

УДК 629.78.023

В. В. Авдєєв¹, П. Г. Хорольський²

¹Дніпропетровський національний університет

²Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля, Дніпропетровськ

Маневр ухилення космічного апарата радіальним імпульсом

Надійшла до редакції 04.03.02

Розроблена лінійна модель розходження навколосемного супутника із космічним об'єктом, яка дає можливість побудови ефективного алгоритму розрахунку витрат енергії на обхід небезпечної зони в залежності від параметрів їхнього відносного руху.

Для підвищення надійності довготривалого функціонування КА при його розробці необхідно передбачити заходи від зіткнень із небезпечними космічними об'єктами (КО) природного чи штучного походження. В США джерелом всебічних даних про КО є система космічного спостереження, до якої надходить інформація від мережі наземних станцій і датчиків на борту КА. Ці дані, за винятком декількох сотень супутників спеціального призначення, регулярно поновлюються і розповсюджуються центром космічних польотів ім. Годдарда. Всі КО штучного походження заносяться до каталогу з 1957 р., при цьому їхня частина через значну висоту орбіти або малі розміри спостерігається нерегулярно. На основі даних каталогу прогноуються можливі зіткнення з КО і тривалість їхнього існування [3]. Діапазон розмірів каталогізованих КО: від 10 см до десятків метрів, а діапазон ваги — від кількох грамів до кількох тонн [2].

Як відомо, одним із способів захисту КА є маневр ухилення для обходу зони, небезпечної з точки зору можливого зіткнення із КО. Методика оцінки енергетичних витрат на виконання двохімпульсного маневру, що проводиться протягом одного витка, описана у роботі [1]. Вектор першого імпульсу приросту швидкості КА ΔV_1 збігається із градієнтом функції мінімальної відстані КА—КО $l_{\min}(\Delta V_1)$ в околі прогнозованої небезпечної точки. Маневр виконується при умові, що на черговому витку має місце момент часу t_m , коли прогнозована відстань

l_0 між КА і КО така, що задана ймовірність їхнього безаварійного розходження не забезпечується. Імпульс ΔV_1 змінює орбіту КА з метою обходу небезпечної зони — збільшення мінімальної відстані, імпульс ΔV_2 відновлює попередню орбіту. Енергетичні витрати на виконання маневру оцінюються сумою модулів $\Delta V_1 + \Delta V_2$. Запропонована лінійна модель розходження КА і КО в околі t_m , і для окремих випадків отримані аналітичні вирази оцінки ефективності маневру, яка характеризується похідною $dl_{\min}/d(\Delta V)$.

Найбільше відхилення положення КА в момент часу $t = t_m$ на орбіті, збуреній імпульсом ΔV_1 , від його відповідного положення на незбуреній круговій орбіті має місце, якщо вектор ΔV_1 збігається з поточною трансверсаллю при $t = t_1$, а найменше — з бінормаллю. Якщо вектор ΔV_1 має трансверсальну складову, то для повернення на попередню орбіту другий імпульс приросту швидкості ΔV_2 надається не раніше, ніж через період обертання T_d на збуреній орбіті. При відсутності цієї складової тривалість маневру може бути скорочена удвічі.

Ефективність маневру залежить від інтервалу часу $t_m - t_1$, напрямку вектора ΔV_1 , висоти кругової орбіти КА $h_{кр}$, кута α між площинами орбіт КА і КО, ексцентриситету e_d орбіти КО (приймається, що вони є супутниками Землі) та істинної аномалії θ_d , при якій КО входить до небезпечної зони.

Дослідження цієї залежності необхідне для обґрунтування запасу енергії на борту КА, призначеної для виконання можливих маневрів ухилення протягом його експлуатації. Оцінка ефективності радіального імпульсу швидкості ΔV_{1r} в [1] отримана тільки для окремого випадку, коли $t_m - t_1 \approx T_d/4$ і площини орбіт КА і КО взаємно перпендикулярні, що суттєво звужує область її використання. Нелінійність залежності мінімальної відстані КА — КО l_{\min} від ΔV_{1r} при певних комбінаціях параметрів руху не дає можливості використовувати похідну $dl_{\min}/d(\Delta V_{1r})$ як універсальну характеристику ефективності маневру. Відхилення l_1 положення КА на збуреній радіальним імпульсом орбіті від його положення на незбуреній орбіті визначається тільки величинами $h_{кр}$, $t_m - t_1$ і ΔV_{1r} . Але, як було зазначено вище, приріст мінімальної відстані КА — КО $l_{\min} - l_0$ залежить не тільки від l_1 , а і в значній мірі від величин α , e_d та θ_d . З метою оцінки витрат енергії на маневр ухилення від зіткнення із КО шляхом надання КА приросту швидкості у радіальному напрямі в роботі ставиться задача розробки лінійної моделі розходження КА і КО. Це дасть можливість побудувати алгоритм розрахунку імпульсу приросту швидкості КА ΔV_{r1} , необхідного для забезпечення заданого значення мінімальної відстані l_{\min} КА—КО і оцінки ефективності маневру цього типу в залежності від $t_m - t_1$, $h_{кр}$, α , e_d , θ_d і вектора l_0 початкового (при $t = t_m$) положення КО відносно КА.

Як і в роботі [1], приймаються припущення, що тривалість інтервалу між наданням КА імпульсів швидкості не перевищує періоду обертання T_d , і величини імпульсів ΔV_{1r} і ΔV_{2r} становлять не більше кількох десятків процента швидкості КА на незбуреній орбіті V_0 . Останнє припущення не вносить суттєвих обмежень, оскільки у більшості випадків тягоозброєність КА не перевищує 10^{-5} , але воно зменшує похибку лінеаризації. Величина l_{\min} не перевищує однієї соті радіуса r_0 незбуреної кругової орбіти КА.

Для аналізу маневру прийняті припущення дозволяють використати лінійну модель розходження, у якій положення КО відносно КА в околі моменту часу $t = t_m$ представлено вектором

$$l(\chi, t_m - t_1, l_0, T, e_d, \theta_d, \tau) = r_d - r = a(\chi, t_m - t_1, l_0, T) + b(\chi, t_m - t_1, T, e_d, \theta_d) \cdot \tau. \quad (1)$$

Тут $\chi = \Delta V/V_0$ (індекси при ΔV у подальшому не записуються); T — період обертання КА на незбуреній орбіті; r_d , r — вектори положення КО і КА

відповідно; $l_0 = r_d(t_m) - r(t_m)$; $\tau = t - t_m$.

Визначимо спочатку складові векторів a та b , які залежать тільки від збурення кругової орбіти КА радіальним імпульсом приросту швидкості ΔV .

Для довільного значення моменту часу t_m ($t_1 < t_m < T$) аргумент широти КА на збуреній орбіті становить

$$u_*(t_m) = u_1 + \int_{t_1}^{t_m} \frac{V_t(t)}{r(t)} dt, \quad (2)$$

де $u_1 = 2\pi t_1/T$ — аргумент широти КА в момент надання імпульсу ΔV , V_t — трансверсальна складова швидкості (якщо прийняти до уваги, що у випадку радіального напрямку ΔV фокальний параметр збуреної орбіти дорівнює r_0 , то $V_t = \sqrt{\mu/r_0}(1 + e \cos \theta)$), r — поточний радіус орбіти КА ($r = r_0/(1 + e \cos \theta)$), e — ексцентриситет збуреної орбіти ($e = |\chi|$), θ — поточна істинна аномалія КА. Без урахування доданку з малим множником e^2 вираз (2) перепишемо у вигляді

$$u_*(t_m) = u + 2e \frac{2\pi}{T} \int_{t_1}^{t_m} \cos \theta(t) dt, \quad (3)$$

де u — аргумент широти КА на незбуреній орбіті ($u = 2\pi t_m/T$).

Відомо, що вектор Лапласа збуреної радіальним імпульсом орбіти перпендикулярний до вектора $r(t_1)$, тому

$$\theta(t_1) = \frac{\pi}{2} \text{sign}(\Delta V) = u_1 - \omega, \quad (4)$$

де ω — аргумент перицентра. Як видно з (3), різниця аргументів широти КА на збуреній і незбуреній орбітах є величиною порядку e , з похибкою порядку e^2 :

$$\begin{aligned} u_*(t_m) &= u + 2e \frac{2\pi}{T} \int_{t_1}^{t_m} \cos [u(t) - \omega] dt = \\ &= u - 2e [1 - \cos(u - u_1)] \text{sign}(\Delta V). \end{aligned} \quad (5)$$

Як бачимо з виразу (5), найбільша різниця аргументів широти становить $4e$ і має місце при $t_m - t_1 = T/2$.

Проекціями на осі геоцентричної орбітальної системи координат визначимо вектор, що характеризує положення КА на збуреній орбіті відносно його положення на незбуреній орбіті (рис. 1):

$$l_p = r_0 \left[[1 - e \cos(u_* - \omega)] \begin{bmatrix} \cos u_* \\ \sin u_* \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \cos u \\ \sin u \end{bmatrix} \right].$$

Із урахуванням (5) після нескладних перетворень приведемо цей вектор до вигляду

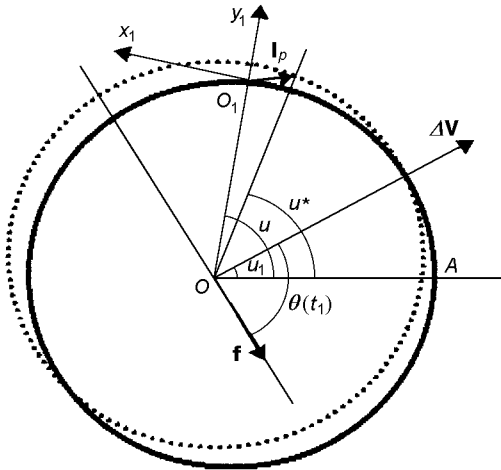


Рис. 1. Відносне положення КА (I_p) на орбіті, збуреній радіальним імпульсом швидкості (пунктир); f — вектор Лапласа, OA — лінія висхідного вузла

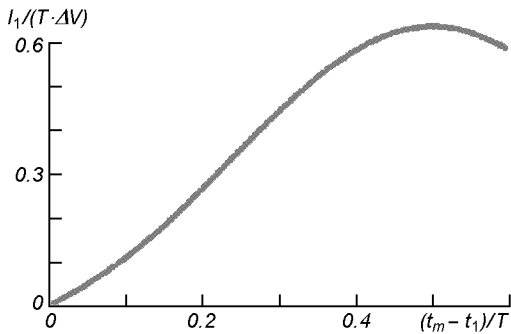


Рис. 2. Вплив інтервалу часу від надання імпульсу до проходження небезпечної зони на відстань між положеннями КА на збуреній і незбуреній орбітах

$$I_p = e r_0 \left\{ 2c \begin{bmatrix} \sin(u - ec) \\ -\cos(u - ec) \end{bmatrix} - \cos(u - 2ec - \omega) \begin{bmatrix} \cos(u - 2ec) \\ \sin(u - 2ec) \end{bmatrix} \right\}, \quad (6)$$

де $c = c_0 \text{sign}(\Delta V)$, $c_0 = [1 - \cos(u - u_1)]$. Вектор (6) буде використаний у подальшому для побудови моделі розходження КА і КО. Його модуль залежить від поточного часу t :

$$l_p(t, e) = e r_0 \sqrt{4c^2(t) [1 - e \cdot \cos\theta(t)] + \cos^2\theta(t)},$$

де $\theta(t) = u(t) - 2ec(t) - \omega$. Аргумент перицентру визначається з виразу (4).

Вектори a і b , що описують поточне положення КО відносно КА (1), найзручніше визначити проєкціями на осі інерціальної системи координат $O_1x_1y_1z_1$. В момент часу t_m ці осі збігаються з відповідними осями орбітальної системи при незбуреному русі (рис. 1). Вектор (6) у цій системі

запишеться як

$$I_1 = \begin{bmatrix} -\sin u & \cos u \\ \cos u & \sin u \end{bmatrix} I_p = \Delta V \frac{T}{2\pi} \begin{bmatrix} -2c_0 \\ s \end{bmatrix}, \quad (7)$$

де $s = \sin(u - u_1)$. Вираз (7) отримано із використанням тривіальних тригонометричних наближень для малого аргумента ec . Модуль вектора (7) — це приріст відстані між КА на збуреній і незбуреній орбітах в залежності від інтервалу часу $t_m - t_1$ (рис. 2):

$$l_1 = |\Delta V| \frac{T}{2\pi} \sqrt{4c^2 + s^2} = |\Delta V| \frac{T}{2\pi} \times \sqrt{4 \left[1 - \cos \frac{2\pi}{T} (t_m - t_1) \right]^2 + \sin^2 \frac{2\pi}{T} (t_m - t_1)},$$

його максимум має місце при $(t_m - t_1)/T = 0.5$ і становить $|\Delta V| 2T/\pi$, тобто приріст відстані l_1 на одиницю величини імпульсу швидкості прямо пропорційний періоду обертання КА ($\sqrt{r_0^3}$). Так, для висоти кругової орбіти $h_{кр} = 1000$ км максимум відношення $l_1/|\Delta V| \approx 4$ км/(м/с), що з похибкою не більше 0.1 % підтверджується розрахунками з використанням моделі кеплерівського руху.

Вектор швидкості КА на збуреній орбіті в момент часу t_m , виражений проєкціями на осі $O_1x_1y_1$ (рис. 1), запишемо у вигляді:

$$V_1 = V_0 \begin{bmatrix} \cos(u - u_*) & -\sin(u - u_*) \\ \sin(u - u_*) & \cos(u - u_*) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 + e \cos\theta \\ e \sin\theta \end{bmatrix}.$$

Різниця аргументів широти визначається із (5), істинна аномалія при $\Delta V > 0$ становить $\theta = u - 2ec_0 - u_1 + \pi/2$, тому $\cos\theta \approx -\sin(u - u_1)$, $\sin\theta \approx \cos(u - u_1)$. При довільному знаку ΔV вектор швидкості КА на збуреній орбіті дорівнює

$$V_1 = V_0 \begin{bmatrix} 1 - \chi s \\ \chi(1 + c_0) \end{bmatrix}. \quad (8)$$

У відповідності із (7) і (8) рух КА на збуреній радіальним імпульсом орбіті в інерціальній системі координат $O_1x_1y_1$ в околі моменту часу t_m можна описати лінійною моделлю:

$$r = \Delta V \frac{T}{2\pi} \begin{bmatrix} -2c_0 \\ s \end{bmatrix} + V_0 \tau \begin{bmatrix} 1 - \chi s \\ \chi(1 + c_0) \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Аналогічно опишемо рух КО в системі координат $O_1x_1y_1z_1$. Враховуючи, що відстань КА—КО, при якій не забезпечується задана ймовірність їхнього безаварійного розходження, більш ніж на два порядки менша за r_0 , приймаємо, що кут α між площинами орбіт КА і КО дорівнює куту між трансверсальними складовими їхніх швидкостей. При цьому вектор, який описує поточне положення

КО в околі моменту часу t_m , дорівнює

$$\mathbf{r}_d = \mathbf{l}_0 + V_0 \tau \begin{bmatrix} v_t \cos \alpha \\ v_r \\ v_t \sin \alpha \end{bmatrix}, \quad (10)$$

де v_t , v_r — віднесені до V_0 тангенціальна і радіальна складові швидкості КО:

$$\begin{aligned} v_t &= \sqrt{1 + e_d \cos \theta_d}, \\ v_r &= e_d \sin \theta_d / v_t. \end{aligned} \quad (11)$$

Вектор (1) відносного положення КО в околі моменту часу t_m визначимо як різницю між векторами (10) і (9). При цьому:

$$\begin{aligned} \mathbf{a} &= \mathbf{l}_0 - r_0 \chi \begin{bmatrix} -2c_0 \\ s \\ 0 \end{bmatrix}, \\ \mathbf{b} &= V_0 \begin{bmatrix} -h + \chi s \\ v_r - \chi(1 + c_0) \\ v_t \sin \alpha \end{bmatrix} = V_0 \left(\mathbf{b}_d - \chi \begin{bmatrix} -s \\ 1 + c_0 \\ 0 \end{bmatrix} \right), \end{aligned} \quad (12)$$

де $h = 1 - v_t \cos \alpha$; $\mathbf{b}_d = [-h, v_r, v_t \sin \alpha]^T$.

Нескладно показати, що мінімум модуля вектора \mathbf{l} (1) має місце при $\tau = -\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} / b^2$, і квадрат мінімальної відстані КА—КО дорівнює

$$l_{\min}^2(\chi) = a^2 - (\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} / b)^2 = a^2 \sin^2(\angle(\mathbf{a}, \mathbf{b})), \quad (13)$$

$$l_{\min}^2(0) = l_0^2 - (\mathbf{l}_0 \cdot \mathbf{b}_d / b_d)^2 = l_{m0}^2,$$

де \mathbf{b}_d визначається із (12). Відхилення l_{m0} від l_0 , очевидно, характеризує неточність прогнозу моменту часу t_m . Звідси виходить, що при відсутності похибки прогнозу вектори \mathbf{l}_0 та \mathbf{b}_d взаємно перпендикулярні.

Приріст імпульсу швидкості $\Delta V = \chi V_0$, в результаті якого мінімальна відстань КА — КО l_0 збільшиться до значення l_{\min} , що забезпечує задану ймовірність їхнього безаварійного розходження, може бути визначений із співвідношення (13), яке приводить до рівняння

$$a_0 \chi^4 + a_1 \chi^3 + a_2 \chi^2 + a_3 \chi + a_4 = 0. \quad (14)$$

Тут

$$\begin{aligned} a_0 &= b_{22} r_0^2 (4c^2 + s^2) - ab_2^2, \\ a_1 &= b_{21} r_0^2 (4c^2 + s^2) + 2r_0 b_{22} (2l_x c - l_y s) - 2ab_1 ab_2, \\ a_2 &= r_0^2 (4c^2 + s^2) b_{20} + 2r_0 b_{21} (2cl_x - sl_y) - \\ &\quad - b_{22} \Delta l^2 - ab_1^2 - 2ab_0 ab_2, \\ a_3 &= 2r_0 b_{20} (2cl_x - sl_y) - b_{21} \Delta l^2 - 2ab_0 ab_1, \\ a_4 &= -b_{20} \Delta l^2 - ab_0^2, \end{aligned}$$

$$\Delta l^2 = l_{\min}^2 - l_0^2,$$

l_x, l_y, l_z — проекції \mathbf{l}_0 на осі системи координат $O_1 x_1 y_1 z_1$ (рис. 1),

$$\begin{aligned} ab_0 &= -l_x h + l_y v_r + l_z v_t \sin \alpha, \\ ab_1 &= l_x s - l_y (1 + c_0) - r_0 (2c_0 h + v_r s), \\ ab_2 &= r_0 s (3c_0 + 1), \\ b_{20} &= h^2 + v_r^2 + v_t^2 \sin^2 \alpha, \\ b_{21} &= -2[s \cdot h + v_r (1 + c_0)], \\ b_{22} &= s^2 + (1 + c_0)^2. \end{aligned}$$

Можливість аналітичного розв'язку (14) має місце тільки при виконанні умов

$$t_m - t_1 = T/2, \quad e_d = 0, \quad \mathbf{l}_0 = 0, \quad (15)$$

тобто коли імпульс приросту швидкості надається КА за половину періоду обертання до проходження небезпечної зони, орбіта КО кругова і перетинається з орбітою КА. При виконанні умов (15) $c_0 = 2$, $s = 0$, $v_t = 1$, $v_r = 0$, в результаті чого рівняння (14) зводиться до бікватратного. Його розв'язок можна представити у вигляді

$$\begin{aligned} \Delta V &= \pm 0.2357 V_0 \times \\ &\times \sqrt{\sqrt{\sin^4 \alpha + 4.5(l_{\min} / r_0)^2 (1 - \cos \alpha) - \sin^2 \alpha}}. \end{aligned} \quad (16)$$

Аналіз показує, що при виконанні нерівностей

$$l_{\min} \leq 100 \text{ км}, \quad h_{\text{кр}} \geq 400 \text{ км},$$

які практично не звужують область застосування наближеного рішення, у досить широкому діапазоні кутів між площинами орбіт КА і КО залежність (16) може бути суттєво (з похибкою не більше від 1 %) спрощена:

$$\Delta V = \pm \frac{\pi}{2T} \frac{l_{\min}}{\cos(\alpha/2)}, \quad \alpha = 2.5^\circ \dots 177.5^\circ. \quad (17)$$

Як видно із (17), при наближенні α до нижньої границі діапазону приріст відстані l_{\min} на одиницю величини імпульсу ΔV (відношення, прийняте за показник ефективності маневру l_v) збільшується і наближається до значення $2T/\pi$, тобто при виконанні умов (15) ефективність маневру (з точки зору витрат енергії) найбільша, якщо рух КА і КО наближається до попутного, і найменша — коли до зустрічного.

Якщо хоч одна із умов (15) не виконується, дослідження впливу параметрів $t_m - t_1$, e_d , θ_d , \mathbf{l}_0 і l_{\min} на необхідну величину імпульсу швидкості ΔV , а також на показник $l_v = l_{\min} / \Delta V$ (на дільницях, де

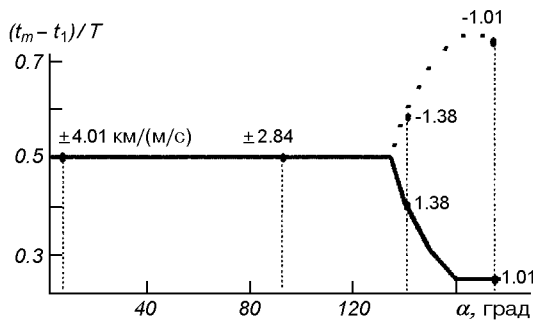


Рис. 3. Залежність величини і розташування екстремальних значень показника ефективності маневру від кута між площинами орбіт КА і КО; $h_{кр} = 1000$ км, $l_{min} = 30$ км, $e_d = 0$

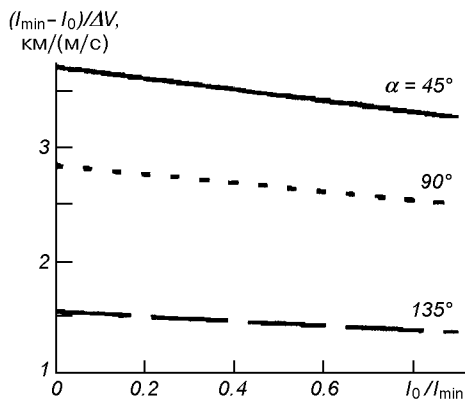


Рис. 4. Вплив на ефективність маневру прогнозованої мінімальної відстані КА—КО; $(t_m - t_1)/T = 0.5$, $l_{min} = 30$ км

з припустимою похибкою функція $l_{min}(\Delta V)$ (лінійна) може бути проведено шляхом чисельного вирішення рівняння (14) відносно χ . Процес знаходження найменшого за абсолютною величиною дійсного кореня рівняння (14) сходиться за декілька ітерацій, якщо за початкове наближення прийнятий один із коренів квадратного рівняння, що утворюється із (14) при $a_0 = a_1 = 0$.

Як було встановлено вище, найбільша відстань між положеннями КА на збуреній і незбуреній орбітах має місце при $t_m - t_1 = T/2$ (рис. 2). Що стосується показника $l_v(t_m - t_1)$, то у випадках, коли орбіти КА і КО перетинаються ($l_0 = 0$) і $e_d = 0$, при кутах $\alpha > 135^\circ$ (рух в околі небезпечної точки наближається до зустрічного) положення екстремуму функції $l_v(t_m - t_1)$ відхиляється від значення $T/2$ (рис. 3). При цьому, як і у випадку виконання умов (15), при зменшенні кута α до нижньої границі діапазону (17) функція l_v збільшується і наближається до $2T/\pi$.

Вектор l_0 положення КА в околі небезпечної зони згідно з (13) перпендикулярний до b_d (12), тому

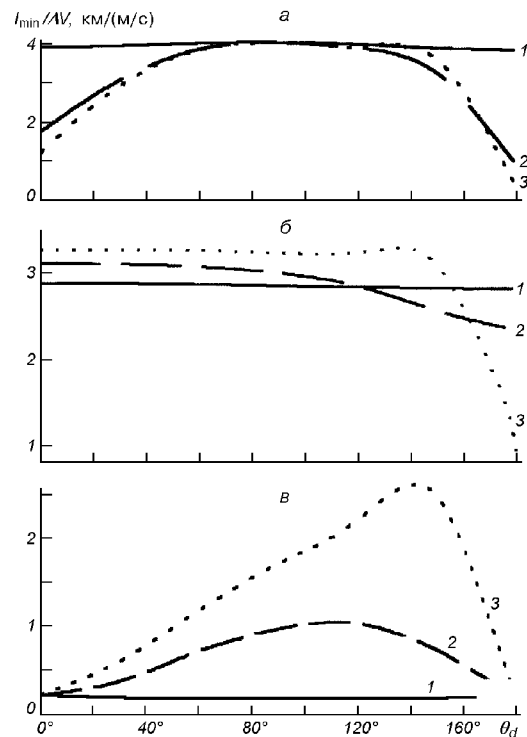


Рис. 5. Вплив на ефективність маневру істинної аномалії КО при вході до небезпечної зони при $\alpha = 5^\circ$ (а), 90° (б) та 175° (в). Криві 1, 2, 3 — для $e_d = 0.05, 0.5$ і 0.95 відповідно. Значення параметрів: $h_{кр} = 1000$ км, $T_m - t_1 = T/2$, $l_0 = 0$

при дослідженні процесу розходження при $l_0 \neq 0$ незалежними є тільки дві координати l_0 , наприклад l_x і l_y . Тобто існує тільки чотири характерних варіанти відносного положення КО (попереду і вище КА, позаду і вище і т. д.). Розрахунки з використанням лінійної моделі розходження показують ($e_d = 0$), що для широкого діапазону кутів α ($5^\circ \dots 175^\circ$) при передньому розташуванні КО (по відношенню до КА) ефективнішим є імпульс $\Delta V > 0$, а при задньому — $\Delta V < 0$. При збільшенні відстані l_0 оцінка ефективності знижується (рис. 4).

Якщо орбіта КО не кругова, то положення і величина максимуму показника ефективності l_v маневру ухилення цього типу залежать від кута α між площинами орбіт і ексцентриситету орбіти КО e_d (рис. 5). При наближенні напряму руху КО в околі небезпечної зони до зустрічного, як і у випадку його кругових орбіт, показник l_v зменшується. Це має місце також і при розташуванні небезпечної зони поблизу апогею орбіти КО ($\theta_d \approx 180^\circ$). Розрахунки показують, що у випадках, коли небезпечна зона попадає на другу поло-

вину витка КО ($180^\circ < \theta_d < 360^\circ$) ефективнішим виявляється імпульс $\Delta V < 0$.

Із співвідношення (17) і розрахунків з використанням лінійної моделі випливає, що при збільшенні висоти кругової орбіти КА показник ефективності маневру збільшується прямо пропорційно до періоду обертання T .

Витрати енергії для проведення маневру, як було сказано вище, визначаються сумою двох імпульсів приросту швидкості $|\Delta V_1| + |\Delta V_2|$, причому $\Delta V_2 = -\Delta V_1$. Вони залежать від похибок прогнозу руху КА і КО (які у свою чергу визначають величину l_{\min}) і показника ефективності l_v . Оцінка цих витрат дозволить більш обґрунтовано формулювати вимоги до рушійної установки КА.

Розроблена лінійна модель і побудований на її основі алгоритм дозволяють встановлювати залежність величини приросту швидкості КА, необхідної для проведення двохімпульсного маневру ухилення

від зіткнення із КО, від параметрів руху, точності їхнього визначення та інтервалу часу від початку маневру до проходження небезпечної зони.

1. Авдєєв В. В., Хорольський П. Г. Энергетические затраты космического аппарата на двухимпульсный маневр для обхода опасного объекта // Техническая механика.— 2001.—№ 1.—С. 129—136.
2. Jackson M. P. Space surveillance satellite catalog maintenance // Aiaa pap.—1990.—N 1339.—P. 9.
3. Jonson N. L., Nauer D. J. Orbital debris detection: Techniques and issues // Aiaa pap.—1990.—N 1330.—8 p.

BYPASS MANEUVER BY RADIAL BOOSTING IMPULSE

V. V. Avdeev, P. G. Chorol'skyi

A linear model of the bypass of a cosmic object by an Earth's satellite is developed. This model gives a possibility to construct an effective algorithm for calculating the energy consumption in bypassing a dangerous area depending on the motion parameters of both objects.