

**АВІАЦІЙНА ТА РАКЕТНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА**

А.М. Маліца, Д.В. Пекарев

**РОЗРАХУНОК ЗОНИ ДІЇ СИСТЕМИ АВАРІЙНОЇ ДОСТАВКИ ВАНТАЖУ НА ШТУЧНИЙ СУПУТНИК ЗЕМЛІ**

*Розглядається метод розрахунку просторової зони дії доорбітальної системи аварійної доставки вантажу на штучний супутник Землі. Наводяться аналітичні вирази, які визначають побудову зони дії у загальному та окремих випадках.*

**Вступ**

Однією зі складових ефективності космічної системи є ефективність функціонування супутників, які входять до її складу. Вона, у свою чергу, залежить від різноманітних негативних ситуацій, які сприяють виходу зі строю блоків та агрегатів штучного супутника Землі або надмірних витрат пального чи інших робочих тіл. Виникають ситуації, коли неможливо використовувати супутник без заміни непрацюючого вузла, і тоді для подальшого використання супутника необхідно доставити відповідний вантаж на орбіту. Доставка вантажу за допомогою космічних човнів багаторазового використання потребує значних коштів [2]. З цієї точки зору може бути доцільно використовувати модулі, що доставляються до супутника доорбітальними засобами. Прикладом такого засобу може бути система, яка складається з літака-носія та ракети, що запускається з нього. Ракета, у свою чергу, включає ракетноносій типу "Пегас" та вантажну капсулу.

Для оцінки можливостей системи аварійної доставки вантажу на штучний супутник Землі необхідно розглянути характеристики цієї системи, а конкретно – її зону дії.

Під зоною дії будемо розуміти область простору, що визначається еліпсом досяжності, в межах якого забезпечується використання доорбітальної системи аварійної доставки вантажу в умовах рішення покладених на неї завдань. Будемо розглядати проекцію горизонтального перерізу зони дії для відповідної висоти супутника на поверхню Землі.

**1. Постановка задачі**

Можливість успішного застосування доорбітальної системи аварійної доставки вантажу на штучний супутник Землі просторово обумовлена виконанням обмежень за висотою та дальністю її використання, а також виконанням умов щодо швидкості зближення вантажної капсули з супутником, які обмежують кути зустрічі відповідних об'єктів [2, 3].

Задача уявляється наступним чином. Для відомої висоти штучного супутника Землі розраховується проекція перерізу зони дії системи аварійної доставки вантажу. Вихідними даними для цього є: місце знаходження авіабази, дальність польоту літака-носія, горизонтальна проекція польоту ракети з моменту пуску до зустрічі з супутником та кути зустрічі вантажної капсули з супутником відповідно на висхідній та низхідній гілках траєкторії.

**2. Побудова проекції перерізу зони дії системи та основні вирази**

Для побудови проекції перерізу зони дії системи аварійної доставки вантажу необхідно визначитися з основними аналітичними виразами, які описують елементи цієї проекції, та розглянути окремі випадки застосування системи.

**2.1. Побудова проекції перерізу зони дії системи аварійної доставки вантажу у загальному випадку**

Виберемо систему координат на поверхні Землі, центром якої є місце розташування авіабази, де базується літак-носій. Вісь  $Y$  цієї системи координат спрямована у бік руху супутника та паралельна його траєкторії у поточний момент часу (рис. 1).

Проекція перерізу зони дії визначається співвідношенням проекцій дальності польоту ракети і вантажної капсули на Землю ( $S_g$  та  $S_n$ ) та радіуса польоту літака-носія ( $R_{ли}$ ), причому коло радіуса  $R_{зов}$  описує зовнішню границю, а коло радіуса  $R_{вн}$  визначає внутрішню границю проекції для випадку  $S_g > R_{ли}$ , тобто радіусом  $R_{вн}$  описується "мертвий" простір, в якому неможливе застосування системи аварійної доставки вантажу:

$$R_{зое} = R_{лн} + S_n, \tag{1}$$

$$R_{вн} = R_{лн} + S_e - 2 \cdot R_{лн} = S_e - R_{лн}, \tag{2}$$

де  $S_e$  – проекція дальності польоту ракети з вантажною капсулою на Землю від моменту пуску ракети з літака-носія до зустрічі з супутником на висхідній гілці траєкторії;

$S_n$  – аналогічна проекція, але політ до зустрічі на низхідній гілці [2] (мається на увазі політ до досягнення вантажною капсулою висоти штучного супутника Землі у поточний момент часу).

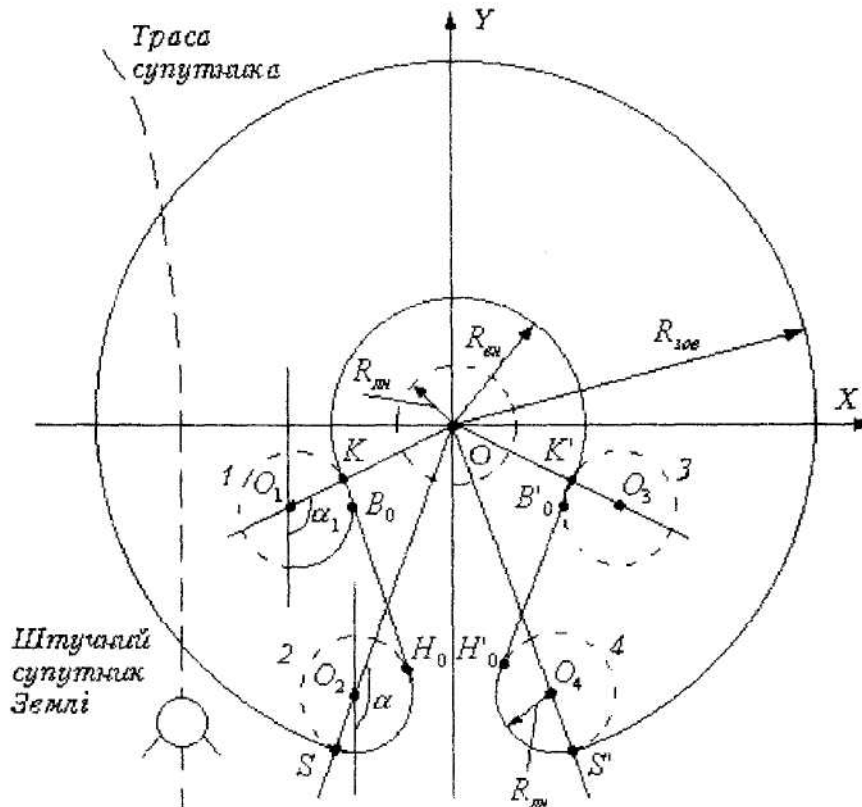


Рис. 1. Проекція горизонтального перерізу зони дії системи аварійної доставки вантажу на штучний супутник Землі

Місце розташування кіл 1, 3 та 2, 4 (рис. 1) обумовлено кутами зустрічі штучного супутника Землі з вантажною капсулою на висхідній  $\alpha_1$  та низхідній  $\alpha$  гілках траєкторії відповідно.

Для будівництва проекції перерізу зони дії необхідно визначити ще декілька кутів та відстаней. З метою цього розглянемо більш докладнішу схему частки цієї проекції (рис. 2).

Для знаходження контуру проекції перерізу необхідно визначити положення точок  $K, B_0, H_0, S$ .

Точки  $K$  та  $S$  визначаються кутами  $\alpha_1$  і  $\alpha$  та відстанями  $(S_e - R_{лн})$  і  $(S_n - R_{лн})$  відповідно.

Знайдемо координати точок  $B_0$  та  $H_0$ .

Розглянемо сферичний трикутник  $\Delta OO_1O_2$ . Згідно з теоремою косинусів сторін отримаємо кутову відстань між центрами першого та другого кіл [1]:

$$M = \arccos(\cos(S_e) \cdot \cos(S_n) + \sin(S_e) \cdot \sin(S_n) \cdot \cos(\alpha - \alpha_1)). \tag{3}$$

Кути цього трикутника можна отримати, використовуючи теорему синусів [1]:

$$\omega = \arcsin\left(\frac{\sin(S_e) \cdot \sin(\alpha - \alpha_1)}{\sin(M)}\right), \tag{4}$$

$$\omega_1 = \arcsin\left(\frac{\sin(S_n) \cdot \sin(\alpha - \alpha_1)}{\sin(M)}\right) \quad (5)$$

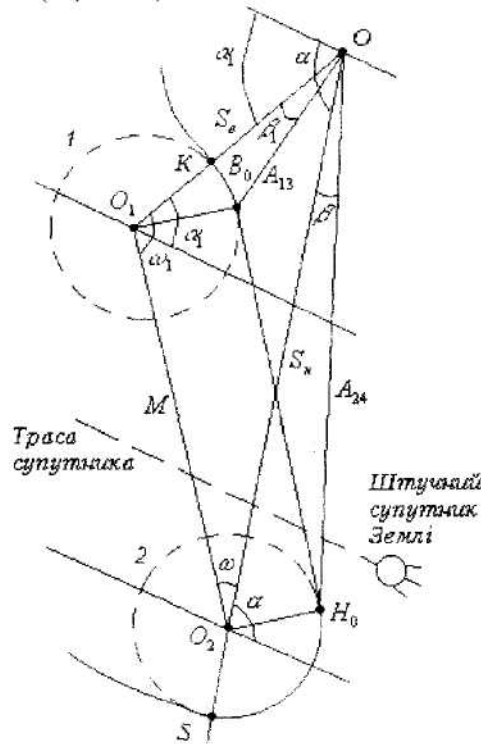


Рис. 2. Елемент проекції горизонтального перерізу зони дії системи аварійної доставки вантажу у загальному випадку

Розглянемо сферичний трикутник  $\Delta OO_1B_0$ . Використовуючи теорему косинусів сторін, знайдемо кутову відстань від місця розташування авіабази до точки  $B_0$ :

$$A_{13} = \arccos(\cos(S_6) \cos(R_{лн}) + \sin(S_6) \cdot \sin(R_{лн}) \cdot \cos(\omega_1 - \pi)) \quad (6)$$

та згідно з теоремою синусів отримаємо кут  $\beta_1$ :

$$\beta_1 = \arcsin \frac{\sin(R_{лн}) \cdot \sin(\omega_1 - \pi)}{\sin(A_{13})} \quad (7)$$

Аналогічно, використовуючи відповідні теореми для сферичного трикутника  $\Delta OO_2H_0$ , знайдемо кутову відстань  $A_{24}$  та кут  $\beta$ :

$$A_{24} = \arccos(\cos(S_n) \cdot \cos(R_{лн}) + \sin(S_n) \cdot \sin(R_{лн}) \cdot \cos(\pi - \omega)), \quad (8)$$

$$\beta = \arcsin \frac{\sin(R_{лн}) \cdot \sin(\pi - \omega)}{\sin(A_{24})} \quad (9)$$

Використовуючи вирази (6) і (8) можна знайти шукані координати

$$B_{0x} = \arcsin(\sin(A_{13}) \cdot \sin(\alpha_1 + \beta_1)), \quad (10)$$

$$B_{0y} = \arctg\left(\frac{\cos(\alpha_1 + \beta_1)}{\text{ctg}(A_{13})}\right), \quad (11)$$

$$H_{0x} = \arcsin(\sin(A_{24}) \cdot \sin(\alpha + \beta)), \quad (12)$$

$$H_{0y} = \arctg\left(\frac{\cos(\alpha + \beta)}{\text{ctg}(A_{24})}\right), \quad (13)$$

де  $B_{0x}, B_{0y}$  – координати точки  $B_0$  за осями  $X$  та  $Y$  відповідно;

$H_{0x}, H_{0y}$  – координати точки  $H_0$  за осями  $X$  та  $Y$  відповідно;

$R_3$  – радіус Землі.

Таким чином, в загальному випадку розрахунок проекції перерізу зони дії системи аварійної доставки вантажу на штучний супутник Землі здійснюється згідно з виразами (1)–(13). Так елементи проекції перерізу визначаються:

– зовнішня межа проекції перерізу зони – радіусом  $R_{зов}$  у границях кута, який дорівнює  $2\alpha$  та симетричний відносно осі  $Y$  системи координат, що розглядається, тобто від точки  $S$  до точки  $S'$  (рис. 1);

– відстань від точки  $S(S')$  до точки  $H_0(H'_0)$  – колами, радіуси яких дорівнюють  $R_{ли}$ , а центри розташовані у точках  $O_2$  та  $O_4$  згідно з виразами (1), (3), (4), (8), (9), (12), (13) та значеннями величин  $\alpha$  та  $S_n$ ;

– відстань  $H_0B_0(H'_0B'_0)$  є дотична до кіл 1, 2 (3, 4) та визначається згідно з виразами (10)–(13);

– відстань  $B_0K(B'_0K')$  – аналогічно з відстанню  $SH_0(S'H'_0)$  визначається згідно з виразами (2), (3), (5)–(7), (10), (11) та значеннями величин  $\alpha_1$  та  $S_g$ ;

– внутрішня межа проекції перерізу зони – радіусом  $R_{вн}$  у границях кута, який дорівнює  $2\alpha_1$  та симетричний відносно осі  $Y$  системи координат, що розглядається, тобто від точки  $K$  до точки  $K'$ .

Слід відмітити, що для випадку  $S_g \leq R_{ли}$  буде відсутнє коло радіуса  $R_{вн}$ , яке визначає внутрішню межу проекції перерізу зони дії системи аварійної доставки вантажу.

Але ж крім загального випадку існують декілька окремих випадків, які необхідно розглянути для повного розкриття цього питання.

### 2.2. Побудова проекції перерізу зони дії системи аварійної доставки вантажу в окремих випадках

Розглянемо три ситуації: перша та друга – коли кола 1 і 3 та 2 і 4 мають спільні точки (перетинаються), а третя – коли кути  $\alpha_1$  та  $\alpha$  дорівнюють нулю градусів (випадок, коли швидкості вантажної капсули та штучного супутника Землі дозволяють зробити стиковку лише з використанням "оберненого догону", тобто коли штучний супутник Землі наздоганяє вантажну капсулу у площині орбіти).

1. Кола 1 та 3 перетинаються.

У такому випадку відстань між центрами кіл 1 та 3  $C_{13}$  (рис. 3) розраховується за виразом (14):

$$C_{13} = |C_{1x}| + |C_{3x}|, \tag{14}$$

де  $C_{1x}$  – координата точки  $O_1$  по осі  $X$  у системі координат, яка розглядається;

$C_{3x}$  – відповідна координата точки  $O_3$ .

Для визначення місця положення точки  $P$ , яка у даному випадку визначає вид проекції перерізу зони дії системи аварійної доставки вантажу, необхідно розрахувати кут  $\nu_1$  (рис. 3), який входить у прямокутний сферичний трикутник  $\Delta O_1NP$ :

$$\nu_1 = \arccos \left( \operatorname{tg} \left( \frac{C_{13}}{2 \cdot R_3} \right) \cdot \operatorname{ctg} \left( \frac{R_{ли}}{R} \right) \right). \tag{15}$$

Таким чином, у даному випадку проекція горизонтального перерізу зони дії системи, яка розглядається, буде мати вигляд, показаний на рисунку 3.

2. Кола 2 та 4 перетинаються, тобто виконується співвідношення  $C_{24} < 2R_{ли}$ .

За цієї ситуації проекція перерізу зони дії системи буде мати вигляд, подібний перерізу цієї зони, коли  $C_{13} < 2R_{ли}$  (рис. 3). Вирази, які описують місце знаходження точки, що аналогічна точці  $P$  трикутника  $\Delta O_1NP$ , будуть мати вигляд (16), (17):

$$C_{24} = |C_{2x}| + |C_{4x}|, \tag{16}$$

$$v = \arccos \left( \operatorname{tg} \left( \frac{C_{24}}{2 \cdot R_3} \right) \cdot \operatorname{ctg} \left( \frac{R_{\text{ЛН}}}{R_3} \right) \right), \tag{17}$$

де  $C_{24}$  – відстань між центрами кіл 2 та 4, тобто між точками  $O_2(C_{2x}, C_{2y})$  та  $O_4(C_{4x}, C_{4y})$ .

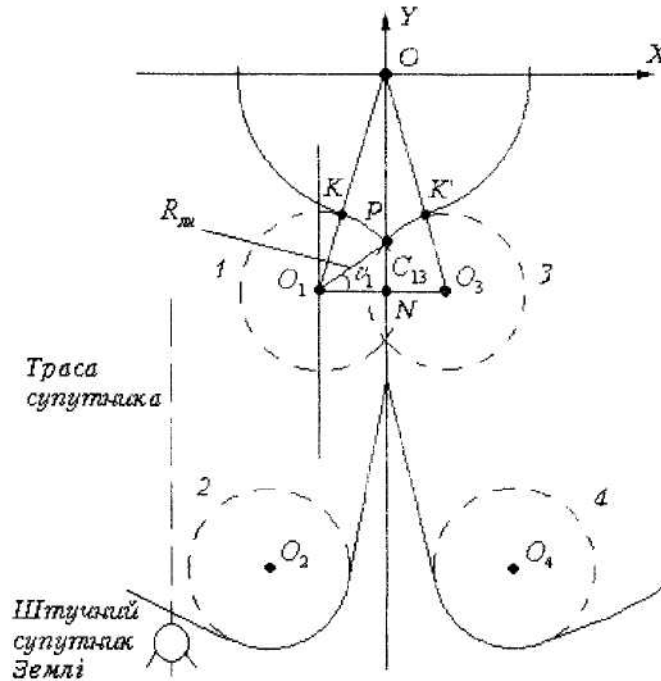


Рис. 3. Елемент проекції перерізу зони дії системи аварійної доставки вантажу в окремому випадку

3. Випадок "оберненого догону".

Ця ситуація є окремим випадком побудови проекції перерізу зони дії системи аварійної доставки вантажу (рис. 4).

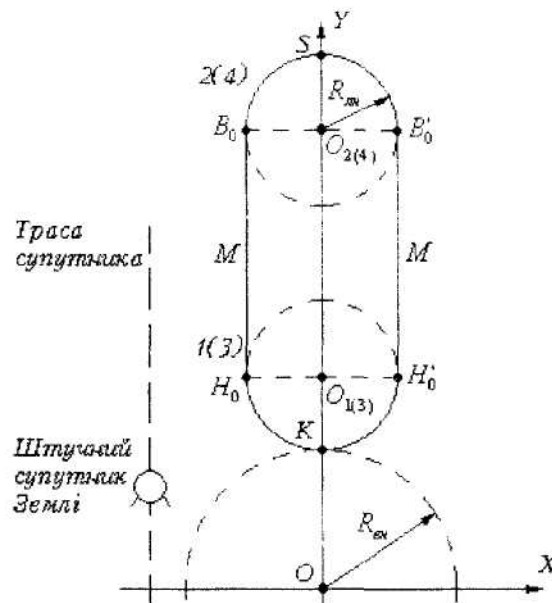


Рис. 4. Видягд проекції перерізу зони дії системи аварійної доставки вантажу у випадку "оберненого догону"

Кути  $\alpha_1$  та  $\alpha$  дорівнюють нулю градусів і проекція перерізу визначається лише можливостями літака-носія та відстанню центрів першого (третього) та другого (четвертого) кіл, тобто проекціями польоту ракети і вантажної капсули до зустрічі із супутником на висхідній та низхідній гілках траєкторії.

Таким чином, розглянуті основні окремі випадки побудови проекції перерізу зони дії доорбітальної системи аварійної доставки вантажу на штучний супутник Землі.

### Висновок

Розроблений метод дозволяє побудувати проекцію перерізу зони дії у горизонтальній площині для заданої висоти. Перерізи зони для різних висот дають змогу оцінити просторові можливості доорбітальної системи аварійної доставки вантажу на штучний супутник Землі для відповідних вихідних даних.

Отримана зона буде обертатися навколо вертикальної осі, яка проходить через точку знаходження авіабази (місця дислокації системи аварійної доставки вантажу), в залежності від напрямку руху штучного супутника Землі. Вигляд зони буде залежати від параметрів орбіти штучного супутника Землі та від допустимої швидкості його зближення з вантажною капсулою, яка визначає найбільш можливі кути їх зустрічі.

### ЛІТЕРАТУРА:

1. *Бронштейн И.Н., Семендяев К.А.* Справочник по математике для инженеров и учащихся ВТУЗов. – М.: Наука, 1980. – 976 с.
2. *Малица А.М., Пекарев Д.В.* Розрахунок зон стиковки вантажної капсули з штучним супутником Землі // Вісник ЖІТІ, 1998. – № 7. – С. 101–105.
3. *Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г.* Основы механики космического полёта. – М.: Наука, 1990. – 448 с.
4. *Солодов А.В.* Инженерный справочник по космической технике. – М.: Воениздат, 1977. – 432 с.

МАЛІЦА Анатолій Миколайович – кандидат технічних наук, начальник кафедри Житомирського військового інституту радіоелектроніки.

Наукові інтереси:

- теорія польоту штучних супутників Землі;
- математичне моделювання в наукових дослідженнях;
- теорія складних систем.

ПЕКАРЕВ Дмитро Володимирович – ад'юнкт Житомирського військового інституту радіоелектроніки.

Наукові інтереси:

- теорія польоту штучних супутників Землі;
- математичне моделювання в наукових дослідженнях.