

УДК. 632. 982. 4

М.Матійчик, канд. техн. наук.

Тернопільський державний педагогічний університет імені Володимира Гнатюка

І.Матійчик

Тернопільська академія народного господарства

ВПЛИВ ДИНАМІКИ РУХУ АВІАЗАСОБІВ НА ЕФЕКТИВНІСТЬ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ЗАХИСТУ РОСЛИН

Розглянуто особливості динаміки руху авіазасобів різних класів при проведенні технологічних процесів захисту рослин. На основі статистичних та розрахункових даних показано ефективність застосування нових авіазасобів - малогабаритних радіокерованих літаків. Розроблено теоретичні основи міжгалсового переходу - зривного повороту через крило.

Умовні позначення

<i>УМО</i>	– ультрамалооб'ємне обприскування;
<i>УЛЛ</i>	– ультралегкі літаки;
<i>МРЛ</i>	– малогабаритний радіокерований літак;
<i>МДП</i>	– мотодельтаплан;
<i>H</i>	– висота польоту;
<i>n_y</i>	– перевантаження, що діє на авіазасіб;
<i>V</i>	– швидкість авіазасобу на маневрі;

Y	– підйомна сила;
G	– вага;
R	– радіус;
C_y	– коефіцієнт підйомної сили;
S	– площа крила;
ρ	– густина повітря;
P	– сила тяги;
X	– сила лобового опору;
Sm	– площа міделевого перерізу;
K	– аеродинамічна якість;
J_x	– прискорення;
Θ	– кут підйому авіазасобу;
W	– кінетична енергія;
A	– робота;
$F_{\text{вц}}$	– відцентрова сила;
Y_{ϕ}	– підйомна сила бокової поверхні фюзеляжу.

Технології захисту сільськогосподарських рослин від шкідників і хвороб удосконалюються різними шляхами, одним з яких є зниження норм внесення захисних біо- та хімпрепаратів до рівня менше ніж 5 кг/га. Цей напрям дістав назву УМО і вже поширюється у нас в країні і за кордоном. Це зумовлює появу нових та адаптацію наявних енергозасобів та пристроїв внесення захисних речовин до цих змін, адже норми внесення зменшуються щонайменше у 3...5 разів, а отже, зменшується їх вплив на довкілля. Вказані зміни привели до появи новітніх енергозасобів, зокрема швидкісних наземних (легкі автомобілі з колісною формулою 4x4, мотозасоби) та легких авіаційних – УЛЛ та МДП з корисним навантаженням 30...150 кг. За даними французьких дослідників, у кінці 90-х років у Франції за допомогою 2000 УЛЛ щорічно оброблялося 100 тис. га рапсу, 300 тис. га кукурудзи, 150 тис. га зернових, 150 тис. га інших культур. Все це свідчить про перспективність застосування полегшених енергозасобів, зокрема авіаційних, у технологічних процесах захисту рослин[1].

Останні десятиліття характерні у цьому напрямку тим, що ряд розробників і дослідників спробували застосувати як енергозасоби МРЛ - малогабаритні радіокеровані літаки [2,3]. Для них характерна менша витрата палива, підвищені відносно УЛЛ та МДП швидкості руху (30...40 м/с), зменшений бортовий запас активної речовини (власне препарату), відсутність людини на борту тощо. Продуктивність обробки за цих умов залишається на рівні УЛЛ та МДП (50...60 га/год) або зростає на 10...12%.

Очевидно, що ґрунтове вивчення динаміки МРЛ як рухомого об'єкта і встановлення її впливу на параметри МРЛ та самого процесу є необхідним і дозволить ближче підійти до розробки теоретичних основ застосування цих енергоносіїв на захисті рослин. Типовий технологічний процес захисту рослин за допомогою авіазасобів складається з ряду елементів:

- а) паралельних проходів (галсів) на висоті 3...5м;
- б) міжгалсових переходів;
- в) входів і виходів на зустрічний галс.

З метою обґрунтування енергетичної ефективності застосування МРЛ порівняємо схему його руху з схемою руху типового представника “великої” сільгоспавіації, літака АН-2, під час виконання вказаних елементів (рис.1). При інших рівних параметрах - траєкторія руху на паралельних галсах та робоча висота польоту над полем H_{p1} та H_{p2} - динаміка виконання міжгалсових переходів суттєво відрізняється і може забезпечити значну енерговигоду МРЛ порівняно з АН-2. Покажемо це на прикладі. Відомо, що траєкторія виконання переходу, а власне його вид (віраж, глибокий віраж, ”імельман” тощо) залежить від значення допустимих перевантажень n_y , які витримує конструкція літального апарата та його пілот,

швидкості V на маневрі [4]. Згідно з рисунком АН-2 виконує міжгалсовий перехід типу “бойовий розворот”, тобто розворот на 180° з одночасним набором висоти до H_{p2} та з наступним зниженням до H_{p1} . Нехтуючи набором висоти, визначимо умови маневру [6].

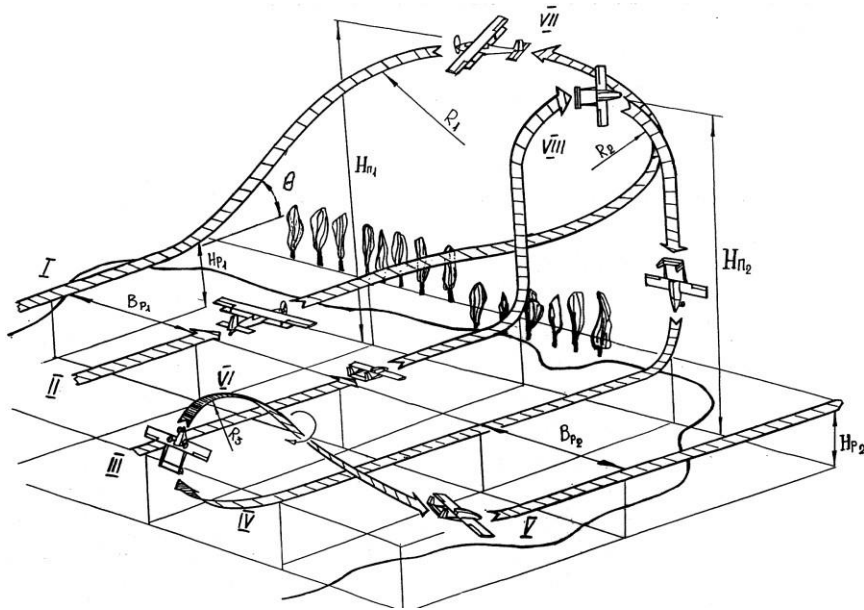


Рис.1. Схема руху авіазасобів у технологічному процесі захисту рослин.

I-V - паралельні проходи (галси); VI - міжгалсовий перехід “імельман”; VII - міжгалсовий перехід “бойовий розворот”; VIII - міжгалсовий перехід “зривний поворот через крило”; H_{p1} , H_{p2} - робоча висота відповідно для АН-2 та МРЛ; H_{n1} , H_{n2} - висота міжгалсового переходу відповідно для АН-2 та МРЛ; B_{p1} , B_{p2} - робоча ширина захвату для АН-2 та МРЛ; R_1 , R_2 , R_3 - радіуси міжгалсових переходів; θ - кут підйому авіазасобу.

Перевантаження n_y дорівнює [4]

$$n_y = \frac{Y}{G}, \quad (1)$$

де Y - підйомна сила; G - вага авіазасобу. Швидкість, з якою виконується віраж, знаходимо з формули [6]:

$$V = V_{Г.П.} \sqrt{n_y}, \quad (2)$$

де $V_{Г.П.}$ - швидкість горизонтального польоту. Радіус віража на цій швидкості дорівнюватиме [6]:

$$R_{ВІР.} = \frac{V_m^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}}, \quad (3)$$

Позначимо за n_{y1} перевантаження для АН-2, яке встановимо на значенні 2,0. Згідно з попередніми висновками для МРЛ оберемо n_{y2} , що дорівнює 11,0. Це значення високе, але ми свідомо його задає, оскільки на борту останнього авіазасобу людина відсутня. Швидкості $V_{Г.П.}$ для АН-2 та для МРЛ встановимо 40 м/с. Знайдемо значення $R_{вир.}$ для обидвох авіазасобів і визначимо їх шлях Z під час виконання маневру. Дані для зручності занесемо у таблицю:

Параметр	n_y	$V_{Г.П.}$ (м.с)	$V_{П.}$ (м.с)	$R_{вир.}$ (м)	Z (м)
Авіазасіб					
АН-2	2,0	40	56,6	189	593
МРЛ	11,0	40	132,6	164	514

Як видно з розрахунків, різниця шляхів Z для обидвох варіантів становить майже 80 м, що при виконанні, наприклад, десятих міжгалсових віражів становитиме приблизно 800 м. Очевидно, що це є пряма економія палива і підвищення коефіцієнту використання робочого часу. Спираючись на факт відсутності людини на борту та особливості конструкції, допустимі перевантаження на МРЛ можна доводити до 11,0, тобто досягнути значної енергетичної вигоди на захисті рослин. Однак є інші види міжгалсових переходів, досяжні для

МРЛ внаслідок високого n_y , здатні ще більше економити паливо та зменшити затрати часу. Так, наприклад, на рис.1 приведені схеми переходів типу "імельман" та зривний поворот через крило. Розглянемо динаміку руху МРЛ на останньому маневрі (рис.2).

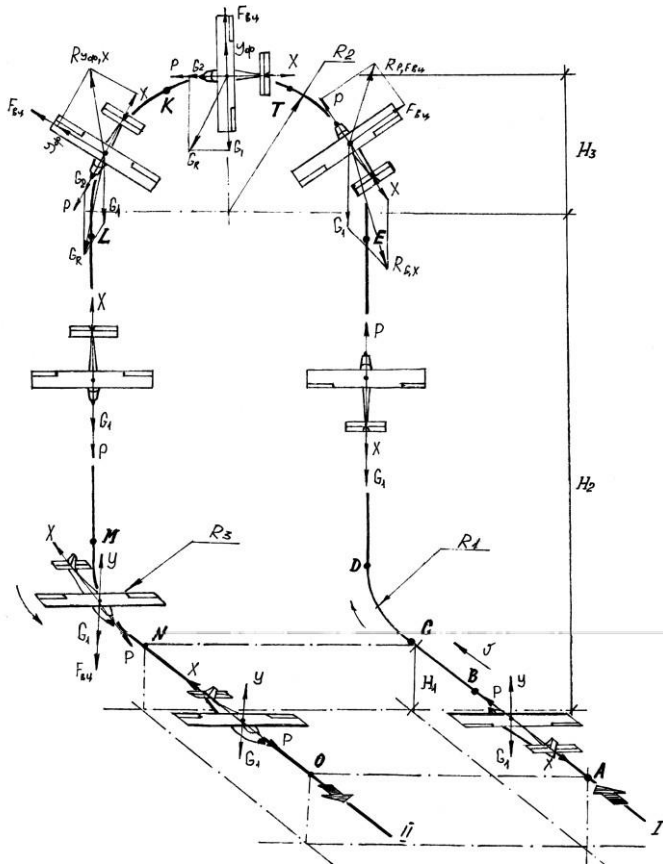


Рис.2. Схема виконання МРЛ міжгалсового переходу типу "зривний поворот через крило".

I-II - проходи; АВ, NO - горизонтальний політ; ВС - розгін; CD - 1/4 петлі; DE - вертикальний підйом; ET - початкова фаза зривного повороту; ТК - середня фаза зривного повороту; KL-заклучна фаза зривного повороту; LM - вертикальне пікірування; MN - вихід з пікірування; NO - вихід на зустрічний галс; R_1, R_3 -радіуси входу і виходу; R_2 - радіус зривного повороту.

Відомо, що горизонтальний політ МРЛ на ділянці АВ характеризується певними умовами [6]. Прямолінійність руху, коли підйомна сила Y зрівноважує вагу G , забезпечується з співвідношення [7]:

$$Y = C_y \cdot S_k \frac{\rho \cdot V^2}{2}, \quad (4)$$

де Y - підйомна сила; G - вага МРЛ; C_y - коефіцієнт підйомної сили; S_k - площа крила; ρ - густина повітря; V - швидкість руху. Рівномірність руху забезпечується тим, що сила тяги двигуна зрівноважує силу лобового опору, так що $P=X$ (5). Сила лобового опору знаходиться з співвідношення [7]:

$$X = C_x \cdot S_m \frac{\rho V^2}{2}, \quad (6)$$

де C_x - коефіцієнт лобового опору; S_m - площа міделевого перерізу МРЛ. Якщо $P \neq X$, то горизонтальний політ нестабільний, тобто коли $P \leq X$ проходить гальмування, а при $P \geq X$ - розгін МРЛ. Для горизонтального польоту необхідна тяга двигуна дорівнює [4]:

$$P = \frac{G}{K}, \quad (7)$$

де K - аеродинамічна якість МРЛ. Виходячи з співвідношення (7) ми можемо сказати, що для збереження рівномірного руху з мінімальною швидкістю, необхідна тяга двигуна МРЛ складатиме для $G=490$ Н та $K=10$, біля 49 Н. За умови, що кожний кіловат потужності розвиває для рушія, повітряного гвинта, близько 30 Н сили тяги, неважко

встановити, що необхідна для цього потужність складе біля 1,7 кВт. Однак для робочої швидкості біля 30 м/с суттєвим є вплив сили аеродинамічного опору. Для цієї швидкості вона складе 432 Н, при $C_x=0,1$ та $S_m=0,8$ [7]. Відповідно, це вимагатиме двигуна з потужністю 14,4 кВт. Для виконання вертикального підйому МРЛ на ділянці ВС необхідно розігнати. Умову його руху з прискоренням можна записати так:

$$\frac{G}{g} \cdot J_x = P - X - G \cdot \sin\Theta, \quad (8)$$

де g - прискорення земного тяжіння, J_x - прискорення МРЛ при розгоні, Θ - кут між горизонталлю та дотичною до траєкторії руху МРЛ.

Виразимо $J_x = \frac{d^2x}{dt^2}$. Після нескладних перетворень отримаємо:

$$\frac{d^2x}{dt^2} + \frac{g}{G} X = (P - G \sin\Theta) \frac{g}{G} \quad (9)$$

У цьому диференціальному рівнянні другого порядку $\frac{d^2x}{dt^2}$ є прискоренням МРЛ при розгоні. Розв'язуючи його, отримаємо фундаментальну систему розв'язків:

$$x_1(t) = \cos \sqrt{\frac{g}{G}} t, \text{ та } x_2(t) = \sin \sqrt{\frac{g}{G}} t. \quad (10)$$

Тоді загальний розв'язок однорідного лінійного рівняння буде мати вигляд:

$$x_{3.0} = x(t) = C_1 \cos \sqrt{\frac{g}{G}} t + C_2 \sin \sqrt{\frac{g}{G}} t. \quad (11)$$

Загальний розв'язок лінійного неоднорідного рівняння знаходимо методом варіації сталих:

$$x_{3.n}(t) = C_1(t) \cos \sqrt{\frac{g}{G}} t + C_2(t) \sin \sqrt{\frac{g}{G}} t. \quad (12)$$

Для знаходження невідомих $C_1(t)$ та $C_2(t)$, розв'яжемо наступну систему рівнянь:

$$\begin{cases} C_1'(t) \cos \sqrt{\frac{g}{G}} t + C_2'(t) \sin \sqrt{\frac{g}{G}} t = 0 \\ C_1'(t) \left(-\sin \sqrt{\frac{g}{G}} t \right) + C_2'(t) \cos \sqrt{\frac{g}{G}} t = (P - G \cdot \sin\Theta) \sqrt{\frac{g}{G}} \end{cases}$$

Додавши відповідно ліву та праву частини рівнянь й виконавши деякі перетворення отримаємо:

$$x_{3.n}(t) = -(P - G \sin\Theta) \sqrt{\frac{g}{G}} t \cdot \cos \sqrt{\frac{g}{G}} t + (P - G \sin\Theta) \sqrt{\frac{g}{G}} t \cdot \sin \sqrt{\frac{g}{G}} t, \quad (14)$$

або,

$$x(t) = -(P - G \sin\Theta) \sqrt{\frac{g}{G}} t \cdot \left(-\sin \sqrt{\frac{g}{G}} t + \cos \sqrt{\frac{g}{G}} t \right) \quad (15)$$

Отже, розв'язком є рівняння виду:

$$x(t) = \sqrt{2} \cdot (G \cdot \sin\Theta - P) \sqrt{\frac{g}{G}} t \cdot \sin \left(\frac{\pi}{4} - \sqrt{\frac{g}{G}} t \right) \quad (16)$$

Аналізуючи останнє співвідношення можна прийти до висновку, що тягу двигуна P необхідно доводити до максимально можливої, оскільки отримати максимальне прискорення напередодні виконання вертикального підйому можна лише цим шляхом, бо вага G залишається незмінною, тим часом як сила опору X виростає пропорційно до V . З практичних міркувань вважатимемо, що на МРЛ встановлений двигун у 15 кВт, який розвиває силу тяги $P=450$ Н (0,45 кН). Розігнавши МРЛ на ділянці ВС, необхідно виконати елемент CD, який забезпечить його перехід у вертикальний підйом. Відомо, що радіус маневру можна знайти з формули:

$$R_1 = \frac{v^2}{g(n_y - \cos\theta)}, \quad (17)$$

де θ - кут підйому МРЛ.

Запишемо (17) у диференціальній формі відносно V :

$$R = \frac{\left(\frac{dx}{dt}\right)^2}{g(n_y - \cos\theta)}.$$

Тоді
$$\frac{dx}{dt} = \pm \sqrt{R_1 \cdot g(n_y - \cos\theta)}. \quad (18)$$

Виразивши $\sqrt{R_1 \cdot g(n_y - \cos\theta)}$ як K , отримаємо:

$$\frac{dx_1}{dt} = K \quad \text{та} \quad \frac{dx_2}{dt} = -K.$$

Проінтегрувавши останні співвідношення, отримаємо:

$$x_1 = Kt \quad \text{та} \quad x_2 = -Kt.$$

Відповідно, швидкість МРЛ у кінці маневру на ділянці CD залежатиме від R_1 та n_y при умові, що кут $\theta = 90^\circ$. Практично, врахувавши дію сили опору X на МРЛ та підставивши попередні дані, отримаємо $v_{\text{кінц. CD}} \approx 20$ м/с при $R_1 = 10$ м та $n_y = 11,0$.

Вертикальний підйом на ділянці DE МРЛ виконує з подоланням сил G та X . У кінці ділянки CD МРЛ володітиме певним запасом кінетичної енергії:

$$W_0 = \frac{G \cdot v_{\text{кінц. CD}}^2}{2}. \quad (19)$$

Для підняття МРЛ на висоту H_2 необхідно виконати роботу на подолання інерційних та аеродинамічних сил, тобто

$$A = G + X(H_2 - H_1), \quad (20)$$

де H_1 та H_2 – відповідно початкова і кінцева висоти МРЛ на маневрі.

Запас кінетичної енергії σW у кінці підйому можна знайти із співвідношення:

$$\sigma W = W_0 - A = W_0(G + X(H_2 - H_1)). \quad (21)$$

Обчисливши за допомогою (19) та (20) W_0 та A , відповідно отримаємо приблизно 98 кН·м та 30 кН·м. Тоді запас кінетичної енергії за умови, що $H_2 - H_1 = 20$ м, дорівнюватиме приблизно 68 кН·м. За допомогою (19) знайдемо значення швидкості для кінця ділянки DE, що дорівнюватиме 16,4 м/с. Отримане значення швидкості виявляє, що кінетична енергія W_0 , отримана МРЛ на ділянці розгону, дозволяє йому без застосування сили тяги мати запас по швидкості у кінці підйоми достатній, щоб підніматись за інерцією ще на певну висоту або виконати наступний елемент

міжгалсового переходу – власне зривний поворот через крило. На практиці це означатиме, що у точці D можна повністю зняти силу тяги P , тобто знизити оберти двигуна до мінімальних. Таким чином, динамічні властивості МРЛ дозволяють різко знижувати витрати палива при технологічному процесі захисту рослин.

Ділянки ET , TK та KL представляє рухом МРЛ по колу радіусом R_2 , або по еліпсу з великою піввіссю такого ж значення. Рух відбувається під дією центральної сили $F_{вц.}$, сил Y_ϕ , X та запасу кінетичної енергії σW . Природа появи підйомної аеродинамічної сили бокової поверхні фюзеляжу Y_ϕ , аналогічна природі сили Y (співвідношення 4 та 5). Оскільки сили $F_{вц.}$, Y , X та кінетична енергія W залежать від швидкості, то для верхньої точки зривного повороту характерним буде стан практичної зупинки МРЛ, тобто його зависання. З точки зору механіки, його можна назвати станом нестійкої рівноваги. Справді, у певний момент часу між аеродинамічними та інерційними силами з'являється стан, який можна записати співвідношенням:

$$F_{вц.} + Y_\phi \leq G. \quad (21)$$

При умові, що $W=0$ та $X=0$, складові G_1 та G_2 розвивають рівнодійну G_{Rr} , яка перекидає МРЛ навколо центра мас, і він опиняється у положенні, коли його ніс спрямований вниз. Слід зауважити, що початок маневру відбувається через відхилення стерна напрямку. Тому інтенсивність перекидання (кутова швидкість обертання) збільшуватиметься або зменшуватиметься залежно від кута і часу відхилення стерна біля верхньої точки повороту. Дальший рух МРЛ є завершенням колового руху у точці L та його переходом у вертикальне падіння (пікірування). Швидкість МРЛ зростатиме в міру того, як наблизатиметься до вертикалі його поздовжня вісь. Гальмування виконує рівнодійна $R_{Y_\phi, X}$, а розгін – рівнодійна G_R .

Підійшовши до задачі з позиції вертикальної швидкості МРЛ покажемо, що у кінці ділянки вертикального падіння (т. М) швидкість буде достатньою для впевненого виходу на горизонталь:

$$V_m = \sqrt{\frac{2(P + G \cdot \cos\theta)}{C_x \cdot \rho \cdot S_m}}, \quad (22)$$

де V_m - швидкість МРЛ у т.М; θ - кут пікірування; S_m - площа міделевого перерізу МРЛ. За умови, що $C_x=0,1$, $S_m=0,8$ м² та $P=0$, це буде швидкість приблизно приблизно 32 м/с. Підставимо значення швидкості у співвідношення (5). Прийнявши, що $S_k=1,5$ м², а $C_y=1,0$, при стандартному значенні густини повітря для висоти 0 м отримаємо, що на крилі МРЛ виникатиме підйомна сила приблизно 920 Н. Це означає, що у момент виходу МРЛ на галс (ділянки MN та NO), він володітиме таким запасом швидкості руху, яка дозволить йому розвивати підйомну силу майже у 2 рази більшу за необхідну для горизонтального польоту.

Висновки

Використання міжгалсового переходу типу “зривний поворот через крило” для МРЛ як енергозасобу у технологічних процесах захисту рослин дозволить:

- повніше використати переваги динаміки МРЛ, основою яких є різке збільшення перевантаження n_y внаслідок відсутності людини на борту;
- міжгалсовий перехід типу “зривний поворот через крило” в енергетичному відношенні є значно ефективнішим за інші типи переходів і дозволяє зменшити витрати палива при застосуванні МРЛ на захисті рослин.

The usage of interhals transitions of “break loose turn over the wing” type for MRA as power means in technological processes of plant protection will allow:

- to make complete use of the advantages of MRA s dynamics the base of which is the instant increase of n_y overload because there is no man on board;
- to reduce the use of fuel when taking advantage of MRA at plant protection because it is more effective in power relation than other types of transitions.

Література

1. Матійчик М.П. Обґрунтування параметрів пристрою і технології механізованого розселення трихограми.-Автореф. Дис... канд. техн. наук.- Київ, 1994. 18с.
2. Матійчик М.П., Боголюбов В.М. Ретроспективи та сучасні проблеми застосування малогабаритних радіокерованих літальних апаратів (МРЛ) з господарською метою.- Київ: Наукові записки НаУКМА, 1999. Т9.-С371-377.
4. Журнал "Защита растений".- №2, 1982; №12, 1986; №2, 1989.
5. Лавский В.М. Авиационный справочник. М.: Воениздат, 1964.-С43-55.
6. Александров И.В., Яшкин А.Я. Курс общей физики. – М.:Просвещение, 1978.-С131-149.
7. Деньгуб В.М., Смирнов В.Г. Единицы величины. – М.:Издательство стандартов, 1990.
8. Мурза И.С. и др. Справочник авиационного техника.- М.:Воениздат, 1961.-С275-290.
9. Степанов В.В. Курс дифференціальних рівнянь.- К.:Радянська школа, 1963.
10. Hermanek K. Soika – bezpilotni pryzkumnu komplet// НРМ, №5, 1995. S. 2-7.

Одержано 06.03.01 р.