

УДК 624.071.23:531.391.1

О.М. Маркін, Фам Зуй Кьєн

ПРОЕКТНО-ПАРАМЕТРИЧНИЙ АНАЛІЗ ДОВГОВИСУВНОЇ ТРОСОВОЇ СИСТЕМИ СПЕЦІАЛЬНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

Методом параметричного аналізу визначаються області раціональної зміни проектних параметрів троса як складової довговисувної тросової системи.

Постановка проблеми та аналіз літератури

У ряді робіт, наприклад [1], подається обґрунтування доцільності та практичної можливості створення довговисувної тросової системи (рис. 1), що утримується біля вертикалі за допомогою прив'язаного безпілотного літального апарата вертольотного типу – малогабаритного льотно-підйомного пристрою (МЛПП).

У результаті вирішування завдання динаміки власних і змушених коливань механічної системи трос-МЛПП біля вертикального положення [2] були отримані аналітичні вирази, що визначають геометрію троса залежно від параметрів елементів механічної системи. На основі отриманих аналітичних співвідношень було розроблено низку методик, що дозволяють визначити раціональні параметри елементів системи. Зокрема, у роботі [3] викладена інженерна розрахунково-графічна методика визначення мінімального потрібного значення надлишку тяги МЛПП ΔP і максимально допустимого значення коефіцієнта аеродинамічної сили його лобового опору $(c_x S_M)_{\text{МЛПП}}$ для заданих параметрів троса та відомих умов функціонування системи. Раціональні

значення параметрів МЛПП визначались із умови неперевикнення куту нахилу троса γ_n у нижній точці його кріплення максимально допустимого значення при дії розрахункового вітрового навантаження.

У рівноважному положенні (при дії стаціонарного вітрового навантаження) статична складова кута нахилу троса до вертикалі в нижній точці його кріплення визначається з виразу [3]

$$\sin \gamma_n = v_0 c_0 \frac{m_0}{1 - m_0}, \quad (1)$$

де $v_0 = \frac{Q_n}{G_n}$ – питома вітрово навантаження, що діє на трос;

Q_n – вітрово навантаження троса;

G_n – вага троса;

$c_0 = \frac{Q_{\text{МЛПП}}}{Q_n}$ – коефіцієнт відносності вітрових навантажень, що діють на МЛПП – $Q_{\text{МЛПП}}$ і трос;

$m_0 = \frac{G_n}{\Delta P}$ – коефіцієнт навантаженості троса.

З умови $\gamma_n \leq 30^\circ$ для значень коефіцієнтів $v_0 = 2,02$, $c_0 = 0,1$, $m_0 = 0,185$ були отримані [3] оціночні значення $(c_x S_M)_{\text{МЛПП}} \leq 0,33$, $\Delta P \geq 3364 \text{ Н}$ для $G_n \leq 622 \text{ Н}$, що забезпечують утримання троса в заданому положенні.

Попередній аналіз основних льотно-технічних характеристик раніше створених безпілотних літальних апаратів вертольотного типу [4] показує, що жоден з них не в змозі забезпечити необхідного надлишку тяги МЛПП. Більше того, збільшення тяги несучих гвинтів МЛПП у процесі утримання троса біля вертикалі обмежено зверху [5] та не може бути застосовано як спосіб компенсації відхилення троса [6] від вертикалі більше допустимого.

Саме ці обставини зумовили необхідність проведення аналізу характеру та ступеня впливу параметрів елементів механічної системи трос-МЛПП на здатність МЛПП забезпечити утримання троса в заданому положенні при фіксованому значенні надлишку тяги МЛПП.

Як опорний варіант [7] обрана довговисувна тросо-

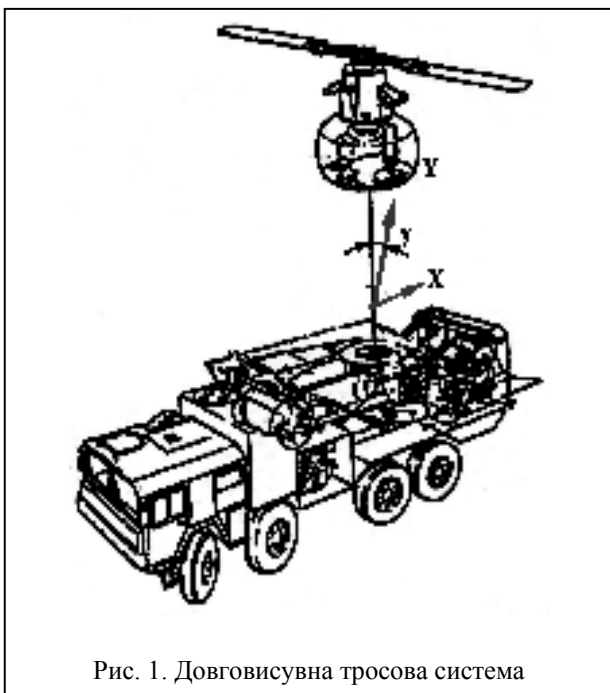


Рис. 1. Довговисувна тросова система

ва система з параметрами, визначеними в роботі [3].

Вираз (1), що визначає кут нахилу троса до вертикалі в нижній точці його кріплення γ_n , отримано в критеріальному вигляді. Попередній аналіз коефіцієнтів v_0 , c_0 , m_0 при фіксованих значеннях надлишку тяги ΔP і довжини троса L визначає як проектні такі параметри:

d_n – діаметр троса;

ρ_n – узагальнена питома вага матеріалів, з яких виготовлено трос;

c_{xn} – коефіцієнт аеродинамічної сили лобового опору троса.

При проведенні чисельних розрахунків використовувались не абсолютні, а відносні значення означених параметрів. Кінцева мета проведення проектного аналізу – визначення їх впливу на бажане зменшення значення $\sin \gamma_n$ (1).

Аналіз впливу параметрів троса на зміну кута нахилу троса до вертикалі проводився через коефіцієнти зміни відповідного параметра, а саме:

$$k_\gamma = \frac{\gamma'}{\gamma_n},$$

де γ' – обчислене значення кута нахилу троса можливого варіанта системи;

γ_n – значення кута нахилу троса опорного варіанта системи;

$$k_d = \frac{d_n}{d'},$$

де d_n – діаметр троса опорного варіанта системи;

d' – діаметр троса можливого варіанта системи;

$$k_\rho = \frac{\rho_n}{\rho'},$$

де ρ_n – питома вага матеріалу троса опорного варіанта системи;

ρ' – питома вага матеріалу троса можливого варіанта системи;

$$k_{cx} = \frac{c_{xn}}{c'_{xn}},$$

де c_{xn} – коефіцієнт сили лобового опору троса опорного варіанта системи;

c'_{xn} – коефіцієнт сили лобового опору троса можливого варіанта системи.

Безрозмірні коефіцієнти (1) набувають вигляду

$$v_0 = \frac{4c_{xn}d_nq_v}{\pi g \rho_n d_n^2}, \quad (2)$$

де q_v – швидкісний напір повітря;

$$c_0 = \frac{(c_x S_m)_{\text{ЛПП}}}{c_{xn} d_n L}, \quad (3)$$

де L – довжина троса.

Якісний аналіз впливу зменшення діаметра троса на кут його нахилу γ_n дозволяє припустити таке.

При збереженні незмінності питомої ваги матеріалу троса ($\rho_n = \text{const}$) питома вітрова навантаження троса v_0 зростатиме (2), коефіцієнт відносності вітрових навантажень c_0 (3) теж зростатиме, а вага троса G_n і, відповідно, коефіцієнт навантаженості троса m_0 будуть зменшуватись.

Результати відповідних розрахунків наведені в табл. 1.

За отриманими розрахунковими даними було побудовано графік залежності коефіцієнта відносності k_γ від коефіцієнта зміни діаметра троса k_d (рис. 2).

Припустимо, що при зменшенні діаметра троса питома вага матеріалу троса не залишається незмінною, а збільшується. Збільшення питомої ваги матеріалу троса здійснюється таким чином, що вага троса залишається незмінною. При такій умові зменшення діаметра троса питома вітрова навантаження троса v_0 (2) зменшуватиметься, коефіцієнт відносності вітрових навантажень c_0 (3) зростатиме, а коефіцієнт навантаженості троса m_0 залишатиметься незмінним ($m_0 = \text{const}$). У табл. 2 наведені результати відповідних розрахунків.

За отриманими результатами розрахунків побудовано графік залежності коефіцієнта відносності k_γ від коефіцієнта зміни діаметра троса k_d (рис. 3).

Таблиця 1

Значення коефіцієнта $k_\gamma = f(k_d)$ при $\rho_n = \text{const}$

k_d	1,0	1,25	1,5	1,75	2,0	2,5	3,0	4,0	5,0
v_0	2,02	2,525	3,03	3,535	4,04	5,05	6,06	8,08	10,1
c_0	0,1	0,125	0,15	0,175	0,2	0,25	0,3	0,4	0,5
m_0	0,1850	0,1184	0,0822	0,0604	0,0463	0,0296	0,0206	0,0116	0,0074
\bar{m}	0,2270	0,1343	0,0896	0,0643	0,0485	0,0305	0,0210	0,0117	0,0075
$\sin \gamma_n$	0,5040	0,3815	0,3121	0,2670	0,2351	0,1925	0,1654	0,1323	0,1129
$\gamma_n (^{\circ})$	30,30	22,42	18,20	15,47	13,60	11,10	9,52	7,60	6,48
k_γ	1,0	0,74	0,60	0,51	0,45	0,37	0,31	0,25	0,21

Значення коефіцієнта $\kappa_\gamma = f(\kappa_d)$ при $m_0 = \text{const}$

κ_d	1,0	1,25	1,5	1,75	2,0	2,5	3,0	4,0	5,0
v_0	2,02	1,616	1,347	1,154	1,010	0,808	0,673	0,505	0,404
c_0	0,10	0,125	0,15	0,175	0,20	0,25	0,30	0,40	0,50
$\sin \gamma_H$	0,504	0,4127	0,3516	0,3079	0,2751	0,2293	0,1987	0,1605	0,1376
$\gamma_H (^{\circ})$	30,30	24,38	20,59	17,94	15,97	13,26	11,46	9,23	7,91
κ_γ	1,0	0,8045	0,6795	0,5919	0,5271	0,4376	0,3782	0,3048	0,2611

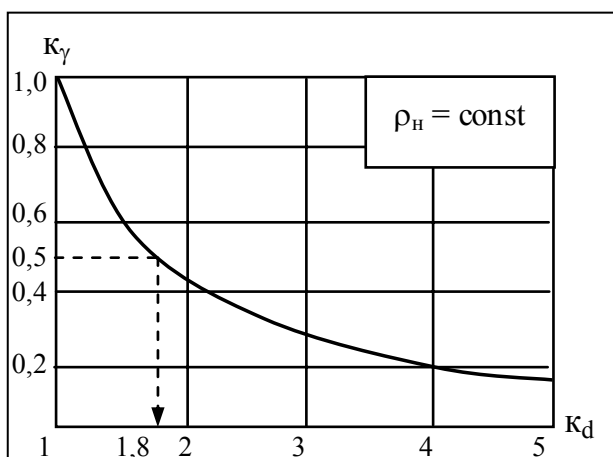


Рис. 2. Залежність коефіцієнта відносності κ_γ від коефіцієнта зміни діаметра тросу κ_d

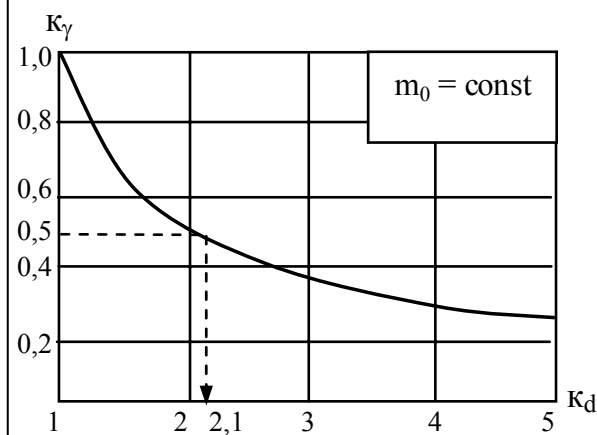


Рис. 3. Залежність коефіцієнта відносності κ_γ від коефіцієнта κ_d

Попередній аналіз графіків залежностей (рис. 2, 3) дозволяє зробити такі висновки:

зменшення кута нахилу тросу за рахунок зменшення діаметра тросу при незмінному значенні питомої ваги матеріалу тросу є переважним, оскільки потребує приблизно на 30 % меншого зменшення, ніж за рахунок зменшення діаметра тросу при незмінній вазі тросу;

зменшення діаметра тросу більше ніж в 3 – 4 рази недоцільно, оскільки це приводить до зменшення кута нахилу тросу не більше ніж на 5...10 %;

зменшення діаметра тросу більше ніж в 2 рази не завжди вважається можливим, оскільки викликає зміну функціональних властивостей самого тросу та супроводжується певними технологічними труднощами.

Якісний аналіз впливу зменшення питомої ваги матеріалу тросу на кут його нахилу γ_H дозволяє припустити наступне.

При збереженні незмінними геометричних (d_H) та аеродинамічних характеристик тросу (c_{xH}) та МЛПП (c_{xSM})_{ЛПП} питоме вітрове навантаження тросу v_0 (2) збільшуватиметься, вага тросу G_H і, як наслідок, коефіцієнт навантаженості тросу m_0 зменшуватимуться. Результати відповідних розрахунків зведені в табл. 3.

Загальний вигляд виразу (2) для питомого вітрового навантаження v_0 дозволяє припустити, що збільшення питомої ваги тросу ρ_H призведе до зменшення коефіцієнта v_0 і, відповідно до (1), до зменшення кута нахилу тросу $\sin \gamma_H$. У той же час збільшення питомої ваги тросу ρ_H при незмінності його геометричних характеристик викликатиме збіль-

Значення коефіцієнта $\kappa_\gamma = f(\kappa_\rho)$

κ_ρ	1,0	1,25	1,5	1,75	2,0	2,5	3,0	4,0	5,0
v_0	2,02	2,525	3,03	3,535	4,04	5,05	6,06	8,08	10,10
m_0	0,1850	0,1480	0,1233	0,1057	0,0925	0,0740	0,0617	0,0463	0,0370
\bar{m}	0,2270	0,1737	0,1406	0,1182	0,1019	0,0799	0,0657	0,0485	0,0380
$\sin \gamma_H$	0,5040	0,4825	0,4688	0,4596	0,4530	0,4440	0,4380	0,4310	0,4268
$\gamma_H (^{\circ})$	30,30	28,83	27,96	27,37	26,94	26,34	25,98	25,54	25,28
κ_γ	1,0	0,9516	0,9227	0,9035	0,8891	0,8693	0,8574	0,8429	0,8343

шення ваги троса G_H і, як наслідок, підвищення коефіцієнта навантаженості троса m_0 . Це потребувало проведення додаткових обчислень, результати яких наведені в табл. 4.

Таблиця 4

Значення коефіцієнта $\kappa_\gamma = f(\kappa_\rho^{-1})$

κ_ρ^{-1}	1,0	1,25	1,5	1,75	2,0
v_0	2,02	1,616	1,3467	1,1543	1,01
m_0	0,1850	0,2313	0,2775	0,3238	0,3700
\bar{m}	0,2270	0,3008	0,3841	0,4787	0,5873
$\sin \gamma_H$	0,5040	0,5347	0,5690	0,6079	0,6525
$\gamma_H (^{\circ})$	30,30	32,30	34,72	37,44	40,72
κ_γ	1,0	1,0660	1,1459	1,2356	1,3439

За отриманими результатами розрахунків були побудовані відповідні графічні залежності (рис. 4).

Попередній аналіз графіків (рис. 4) дозволяє зробити певні висновки:

збільшення питомої ваги матеріалу троса з незмінними геометричними та аеродинамічними ха-

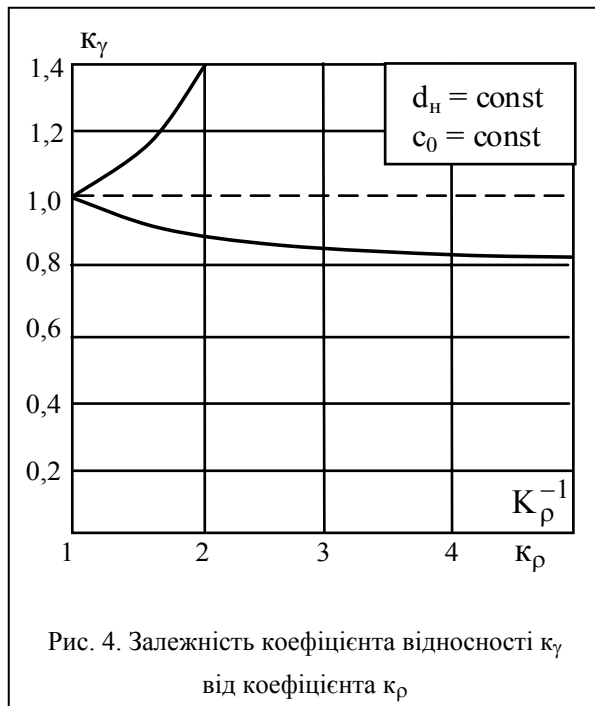


Рис. 4. Залежність коефіцієнта відносності κ_γ від коефіцієнта κ_ρ

рактеристиками не зменшує кута нахилу троса γ_H в нижній точці його кріплення (при збільшенні питомої ваги матеріалу троса з незмінними геометричними та аеродинамічними характеристиками відбувається таке підвищення значень коефіцієнта навантаженості троса m_0 , що не компенсується зменшенням питомого вітрового навантаження v_0);

зменшення питомої ваги матеріалу троса на 100 % приводить до зменшення кута нахилу троса γ_H лише на 11 % (а в подальшому і ще менше) і в першому наближенні є недоцільним як спосіб зменшення кута нахилу троса в нижній точці його кріплення.

Однак слід зазначити, що досягнення сучасного матеріалознавства дозволяють не відкидати зменшення питомої ваги матеріалу троса як один із шляхів оптимізації його параметрів. Так, наприклад, в орбітальних тросових системах застосовується трос, який при довжині один кілометр має масу один кілограм. Зменшення питомої ваги матеріалу троса на два порядки [3] дозволяє зменшити кут нахилу троса майже в два рази. При цьому питання відповідності функціональних властивостей таких тросів потрібним вимагає проведення окремих досліджень у кожному конкретному випадку.

Якісний аналіз впливу зменшення коефіцієнта сили лобового опору троса c_{xH} на величину кута нахилу троса γ_H виявляє наступне.

Оскільки зменшення коефіцієнта аеродинамічної сили лобового опору c_{xH} не змінює геометричних (d_H) та масових (ρ_H) характеристик троса, його загальна вага залишається незмінною і, відповідно, $m_0 = \text{const}$. У той же час прямо пропорційно c_{xH} зменшується питоме вітрове навантаження троса v_0 (2) і, відповідно, збільшується коефіцієнт відносності вітрових навантажень c_0 (3). Для отримання числових даних були проведені відповідні розрахунки, результати яких наведені в табл. 5.

За отриманими даними (табл. 5) було побудовано графік відповідної залежності, зображений на рис. 5.

Попередній аналіз побудованого графіка дозволяє дійти таких висновків:

зменшення кута нахилу троса γ_H за рахунок зменшення коефіцієнта сили лобового опору троса є до-

Таблиця 5

Значення коефіцієнта $\kappa_\gamma = f(\kappa_{cx})$

κ_{cx}	1,0	1,25	1,5	1,75	2,0	2,5	3,0	4,0	5,0
v_0	2,02	1,616	1,347	1,154	1,010	0,808	0,673	0,505	0,404
c_0	0,10	0,125	0,15	0,175	0,20	0,25	0,30	0,40	0,50
$\sin \gamma_H$	0,504	0,4127	0,3516	0,3079	0,2751	0,2293	0,1987	0,1605	0,1376
$\gamma_H (^{\circ})$	30,30	24,38	20,59	17,94	15,97	13,26	11,46	9,23	7,91
κ_γ	1,0	0,8045	0,6795	0,5919	0,5271	0,4376	0,3782	0,3048	0,2611

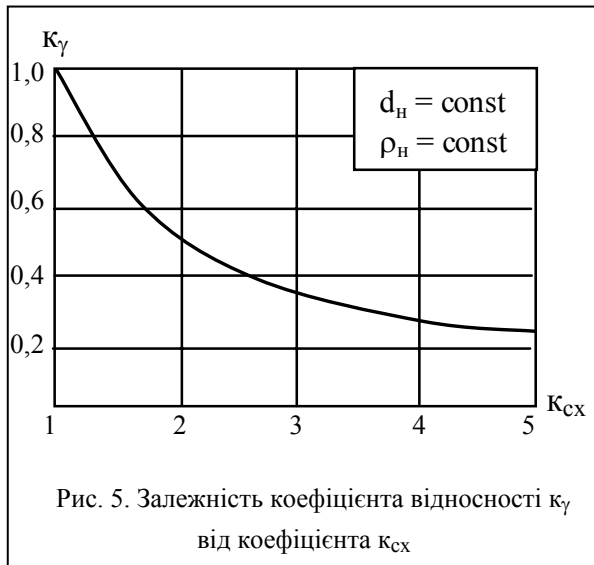


Рис. 5. Залежність коефіцієнта відносності κ_{γ} від коефіцієнта $\kappa_{сх}$

цільним, оскільки зменшення $c_{хн}$ в 3 – 4 рази зменшує кут нахилу троса в нижній точці його кріплення γ_n до 30 % від його вихідного значення;

подальше зменшення коефіцієнта сили лобового опору троса $c_{хн}$ (у 4 – 5 разів і більше) не є доцільним, оскільки викликає зменшення кута нахилу троса γ_n лише на 5...10 %.

Стосовно реалізованості такого способу зменшення кута нахилу троса слід зазначити, що є можливим зменшення $c_{хн}$ майже в 10 разів [8]. Однак це викликатиме певні технологічні та конструкторські труднощі при реалізації складу такого троса, що не завжди є виправданим.

Висновки

Таким чином, у роботі проведено параметричний аналіз впливу проектних параметрів троса на величину кута нахилу його рівноважного положення до вертикалі в нижній точці кріплення при незмінних масово-енергетичних і аеродинамічних характеристиках МЛПП.

Проведений аналіз виявив таке:

1. Зменшення кута нахилу троса γ_n доцільно проводити за рахунок зменшення діаметра троса або коефіцієнта сили його лобового опору. Зміна кута нахилу троса γ_n та зміна коефіцієнтів κ_d і $\kappa_{сх}$, при цьому будуть величинами одного порядку.

2. Зменшення кута нахилу троса γ_n за рахунок зменшення його питомої ваги є недоцільним. Зміна кута нахилу троса γ_n є величиною в 3 – 4 рази меншою, ніж зміна коефіцієнта κ_p .

3. Найбільш доцільним як спосіб зменшення γ_n є одночасне зменшення діаметра троса та коефіцієнта сили його лобового опору. Зміна ρ_n на величину одного порядку з d_n і $c_{хн}$ при цьому на зміну γ_n суттєво не впливає. Так, наприклад, при одночасних $\kappa_d = \kappa_{сх} = \kappa_p = 2$ значення $\kappa_{\gamma} = 0,254$. Водночас при $\kappa_d = \kappa_{сх} = 2$, а $\kappa_p = 1$ ($\rho_n = \text{const}$) значення $\kappa_{\gamma} = 0,261$ (тобто різниця кутів нахилу між двома випадками складає всього 1 %).

4. Раціональним вважається зменшення d_n і $c_{хн}$ в 2 – 3 рази, оскільки це викликає значне зменшення γ_n з меншими конструкторськими та технологічними труднощами без суттєвого впливу на функціональні властивості троса. Зменшення означених параметрів в 3 – 4 рази і більше не завжди можливо, оскільки супроводжується значними конструкторськими та технологічними труднощами, може суттєво впливати на функціональні можливості троса як елемента механічної системи трос-МЛПП та потребує проведення додаткових досліджень.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Маркін О.М., Турченко В.Я. Обґрунтування можливого утворення довговисувних тросових систем // Ракетно-космічна техніка: Зб. наук. пр. –Х.: ХВУ. – 1999. – Вип. 1. – С. 152 – 154.
2. Маркин А.Н., Полтавец А.В. Об одном способе аналитического решения краевых задач теории колебаний систем с непрерывно-дискретными параметрами // Радиоэлектроника и информатика. – 1998. – № 2. – С. 8 – 11.
3. Маркин А.Н., Турченко В.Я. Методика определения рациональных параметров механических систем специального назначения // Системы обработки информации: Зб. наук. пр. – Х.: НАНУ, ХВУ. – 1998. – С. 59 – 64.
4. Дуда В., Тарарин В. Беспилотные разведывательные аппараты // Зарубежное военное обозрение. – 1987. – № 9. – С. 21 – 24.
5. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Родина А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. – М.: Машиностроение, 1976. – 368 с.
6. Акимов А.И., Берестов Л.М., Михеев Р.А. Летные испытания вертолетов / Под ред. С.Б. Брена. – М.: Машиностроение, 1980. – 399 с.
7. Ильичев А.В. Эффективность проектируемой техники: Основы анализа. – М.: Машиностроение, 1991. – 336 с.
8. Горлин С.М. Экспериментальная аэромеханика. – М.: Высшая школа, 1970. – 424 с.

Надійшла 14.12.2005

Рецензент: канд. техн. наук професор О.М. Сотніков, Харківський університет Повітряних Сил.