

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ “ЛЬОТЧИК – ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ З СИСТЕМОЮ БЕЗПОСЕРЕДНЬОГО КЕРУВАННЯ БОКОВИМИ СИЛАМИ” ПРИ ПРИЦІЛЮВАННІ ПО НАЗЕМНИХ ЦІЛЯХ

к.т.н. О.А. Корочкин, П.П. Рудаков
(подав д.т.н., проф. О.І. Риженко)

Пропонується математична модель “льотчик – літальний апарат з системою безпосереднього керування боковими силами (БКБС)” при прицілюванні по наземних цілях. Ця модель враховує як дії льотчика при керуванні літаком, так і маневрені можливості літального апарата, що обладнаний системою БКБС. Модель, що запропонована, дозволить більш точно моделювати рух літака при атаці наземної цілі.

Постановка проблеми. Досвід бойових дій, військових навчань, а також наукове прогнозування сучасних війн та конфліктів вказує на неухильне зростання ролі ударних літаків в ураженні поодиноких, малорозмірних, рухомих та нерухомих наземних цілей. Найбільш ефективним способом атаки є пікірування з виконанням протизенітного маневру при комплексному застосуванні некерованих авіаційних засобів поразення.

Математичні методи, що зараз існують, з визначення умов виконання атаки та видів маневру не враховують вплив льотчика. Це призводить до зниження точності прицілювання і, як наслідок, ефективності виконання атаки.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Дослідження з визначення умов і видів маневру при атаці наземної цілі викладені в роботі [1], в якій показано, що найбільш ефективно виконує завдання, що поставлено, ударний літак, який оснащений системою БКБС з єдиним поворотним органом керування, що розташований біля центру мас. Даний літак атакує ціль, здійснюючи бокові коливальні рухи за експоненціальним законом (рис. 1, 2), що задано та забезпечується за рахунок узгодженого, синхронного відхилення органів БКБС. При цьому збільшується ефективність його бойового застосування по типових цілях на 25 ... 35% та зменшується імовірність поразення літака, що атакує, в 8 ... 12 разів.

Закон відхилення органів БКБС, що запропоновано, описує модель

керування літального апарата з системою БКБС, але не враховує дії льотчика як основної ланки при виконанні атаки наземної цілі.

Формулювання цілей статті. У зв'язку з цим виникає необхідність розробки математичної моделі “льотчик – літальний апарат з системою безпосереднього керування боковими силами” при прицілюванні по наземних цілях, яка дозволяє більш об'єктивно проводити оцінку ефективності виконання атаки і розробляти заходи, що спрямовані на її підвищення.

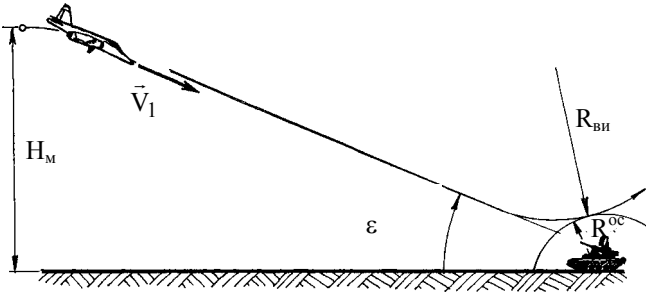


Рис. 1. Траєкторія польота ударного літака при атаці наземної цілі в вертикальній площині

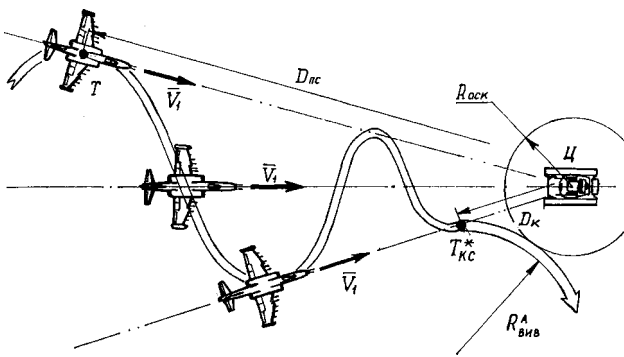


Рис. 2. Траєкторія польота ударного літака при атаці наземної цілі в горизонтальній площині

Виклад основного матеріалу. В даній статті запропонована математична модель “льотчик – літальний апарат з системою безпосереднього керування боковими силами” при прицілюванні по наземних цілях. Ця модель враховує як дії льотчика при керуванні літаком, так і маневрені можливості літального апарату, що обладнаний системою БКБС. Модель, що запропонована, дозволить більш точно змодельовати рух літака при атаці наземної цілі.

Математична модель “льотчик – літальний апарат з системою без-

посереднього керування боковими силами” при прицілюванні по наземних цілях складається з моделі, яка описує закон відхилення органів БКБС, що забезпечує траєкторію руху, яка обрана, та моделі льотчика, що враховує його динамічні властивості (інерційність нервово-м’язової системи, його натренованість).

Закон узгодженого, синхронного відхилення органів БКБС описується системою рівнянь:

$$\delta_{\epsilon o} = \frac{2B_{\max}}{g C_Z^{\delta_{\epsilon o}} \rho V^2 S_{\text{кр}} \bar{S}_{\epsilon o}} e^{-kt} \left[(K^2 - \omega^2) \cos \omega t + 2\omega t \sin \omega t \right]; \quad (1)$$

$$\delta_{\text{рн}} = \frac{m_Y^\beta}{m_Y^{\delta_{\text{рн}}}} \left[\arctg \left(\frac{B_{\max} e^{-kt} (-K \cos \omega t - \omega \sin \omega t)}{V_X} \right) + \arctg \left(\frac{B_{\max} e^{-kt} \left[(\omega^2 - K^2) - K \right] (\cos \omega t - 3\omega \sin \omega t)}{V_X} \right) \right], \quad (2)$$

де $\delta_{\epsilon o}$ – закон відхилення єдиного органу БКАС (у режимі БКБС), який встановлений у районі центру мас літака; $\delta_{\text{рн}}$ – закон відхилення руля напрямку; B_{\max} – максимальне можливе бокове відхилення літака від напрямку атаки цілі, що задано, при якому на даній дальності від цілі ($D_{\text{ц}}$) ще можлива атака цілі з виконанням маневру за допомогою БКБС (B_{\max} залежить від перевантаження, яке мають, (Δn_z БКБС) і дальності до цілі); g – прискорення земного тяжіння; $C_Z^{\delta_{\text{рн}}}$ – похідна коефіцієнта бокової сили з кута відхилення єдиного органу БКАС; ρ – щільність повітря; V – швидкість польоту літака; K – коефіцієнт експоненти, величину якого при веденні бойових дій у кожному польоті доцільно змінювати у діапазоні $0 \leq K \leq 0,1$ для виключення прогнозування маневру, що виконується, силами ППО противника; ω – колова частота, що обмежується по боковій складовій (V_Z) швидкості літака і кутовою швидкістю відхилення керуючих поверхней ($\omega_{\text{відх рн}}$); t – поточний час виконання маневру; $S_{\text{кр}}$, $\bar{S}_{\epsilon o}$ – площа крила і відносна площа єдиного органу БКАС; m_Y^β , $m_Y^{\text{рн}}$ – похідні шляхового моменту при ковзанні та відхиленні руля напрямку.

Динамічні властивості льотчика описуються нелінійною, дискретною, нестаціонарною функцією з випадковими змінними коефіцієнтами.

Льотчик як ланка автоматичної системи “льотчик – прицільна система – літак” може бути представлений передаточною функцією [2] вигляду:

$$W_{л}(P) = \frac{K_0 \cdot K_N \cdot (T_1 \cdot P + 1)}{(T_2 \cdot P + 1) \cdot (T_N \cdot P + 1)} \cdot e^{-P \cdot \tau}, \quad (3)$$

де K_0 – коефіцієнт підсилення ланки; K_N – коефіцієнт підсилення, що враховує нервово-м'язову реакцію льотчика; T_1 – стала часу налагодження льотчика як форсируючої ланки автоматичної системи; T_2 – стала часу інерційності льотчика; T_N – стала часу нервово-м'язової реакції льотчика; τ – стала часу, що характеризує запізнення реакції впливу льотчика на вплив ззовні; p – перетворювач Лапласа.

На рис. 3 представлена структурна схема, що реалізує передаточну функцію льотчика (3).

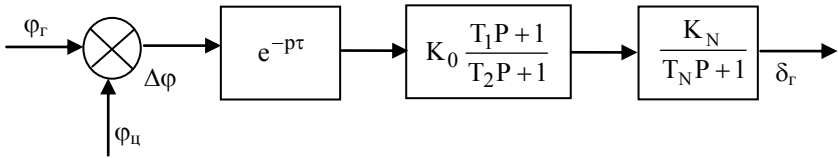


Рис. 3. Структурна схема реалізації передаточної функції льотчика

Перший елемент цієї схеми з передаточною функцією описує запізнення реакції льотчика на розбіжність суміщення відміток цілі та прицільної марки. Другий елемент описує інерційність льотчика і його спроби компенсувати її більш енергійними діями органів керування літаком. Третій елемент – інерційна ланка першого порядку – описує м'язовий вплив льотчика на органи керування літаком.

Функціональна схема контура керування літаком в процесі прицілювання в площині, що нахилена, представлена на рис. 4.

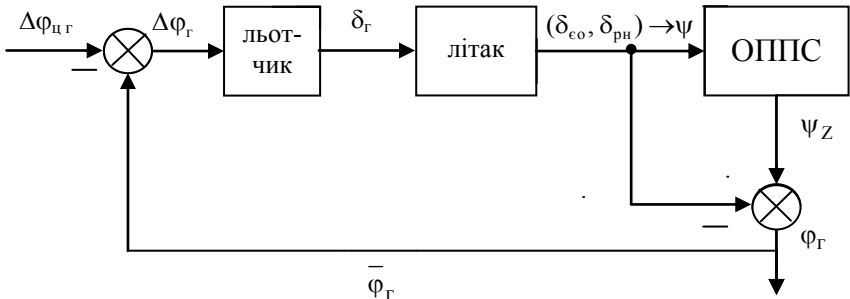


Рис. 4. Функціональна схема контура керування літаком

Розглянемо рух літака в горизонтальній проекції як найбільш складний.

Льотчик при прицілюванні повинен так керувати літаком, щоб була виконана умова

$$\Delta\varphi_{\Gamma}(t) = \varphi_{\Gamma}(t) - \varphi_{ц\Gamma}(t), \quad (4)$$

де $\varphi_{\Gamma}(t)$ – кут візування в горизонтальній площині; $\varphi_{ц\Gamma}(t)$ – курсовий кут місця цілі; $\Delta\varphi_{\Gamma}(t)$ – помилка наведення – параметр керування.

Частина функціональної схеми, що стосується горизонтальної проекції, (рис. 4) описується рівнянням (5), яке зв'язує керування δ_{Γ} (реакцію льотчика на параметр керування) з вхідним сигналом $\Delta\varphi_{\Gamma}$:

$$\delta_{\Gamma}(P) = \left(K_{0\Gamma} \cdot \frac{T_{1\Gamma} \cdot P + 1}{T_{2\Gamma} \cdot P + 1} \cdot \frac{K_{N\Gamma}}{T_{N\Gamma} \cdot P + 1} \cdot e^{-P \cdot \tau} \right) \cdot \Delta\varphi_{\Gamma}(P). \quad (5)$$

Вхідний та вихідний сигнали ланок, які характеризують запізнення реакції льотчика на параметр розбіжності, у загальному випадку, зв'язані співвідношенням

$$Z(t) = K X(t - \tau), \quad (6)$$

де $Z(t)$ – вихідний сигнал органу керування шляхового каналу; $K = K_0 K_N$ – коефіцієнт підсилення льотчика; $K(t - \tau) = e^{-Pt}$ – параметр, що характеризує інерційність льотчика; $X = \Delta\varphi$ – параметр керування.

Це співвідношення дозволяє врахувати затримку сигналу, який поступає на вхід моделі льотчика, на час (τ). Далі цей сигнал без викривлень поступає на вхід наступної ланки.

З урахуванням (6) виразимо (5) в наступному вигляді:

$$\ddot{\delta}_{\Gamma}(t) = a_1 \cdot \Delta\dot{\varphi}_{\Gamma}(t - \tau) + a_2 \cdot \Delta\varphi_{\Gamma}(t - \tau) - a_3 \cdot \Delta\dot{\delta}_{\Gamma}(t) - a_4 \cdot \Delta\delta_{\Gamma}(t), \quad (7)$$

$$\text{де } a_1 = \frac{K_{\Gamma} \cdot T_{1\Gamma}}{T_{2\Gamma} \cdot T_{N\Gamma}}; \quad a_2 = \frac{K_{\Gamma}}{T_{2\Gamma} \cdot T_{N\Gamma}}; \quad a_3 = \frac{T_{2\Gamma} + T_{N\Gamma}}{T_{2\Gamma} \cdot T_{N\Gamma}}; \quad a_4 = \frac{1}{T_{2\Gamma} \cdot T_{N\Gamma}}; \quad (8)$$

$$K_{\Gamma} = K_{0\Gamma} \cdot K_{N\Gamma}; \quad (9) \quad \Delta\dot{\varphi}_{\Gamma}(t - \tau) = \dot{\varphi}_{\Gamma}(t - \tau) - \varphi_{ц\Gamma}(t - \tau). \quad (10)$$

Для зручності врахування впливу льотчика на закон відхилення органів БКБС (1), (2) представимо (7) у вигляді

$$\Delta\delta_{\Gamma}(t) = [a_1 \cdot \Delta\dot{\varphi}_{\Gamma}(t - \tau) + a_2 \cdot \Delta\varphi_{\Gamma}(t - \tau) - a_3 \cdot \Delta\dot{\delta}_{\Gamma}(t) - \ddot{\delta}_{\Gamma}(t)] / a_4, \quad (11)$$

або $\Delta\delta_{\Gamma}(t) = K_{\Gamma} \cdot T_{1\Gamma} \cdot \Delta\dot{\varphi}_{\Gamma}(t - \tau) + K_{\Gamma} \cdot \Delta\varphi_{\Gamma}(t - \tau) - (T_{2\Gamma} + T_{N\Gamma}) \cdot \Delta\dot{\delta}_{\Gamma}(t) - \ddot{\delta}_{\Gamma}(t)$, (12)
де $\Delta\delta_{\Gamma}(t)$ – параметр зміни положення ручки керування літаком при впливі льотчика на керування літаком у шляховому каналі.

Адекватність відхилення ручки керування літаком ($\Delta\delta_{\Gamma}(t)$) відхиленню органів БКБС $\Delta\delta_{eo}(t)$, $\Delta\delta_{pn}(t)$ встановлюється шляхом підбору значень коефіцієнтів підсилення демпферу органів керування літаком у шляховому каналі (K_{ψ}^i) і має вигляд:

$$\Delta\delta_{eo}(t) = \Delta\delta_{\Gamma}(t) \cdot K_{\psi}^{eo}; \quad (13) \quad \Delta\delta_{pn}(t) = \Delta\delta_{\Gamma}(t) \cdot K_{\psi}^{pn}. \quad (14)$$

При цьому адекватність моделі реальному циклу встановлюється шляхом підбору таких значень коефіцієнтів, при яких середнє квадратичне відхилення сумарного розсіювання авіаційних засобів поразення відповідає заданому.

Початкові значення коефіцієнтів обиралися відповідно з рекомендаціями робіт [2, 3] такими, що є рівними величинам:

$$K_r = 3; K_{\psi}^{PH} = 0,25; K_{\psi}^{eo} = 0,33; T_{1r} = 1; T_{N_r} = 0,09, \quad (15)$$

і уточнювалися в процесі моделювання. Аналіз результатів, що проведений в роботі [4], свідчить про те, що найбільше впливає на помилку, що встановилася, коефіцієнт підсилення льотчика K_r . При збільшенні K_r необхідно відповідно збільшувати K_{ψ} та навпаки.

На величину часу перехідного процесу значно впливає коефіцієнт T_{1r} (стала часу підготовки льотчика як форсируючої ланки автоматичної системи). Це пояснюється тим, що при зменшенні T_{1r} льотчик швидше компенсує запізнення своєї реакції на розбіжність суміщення положень центрів цілі і прицільної марки. T_{2r} та T_{N_r} на даному режимі на ($\Delta \varphi_r$) впливають незначно.

Для бокового каналу значення коефіцієнтів має величини:

$$K_r \geq 2,5; 0,8 \leq T_1 \leq 1,4 \text{ с}; T_2 \leq 0,6 \text{ с}; T_N \leq 0,04 \text{ с}; \tau = 0,2 \text{ с}. \quad (16)$$

Ці коефіцієнти є опорними значеннями моделі льотчика.

Рівняння (13), (14) разом з рівняннями, що описують модель керування літаком (1), (2), складають замкнуту систему диференціальних рівнянь – математичну модель “льотчик – літальний апарат з системою безпосереднього керування боковими силами” при прицілюванні по наземних цілях в горизонтальній проекції площини атаки. Вирішуючи цю систему, можна одержити закон відхилення органів БКБС з урахуванням дій льотчика:

– для єдиного поворотного органа керування БКАС:

$$\delta_{eo}(t) = \frac{2B_{\max}}{g C_Z^{\delta_{eo}} \rho V^2 S_{kp} \bar{S}_{eo}} e^{-kt} \left[(K^2 - \omega^2) \cos \omega t + 2\omega t \sin \omega t \right] + \Delta \delta_{eo}(t), \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \text{або: } \delta_{eo}(t) = & \frac{2B_{\max}}{g C_Z^{\delta_{eo}} \rho V^2 S_{kp} \bar{S}_{eo}} e^{-kt} \left[(K^2 - \omega^2) \cos \omega t + 2\omega t \sin \omega t \right] + \\ & + \left[K_r \cdot T_{1r} \cdot K_{\psi}^{eo} \cdot (\dot{\varphi}_r(t-\tau) - \varphi_{\text{цр}}(t-\tau)) \right] + \left[K_r \cdot K_{\psi}^{eo} \cdot (\varphi_r(t-\tau) - \varphi_{\text{цр}}(t-\tau)) \right] - \\ & - \left[(T_{2r} + T_{N_r}) \cdot K_{\psi}^{eo} \cdot \Delta \dot{\delta}_r(t) + K_{\psi}^{eo} \cdot \Delta \ddot{\delta}_r(t) \right]; \end{aligned} \quad (18)$$

– для руля напрямку:

$$\delta_{pH}(t) = \frac{m_Y^{\beta}}{m_Y^{\delta_{pH}}} \left[\arctg \left(\frac{B_{\max} e^{-kt} (-K \cos \omega t - \omega \sin \omega t)}{V_X} \right) \right] +$$

$$+ \operatorname{arctg} \left(\frac{B_{\max} e^{-kt} \left[(\omega^2 - K^2) - K \right] (\cos \omega t - 3\omega \sin \omega t)}{V_X} \right) + \Delta \delta_{\text{PH}}(t), \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \text{або: } \delta_{\text{PH}}(t) = & \frac{m_Y^\beta}{m_Y^{\delta_{\text{PH}}}} \left[\operatorname{arctg} \left(\frac{B_{\max} e^{-kt} (-K \cos \omega t - \omega \sin \omega t)}{V_X} \right) + \right. \\ & \left. + \operatorname{arctg} \left(\frac{B_{\max} e^{-kt} \left[(\omega^2 - K^2) - K \right] (\cos \omega t - 3\omega \sin \omega t)}{V_X} \right) \right] + \\ & + [K_r \cdot T_r \cdot K_\psi^{\text{PH}} (\dot{\varphi}(t-\tau) - \dot{\varphi}_{\text{цр}}(t-\tau))] + [K_r \cdot K_\psi^{\text{PH}} (\varphi_r(t-\tau) - \varphi_{\text{цр}}(t-\tau))] - \\ & - [(T_{2r} + T_{Nr}) \cdot K_\psi^{\text{PH}} \cdot \Delta \dot{\delta}_r(t) + K_\psi^{\text{PH}} \cdot \Delta \ddot{\delta}_r(t)]. \quad (20) \end{aligned}$$

Запропонована математична модель дозволить задати таке відхилення органів БКБС при прицілюванні по наземній цілі, при якому забезпечується:

– виконання літаком бокових коливальних переміщень у площині пікірування (рух центру мас літака) (рис. 5), що зменшує імовірність поразення літака, який атакує;

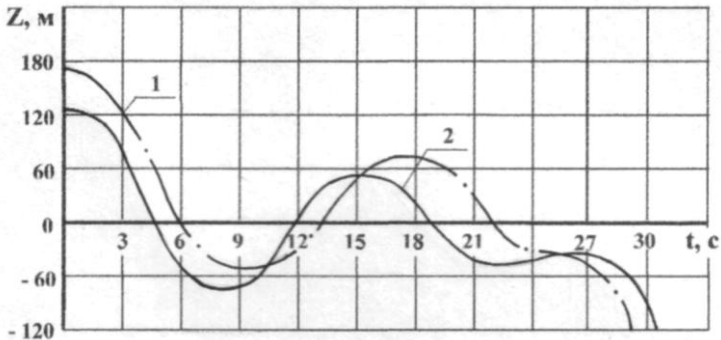


Рис. 5. Траєкторія руху ударного літака в горизонтальній площині:
1 – з урахуванням впливу льотчика; 2 – без урахування впливу льотчика

– додержання центральної точки рухомої марки прицілу на цілі (рис. 6, а), тобто додержання напрямку поздовжньої осі літака на цілі (рух літака біля центру мас) (рис. 6, б) з урахуванням можливої помилки прицілювання та внесенням горизонтальної складової сумарної кутової поправки ($\Delta \varphi_r$), що суттєво підвищує точність прицілювання.

Висновки. 1. Математична модель “льотчик – літальний апарат з системою безпосереднього керування боковими силами” при прицілюванні по наземних цілях, що запропонована, дозволяє проводити дослідження впливу різноманітних факторів на ефективність поразення наземної цілі

при її атаці з урахуванням тактичних прийомів протидії противнику.

2. Результати математичного моделювання і досліджень, що проведені, атаки наземної цілі гіпотетичним ударним літаком, який обладнаний системою БКБС, показали, що невраховування динамічних властивостей льотчика в моделі керування літаком призводить до зниження точності

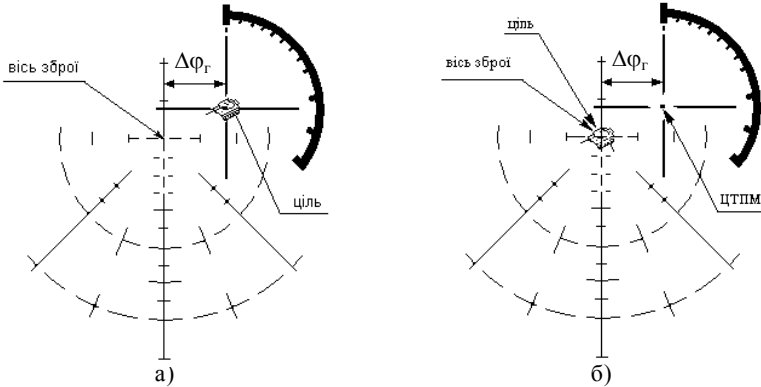


Рис. 6. Положення цілі в сітці прицілу: а – з урахуванням впливу льотчика і сумарної куткової поправки в каналі керування літаком; б – без урахування впливу льотчика і сумарної куткової поправки в каналі керування літаком

прицілювання за рахунок збільшення горизонтальної складової сумарної помилки наведення ($\Delta\phi_{\Gamma}$) в 2,7 рази.

ЛІТЕРАТУРА

1. *Способ управления летательным аппаратом.* – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, автор изобрет. Ю.П. Беловодский и др., заявл. 7.03.85, № 3109220/40-23.
2. *Пашиковский И.М. Устойчивость и управляемость самолета.* – М.: Машиностроение, 1975. – 328 с.
3. *Боднер В.А. Авиационные тренажеры.* – М.: Машиностроение, 1978. – 192 с.
4. *Монсик В.Б. Модель летчика в контуре управления самолетом при прицеливании по наземным целям и ее исследование. Научно-методические материалы.* – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1984. – 95 с.
5. *Техническая информация ЦАГИ № 17, 18, 1977; № 5, 6, 1979; № 1, 1982.*

Надійшла 5.04.2004

КОРОЧКІН Олександр Анатольевич, канд. техн. наук, начальник кафедри Харківського інституту ВПС. Закінчив ВВІА ім. М.С. Жуковського в 1978 році. Область наукових інтересів – озброєння, військова техніка та їх застосування.

РУДАКОВ Петро Петрович, викладач кафедри Харківського інституту ВПС. Закінчив ХВВАІУ в 1985 році. Область наукових інтересів – озброєння, військова техніка та їх застосування.
