_{\Pi} = k_V^2 \frac{m_{ГР} V_{KP} E}{m_{B3Л}}. \quad (2.16)$$

Фізичний зміст критерію (2.15) показує, яку продуктивність матиме умовний вертоліт, що має з проєктованим однакові крейсерську швидкість, досконалість за масою, питомі витрати палива двигунів та аеродинамічну якість, але відрізняється за злітною масою. Причому злітна маса умовного вертольота повинна бути такою, коли витрата палива на 1 км складе 1 кг.

Вираз (2.15) є зручним для розрахунку наведеної продуктивності вже створених або спроектованих вертольотів, тоді як вираз (2.16) є більш зручним для оцінки впливу на $\tilde{\Pi}_{\Pi}$ окремих параметрів, що входять до нього, змінюваних під час проєктування.

На рис. 2.2 показано залежність наведеної продуктивності $\tilde{\Pi}_{\Pi}$ від дальності L польоту гелікоптера Ми-6. При дальності менше L_{OPT} , незважаючи на збільшення корисного навантаження, зменшення швидкості за розкладом призводить до зниження продуктивності.

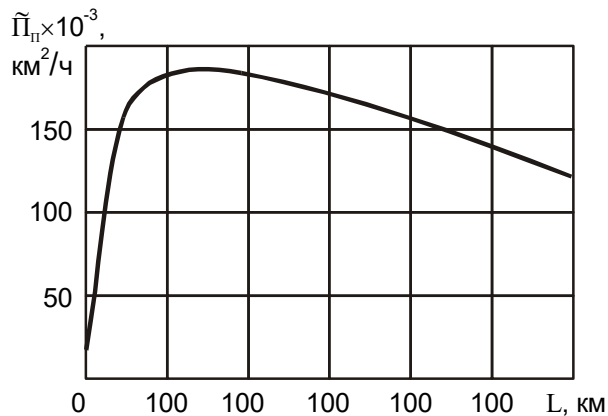


Рис. 2.2. Залежність наведеної продуктивності $\tilde{\Pi}$ від дальності L польоту вертольота Ми-6

При дальності більше L_{OPT} зниження продуктивності обумовлено зменшенням корисного навантаження.

Ряд значень наведеної продуктивності для вітчизняних серійних вертольотів в залежності від року їх створення показаний на рис. 2.3. Кожен новий вертоліт, крім того, що він відповідав вимогам щодо вантажопідйомності, забезпечував ще й більш високу наведену продуктивність.

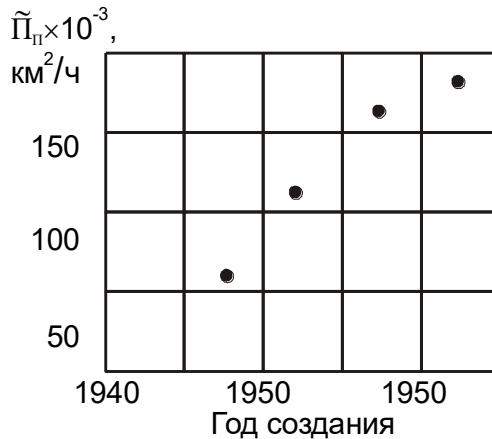


Рис. 2.3. Значення наведеної продуктивності $\tilde{\Pi}_{\Pi}$ серійних вітчизняних гелікоптерів

Значення критерію $\tilde{\Pi} \cdot 10^{-3}$ для гелікоптерів при дальності польоту 300 км становлять: Ми-4 - 35, Ми-26 - 167, Ми-8 - 157 км²/год. Для гелікоптерів, створених останніми роками, $\tilde{\Pi} \cdot 10^{-3}$ дорівнює 300...360 км²/год.

Наведена продуктивність може бути використана як критерій, що оцінює продуктивність вертольота, що розглядається, і вагова досконалість його конструкції з урахуванням економічності витрачання палива. Цей критерій можна застосовувати під час розгляду різних варіантів проектного транспортного вертольота, оцінки обраного варіанту та порівняння транспортних або пасажирських вертольотів різних вагових категорій.

У разі використання для транспортування великогабаритних вантажів як вертольота-крана транспортного вертольота ефективність його використання на таких роботах може бути оцінена виразами (2.15) або (2.16).

Однак його застосування для монтажних або кранових операцій пов'язане з виконанням робіт головним чином режимі висіння з урахуванням умов забезпечення необхідної тривалості висіння і безпеки робіт при відмові одного двигуна. Виходячи з умов виконання роботи вертольотом-краном можна виділити три варіанти співвідношень злітної маси вертольота і цільового навантаження:

- виконання операції з використанням злітної потужності двигунів. В цьому випадку необхідний цикл монтажних робіт повинен укладатися у часі, відведеному для безперервної роботи на злітній потужності. При цьому маса вантажу, що піднімається, найбільша;

- при використанні номінального режиму роботи двигунів маса вантажу буде меншою, ніж у першому випадку;

- при відмові одного двигуна маса вантажу, що піднімається, визначається з умови роботи двигуна, що залишився, на максимально можливому режимі. В цьому випадку може виявитися, що маса корисного навантаження буде близькою до нуля.

Отже, критерій оцінки ефективності роботи вертольота-крана повинен бути орієнтований на такі види робіт, які виконуються головним чином на режимі висіння.

Як критерій оптимізації параметрів у цьому випадку може бути також використана наведена продуктивність $\tilde{\Pi}_{KP}$, яка для вертольота-крана виражається

ставленням відносної продуктивності $\bar{\Pi}_{KP} = K_T \cdot \frac{m_{ц.н}}{m_0} = K_T \bar{m}_{ц.н}$ до

відносної годинної витрати палива $\bar{q}_q = q_q / m_0$.

Наведена продуктивність вертольота-крана

$$\tilde{\Pi}_{KP} = \frac{\bar{\Pi}_{KP}}{\bar{q}_q} = K_T \frac{m_{ц.н}}{q_q}. \quad (2.17)$$

Використовуючи залежність між потужністю та масою апарату на режимі висіння (формула Вельнера), маємо

$$\tilde{\Pi}_{KP} = 37,5 \cdot \eta_0 \cdot \xi \cdot K_T \frac{m_{ц.н} \sqrt{\Delta}}{c_e \sqrt{p}}. \quad (2.18)$$

Тут коефіцієнт $K_T = T_{МОИТ} / T_{ПОЛ}$ враховує різницю між часом $T_{МОИТ}$, витраченим на монтаж, і часом польоту $T_{ПОЛ}$, що включає витрати часу на маневрування до зльоту і після посадки, а також час, необхідний для підльоту до місця роботи і повернення назад. Коли конкретні умови роботи вертольота-крана невідомі, на підставі статистики можна прийняти $K_T = 0,5$.

2.3. ВИРОБНИЧА ЕФЕКТИВНІСТЬ

Поняття технологічності конструкції будь-якого виробу включає як складову частину виробничу ефективність цього виробу.

Технологічність конструкції виробу визначають як сукупність властивостей конструкції виробу, що виявляються у можливості оптимальних витрат праці, засобів, матеріалів та часу при технічній підготовці виробництва, виготовленні, експлуатації та ремонті порівняно з відповідними показниками однотипних конструкцій. У це визначення увійшли якості, що характеризують виробничу ефективність проекту (підготовка виробництва та виготовлення) та експлуатаційну ефективність (при експлуатації та ремонті).

При розгляді виробничої ефективності конкретного проекту необхідно у випадку оцінити його трудомісткість, капіталомісткість, матеріаломісткість, і навіть витрати часу на підготовку виробництва та виробничий цикл.

На всіх стадіях проектування літального апарату конструктору необхідно прагнути найбільш економного використання матеріалів і отримання найвищого коефіцієнта їх використання.

Конкретна форма вирішення цього завдання великою мірою залежить від стадії розробки. Як правило, створенню серійних зразків передують будівництво досвідчених, на яких перевіряють правильність закладених у конструкцію рішень, а також здійснюють доведення вузлів та агрегатів. Тому технічна документація, що випускається на початку розробки, часто буває розрахована на досвідчений технологічний процес, в результаті якого створюється лише кілька екземплярів виробу. На цій стадії не завжди вдається одержати високі значення коефіцієнта використання матеріалу. Тим часом основні витрати, пов'язані з будівництвом вертольота, що проектується, будуть визначені пізніше, в процесі серійного виробництва. Тому надзвичайно важливо, щоб при проектуванні, в тому числі і на

ранніх стадіях, були б уважно розглянуті умови майбутнього серійного виробництва, а в самій конструкції передбачені найбільш прогресивні та доцільні технологічні процеси.

Використання в конструкціях заготовок, отриманих методом точного лиття, точного штампування та іншими технологічними методами, що не вимагають надалі великої механічної обробки, застосування в невідповідних, несилкових елементах деталей із пластмас, а в силових елементах скло – і вуглепластикових матеріалів, а також багато інших рішень дозволяють одержувати високі значення коефіцієнта використання матеріалу.

У процесі проектування літального апарату конструктору постійно доводиться вирішувати протиріччя між вимогами отримати мінімальну масу та забезпечити прийнятну трудомісткість у серійному виробництві та експлуатації. При аналізі різних варіантів конструкції будь-якого вузла чи агрегату важливо порівняти з точки зору трудомісткості виготовлення.

2.4. ЕКСПЛУАТАЦІЙНА ЕФЕКТИВНІСТЬ

Тривалість експлуатації будь-якого літального апарату набагато перевищує час його проектування чи спорудження. У процесі експлуатації реалізується та корисна робота, заради якої створювався кожен вертоліт чи літак. Однак і витрати праці, пов'язані з експлуатацією, дуже значні. Саме тому останнім часом питанням удосконалення умов та методів експлуатації приділяється підвищена увага.

Кожен із названих факторів окремо широко застосовується на практиці і добре відомий. Основна складність використання зазначених величин на стадії попереднього проектування або робочої розробки варіантів полягає в тому, що в цей момент ще не відомі всі необхідні подробиці і дрібні деталі, які необхідні для конкретних обчислень.

Очевидно, що, якби вдалося розробити спрощені кількісні критерії для оцінки проекту, можна було б отримати навіть на ранніх стадіях проектування досить певний спосіб вибору оптимального варіанту з числа можливих.

При розгляді питань оптимізації конструктивних рішень на ранніх стадіях проектування є доцільним з великої кількості критеріїв, запропонованих різними авторами, вибрати тільки такі, які конструктор при роботі над проектом зможе використовувати для оцінки досконалості з точки зору експлуатаційних якостей зразка, що створюється (вертольота або його окремого агрегату).

Трудовитрати, пов'язані з експлуатацією, можна умовно поділити на три групи. До першої групи слід віднести ті, час виконання яких планується заздалегідь, до другої – такі, час виконання яких неможливо спланувати, і, нарешті, до третьої – відносяться трудовитрати, при яких термін виконання відомий, а зміст роботи та пов'язані з цим трудовитрати відомі заздалегідь лише частково та уточнюються додатково у процесі виконання зазначених робіт.

Практика експлуатації та ремонту авіаційної техніки, що склалася в даний час, передбачає виконання цілком певних робіт для забезпечення надійного функціонування літального апарату. До них належать передпольотний, післяполітний огляди, післяполітна підготовка, а також періодичні та сезонні регламентні роботи. Зміст цих робіт полягає в оглядах, заправках, мастилах та різноманітних регламентованих перевітках.

Відмінною особливістю зазначених робіт є те, що їхня трудомісткість може бути визначена заздалегідь навіть у процесі проектування. Більше того, певною мірою вона визначається у процесі проектування.

Отже, перелічені вище роботи, створені задля підтримку працездатності вертольота, визначають зміст технічного обслуговування, що становить першу плановану групу робіт з експлуатації. Трудомісткість, тобто кількість людино-годин, необхідних для виконання технічного обслуговування, може бути встановлена ще на макеті вертольота шляхом хронометражу окремих операцій, які необхідно провести відповідно до експлуатаційної документації.

У процесі розробки конструкції вузла чи агрегату необхідно передбачати спеціальні заходи, необхідних виконання робіт під час проведення капітальних ремонтів. До них відносяться забезпечення запасів у перерізах для можливості застосування ремонтних елементів, що мають розміри більше за номінальні, забезпечення умов для заміни підшипників тощо.

У процесі експлуатації, а також у процесі виконання технічного обслуговування виявляються різного роду відхилення або пошкодження елементів конструкції агрегатів, вузлів, систем та апаратури, що усуваються шляхом регулювання, доопрацювання або заміни пошкоджених елементів. Роботи щодо усунення зазначених несправностей прийнято називати ремонтом. Основною особливістю цих робіт є те, що їх неможливо заздалегідь спланувати, і тому віднесемо трудовитрати на такі роботи до другої групи трудовитрат. Очевидно, що визначити саме ці витрати можна тільки в результаті аналізу експлуатації. Тому питому трудомісткість ремонту в процесі проектування визначити неможливо.

Зараз у практиці літако- та вертольотобудування починають регламентувати трудовитрати, необхідні для виконання заміни основних агрегатів вертольота та двигуна. Вважається за доцільне у разі виявлення будь-якої серйозної несправності або значного відхилення параметрів системи від норми не займатися їх виправленням на літальному апараті, а замінити несправний вузол і потім уже в умовах спеціалізованого підприємства усунути дефект на знятому вузлі або агрегаті.

У зв'язку з цим особлива увага приділяється створенню про модульних конструкцій, що передбачають відносно просте розчленування агрегату на окремі модулі, з наступною заміною пошкодженого модуля.

Таким чином, для досягнення найбільшої досконалості конструкції з метою забезпечення мінімальної трудомісткості ремонту дуже важливо виконати конструкцію таким чином, щоб трудомісткість заміни її окремих агрегатів або модулів була мінімальною.

До третьої групи робіт, що з експлуатацією, належить капітальний ремонт. Якщо роботи із заміни агрегатів можуть бути регламентовані, то відновлювальні роботи, пов'язані з усуненням результатів зносу деталей та подібні до них, заздалегідь пронормувати неможливо.

Слід особливо наголосити, що трудовитрати, пов'язані з технічним обслуговуванням, поточним та капітальним ремонтом, багато в чому залежать від таких, здавалося б, дрібних обставин, як зручність розташування експлуатаційних лючків та способів їх закривання, зручність та простота контролю рівнів рідин, забезпечення підходів до агрегатів можливість зняття одного агрегату без демонтажу інших і т.д.

Таким чином, для забезпечення високої експлуатаційної ефективності проекту необхідно прагнути отримання найменших значень питомої трудомісткості технічного обслуговування, зниження трудовитрат на заміну основних агрегатів і систем, а також зниження трудомісткості капітальних ремонтів.

2.5. ЕКОНОМІЧНА ЕФЕКТИВНІСТЬ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ГВИНТОКРИЛА

Розглянуті вище критерії дозволяють для дослідження проектного чи вже побудованого вертольота оцінити його з погляду окремих функціональних, виробничих чи експлуатаційних якостей. Однак інтегральну оцінку проекту, що враховує на єдиній основі всі якості машини, можна отримати, використовуючи лише економічну оцінку, визначаючи собівартість його експлуатації: єдиний результат, що містить оцінку витрат за проведені роботи.

Собівартість робіт, що виконуються гелікоптером, є загально визнаним критерієм ефективності його застосування.

В даний час вирішення зазначеної задачі здійснюється методом прямого розрахунку собівартості робіт, що виконуються вертольотами. Точність таких розрахунків виявляється у прямій залежності від точності використовуваних вихідних даних. І якщо у практиці виявляється деяка розбіжність між передбаченими в процесі проектування та отриманими в результаті реальної експлуатації цифрами, то причина цих розбіжностей найчастіше пов'язана з неточно закладеними у розрахунок термінами служби, а також зі зміною з часом цін та тарифних ставок зарплати, уточненням деяких деталей процесу технічного обслуговування та термінів ремонтів.

Тим не менш, коли йдеться про оптимізацію параметрів новопроектної машини, всі фактори, що викликають зазначені вище неточності, однакові для аналізованих варіантів і не позначаються на результатах порівняння.

В основі вартісної оцінки літального апарату лежить собівартість однієї години роботи. Прийнято поділяти (або групувати) експлуатаційні витрати на дві частини – прямі та непрямі. Як вважає О. О. Овруцький, таке угруповання викликане тим, що рівень одних витрат безпосередньо залежить від льотно-технічних даних літака (його маси, потужності двигунів, вантажопідйомності, витрати палива, технологічності конструкції та ін.); інші витрати лише частково зумовлюються типом експлуатованого літака (наприклад, амортизація та зміст злітно-посадкових смуг), більшою мірою вони залежать від загального обсягу перевезень, інтенсивності руху та інших факторів, безпосередньо не пов'язаних з льотно-технічними даними літака. Отже, розробки нового проекту конструктор може проводити переважно лише першу групу, т. е. на прямі витрати. Крім того, у більшості випадків непрямі витрати визначаються як певний відсоток від основних, і тому для оптимізації проекту можуть використовуватись лише прямі експлуатаційні витрати.

Знаючи годинні експлуатаційні витрати, можна отримати витрати на одиницю корисної виконаної роботи шляхом поділу витрат в одну льотну годину на продуктивність вертольота:

$$C = C_B / P, \quad (2.19)$$

де C – собівартість виконаної роботи; C_B – собівартість льотної години експлуатації вертольота; P – продуктивність вертольота.

У літературі викладається методика розрахунку собівартості експлуатації гелікоптера. Розробка такої методики спеціально для гелікоптера була викликана значними відмінностями в умовах експлуатації.

2.6. ОБЛАСТИ ЗАСТОСУВАННЯ КРИТЕРІЇВ РІЗНИХ РІВНІВ

Для отримання оптимальних параметрів майбутнього вертольота, для оцінки впливу на його якість тих чи інших змін, що відбуваються з проектом у процесі

розробки, будівництва та доведення, необхідно протягом усієї роботи вести контроль за основними параметрами машини, причому для кожного етапу потрібні свої критерії.

Вибір рівня критеріїв або одного з критеріїв даного рівня для оцінки ступеня досконалості виконуваної роботи значною мірою визначається тим, на якій стадії розробки знаходиться проект. Розглядаючи період розробки та спорудження якогось літального апарату, починаючи з моменту зародження ідеї такого апарату та закінчуючи завершенням льотних випробувань, можна виділити три основні етапи у процесі його створення.

Перший етап – це розробка вимог до нового літального апарату та обґрунтування основних його характеристик. Стосовно вертольоту в цей момент формуються і задаються такі найважливіші характеристики, як вантажопідйомність, дальність польоту, розміри вантажної кабіни, крейсерська та максимальна швидкості, статична і динамічна стеія, кількість і тип двигунів, рівень надійності, експлуатаційні характеристики (наприклад, необхідний ресурс основних агрегатів), трудомісткість технічного обслуговування та періодичність основних регламентних робіт. Закінчується перший етап створенням проекту тактико-технічних вимог до створюваного літального апарату.

Оскільки комплекс вимог у зазначений період формується організаціями, що виконують замовлення, закупівлю та подальшу експлуатацію гелікоптерів, у них насамперед розробляють методи, що дозволяють оптимізувати поставлені завдання.

У процесі роботи на першому етапі створення літального апарату, коли не тільки народжується ідея створення машини певної розмірності, а й формується елемент майбутньої транспортної системи з урахуванням загальної кількості таких гелікоптерів, передбачуваного випуску їх за роками, завантаження під час експлуатації та термінів списання, доречно використовувати критерії третього найвищого рівня, що дозволяють врахувати максимально можливу кількість основних факторів, що визначають ефективність системи у межах всього народного господарства країни.

Методи, що використовуються при вирішенні такого класу завдань, докладно розглянуті в роботах С. А. Саркісяна та Е. С. Мінаєва [6] та А. В. Гличева [2]. Метод комплексної економічної оцінки - найбільш повно та раціонально використовувати господарські ресурси країни при вирішенні поставлених завдань. При цьому враховуються:

- перспективи розвитку техніки, її технічна ефективність, продуктивність;
- терміни проектування, створення та експлуатації нових виробів;
- виробничі можливості промисловості та перспективи розвитку техніки та технології виробництва;
- тривалість циклів створення нових виробів, обсяг та трудомісткість їх виробництва;
- досягнутий рівень та тенденції подальшої зміни концентрації, спеціалізації, кооперування та розміщення виробництва;
- ресурси та перспективи виробництва конструкційних матеріалів;
- раціональне використання матеріальних та трудових ресурсів, наданих промисловості;
- рівень та перспективи розвитку технічних засобів та умови експлуатації та застосування нових виробів;
- раціональне використання матеріальних та трудових ресурсів у сфері експлуатації техніки.

Подібні завдання не входять до проблем, які вирішуються в дослідно-конструкторському бюро. Вони повинні вирішуватись науково-дослідними інститутами замовника, наприклад, при розробці оптимальних типорозмірів літальних апаратів, що входять до тієї чи іншої транспортної системи, а потім при розробці тактико-технічних вимог до кожного типу літального апарату, що входить до складу розробленої системи.

Другий етап починається з опрацювання тактико-технічних вимог у дослідно-конструкторському бюро. Цей період роботи характеризується дуже тісною взаємодією ОКБ та замовника. Для того, щоб вимоги були здійсненні та базувалися на конкретних опрацюваннях, у конструкторському бюро зазвичай виконують попередній проект або, як це прийнято називати, технічну пропозицію. Вже в процесі цього конструкторського опрацювання закладаються основні конструктивні, аеродинамічні та вагові параметри майбутнього вертольота, його агрегатів та систем. На основі такого опрацювання уточнюються деякі положення тактико-технічних вимог з урахуванням можливостей промисловості, що реально існують на даний момент часу. Цей період закінчується остаточним формуванням тактико-технічних вимог. Потім настає період ескізного проектування і макетування апарату, що розробляється. У цей момент остаточно відпрацьовують основні параметри вертольота, уточнюються окремі системи, і ця робота завершується створенням натурального макета, в якому проводиться завершальна ув'язка вертольота, що проектується. Макет дозволяє оцінити придатність вантажної кабіни для завантаження та розміщення запланованих до перевезення вантажів, зручність розміщення пасажирських крісел, кабіни пілотів, розташування приладів та органів управління, огляду тощо. На макеті можуть бути відпрацьовані такі надзвичайно важливі для подальшої роботи конструктивні рішення (наприклад, для забезпечення зручності експлуатаційних підходів), а також може бути відзначено час, потрібний для заміни тих чи інших агрегатів, і перевірено взаємне розташування та умови експлуатації основних агрегатів та систем.

Під час робіт, що становлять зміст другого етапу, виконують основний обсяг робіт, пов'язаних з оптимізацією параметрів майбутньої машини, за яких забезпечують задані в ТТТ льотно-технічні характеристики майбутньої машини. Як критерій для вирішення такого завдання у разі транспортного вертольота найбільш підходить величина платного вантажу при заданих дальності польоту та злітній масі або вагова віддача по корисному навантаженню при заданій дальності.

Доцільно розглянути можливі рішення, використовуючи для транспортної машини, наприклад запропонований раніше критерій транспортної ефективності. Як правило, при такому розгляді отримують різні результати для рішень, розташованих з різних сторін від екстремального за величиною корисної вагової віддачі. Таким чином область допустимих рішень звужується. Для цієї звуженої області доцільно розрахувати собівартість виконуваних робіт для того, щоб отримати остаточне оптимальне рішення.

У такому порядку доцільно провести розрахунки під час розробки технічних пропозицій та ескізного проекту, а також при уточненнях конструкції на макеті.

В результаті роботи над макетом, що виконується ОКБ та замовником, складають документ, який якнайповніше визначає основні характеристики майбутнього вертольота. Цей документ дозволяє конструктору перейти до робочого проектування, що починає третій завершальний етап роботи зі створення нової машини.

Третій етап – це робоче проектування, будівництво та льотні випробування нової машини.

Робоче проектування має поєднуватися з результатами перевірочних випробувань окремих критичних елементів конструкцій та систем та спиратися на них. Практика вітчизняного та зарубіжного вертольотобудування підтверджує необхідність створення найрізноманітніших стендів, на яких проводять випробування різних типів.

У процесі проектування конструктор, з одного боку, спирається на певний науково-експериментальний заділ, створений на початок проектування, і, з іншого боку, закладаючи нові рішення, прагне якнайшвидше отримати експериментальне підтвердження правильності цих рішень. У зв'язку з останньою обставиною, як правило, перші виготовлені зразки та агрегати йдуть на стендові випробування для перевірки їхньої працездатності та відшукування слабких місць, які необхідно посилити в елементах, що йдуть на перший льотний екземпляр вертольота.

Останнім часом стає очевидною необхідність створення зразка всього вертольота для проведення втомних випробувань, щоб забезпечити необхідний ресурс всього планера, а не тільки агрегатів, що зазнають найбільших динамічних навантажень.

За підсумками результатів таких всебічних випробувань випускають остаточні креслення, якими будують перші дослідні екземпляри вертольота щодо льотних випробувань.

У процесі льотних випробувань з'ясовуються додаткові подробиці, які неможливо передбачити заздалегідь. Доводиться уточнювати навантаження на окремі агрегати, шукати розв'язання нових проблем, пов'язаних з аеродинамікою, стійкістю, умовами експлуатації тощо. Всі ці обставини знову призводять до необхідності уточнити креслення та основні дані машини.

Виконуючи роботи на цій стадії, конструктори вже не можуть змінити основні параметри вертольота, що розробляється. Головний зміст робіт цього періоду – забезпечити намічені раніше основні льотно-технічні характеристики та насамперед маси. У цей період розробляють спеціальні системи вагового контролю, обліку зміни маси тощо з тим, щоб цей найважливіший параметр літального апарату не вийшов із передбачених раніше кордонів.

Під час робіт третього етапу має бути забезпечене виконання заданих тактико-технічними вимогами чи внутрішнім рішенням керівництва ОКБ величин, що характеризують технологічну та експлуатаційну ефективність майбутнього вертольота.

І, нарешті, оскільки лише до кінця третього етапу створення літального апарату остаточно уточнюється його технічна характеристика, доцільно на цій стадії провести ряд додаткових розрахунків для уточнення отриманих раніше значень собівартості експлуатації для того, щоб отримати уявлення про кінцевий результат усіх попередніх робіт.

Бібліографічний список

1. Бадягин А.А., Овруцкий Е.А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации. – М.: Машиностроение, 1964. – 296 с.
2. Гличев А.В. Экономическая эффективность технических систем. – М.: Экономика, 1971. – 270 с.
3. Миль М.Л. и др. Вертолеты. Расчет и проектирование. Т. 1. Аэродинамика. Т. 2. Колебания и динамическая прочность. – М.: Машиностроение, 1966, 1967. – 445 с.
4. Шейнин В.М. Весовая и транспортная эффективность пассажирских самолетов. – М.: Оборонгиз, 1962. – 357 с.
5. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. – М.: Машиностроение, 1977. – Т. 1 – 344 с. Т. 2. – 208 с.
6. Саркисян С.А., Минаев Э.С. Экономическая оценка летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1972.
7. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. – М.: Машиностроение, 1976. – 336 с.