UOT 1552 O 757 H

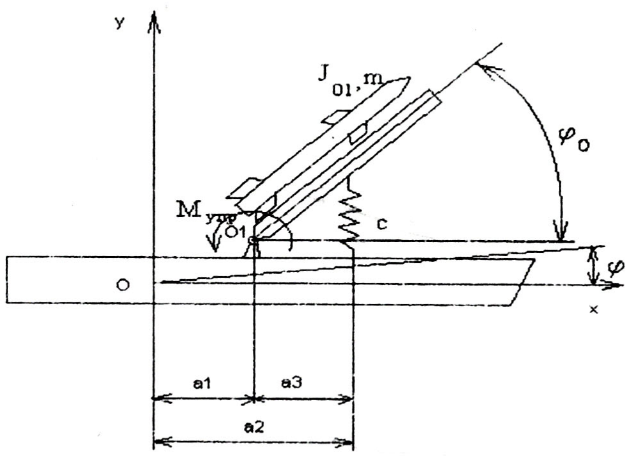
S. F. OSMANOV, f.r.e.n.; G. P. PAŞAYEV, f.r.e.n.; T. İ. İSMAYILOV, R. C. SEVDİMALIYEV

Heydər Əliyev adına AAHM

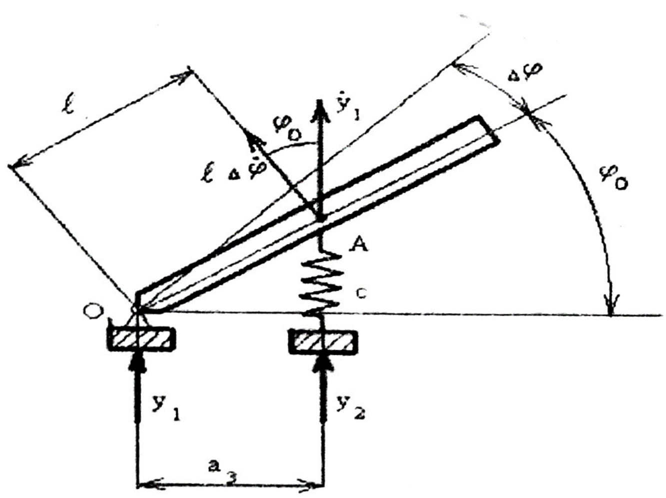
HƏRBİ GƏMİLƏRDƏ İSTİFADƏ OLUNAN RAKET BURAXMA QURĞUSUNUN İDARƏEDİCİ MÜHƏRRİKLƏRİNİN SEÇİLMƏSİ

Məqalədə gəminin rəqsi hərəkətinin təsiri altında raketlə yönəldicinin kiçik rəqslərinin tənliyi müəyyən edilib.

Atəş qurğusu gəmidə yerləşdirilmişdir (φ – bucağı verilmiş stasionar funksiyadır). $t = t_k$ anında qurğudan raket buraxılır.



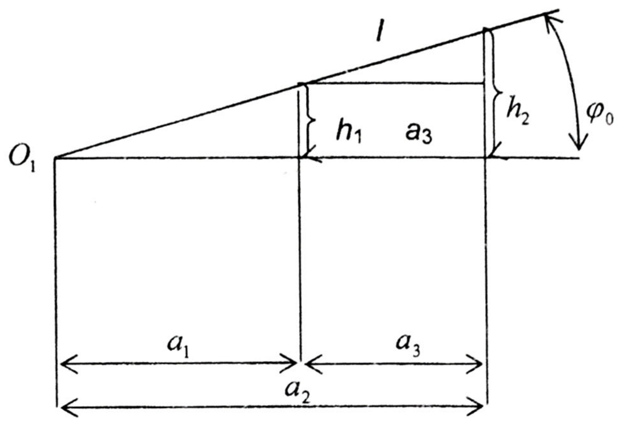
Şəkil 1. Qurğunun sxemi



Şəkil 2. Hesabat sxemi: A - raketlə platformanın kütlə mərkəzi; y_1 və y_2 - oturma nöqtələrinin kinematik həyəcanlanması; φ_0 stasionar halda platformanın qalxma bucağı;

$\Delta\varphi$ - bucaq dəyişməsidir (kiçik hesab olunur).

Kinemaik həyəcanlanma funksiyalarını təyin etmək üçün aşağıdakı sxemdən istifadə edək (şəkil 3):



Şəkil 3.

Burada $h_1 = a_1 \cdot tg\varphi, h_2 = a_2 \cdot tg\varphi$. Digər tərəfdən φ-nin kiçik qiymətlərində $tg\varphi \approx \varphi$ olduğunu nəzərə alsaq $h_1 = y_1; h_2 = y_2$ yaza bilərik, onda həyəcanlanma funksiyaları:

$$y_1 = a_1 \cdot \varphi \tag{1}$$

$$y_2 = a_2 \cdot \varphi \tag{2}$$

olacaqdır. Sistemin kinetik enerjisi:

$$T = \frac{1}{2} m\upsilon_A^2 + \frac{1}{2} J_0\omega^2 \tag{3}$$

υ_A - platformanın kütlə mərkəzinin sürəti; J_A - kütlə mərkəzinə nəzərən platformnaın raketlə birlikdə ətalət momentidir. Kosinuslar teoreminə görə:

$$\upsilon_A^2 = \dot{y}_1^2 + l^2\Delta\dot{\varphi}^2 + 2\dot{y}_1 l\Delta\dot{\varphi}\cos\varphi_0 \tag{4}$$

burada $l = \dfrac{a_3}{\cos\varphi_0}$. Beləliklə, sistemin kinetik enerjisi:

$$T = \frac{1}{2} m\dot{y}_1^2 + \frac{1}{2} ml^2\Delta\dot{\varphi}^2 + m\dot{y}_1 l\Delta\dot{\varphi}\cos\varphi_0 + \frac{1}{2} J_A\Delta\dot{\varphi}^2 \tag{5}$$

kimi təyin edilir.

Sistemin potensial enerjisi. Sistemin yerdəyişməsi kiçik, sistemdəki yay isə kifayət qədər sərtliyə malik olduğundan ağırlıq qüvvəsinin potensial enerjisi nəzərə alınmayacaq. Başqa sözlə, sistemin potensial enerjisi yalnız yayda toplanan potensial enerjidən ibarət olacaq:

$$P = \frac{1}{2} c(y_1 + a_3\Delta\varphi - y_2)^2 \tag{6}$$

(1) və (2)-ni nəzərə alsaq:

$$P = \frac{1}{2} c[(a_1 - a_2)\varphi + a_3\Delta\varphi]^2 \tag{7}$$

Hərəkət tənliyini yazmaq üçün Laqranj tənliyindən istifadə edək:

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \Delta\dot{\varphi}}\right) - \frac{\partial T}{\partial \Delta\varphi} = -\frac{\partial P}{\partial \Delta\varphi} \tag{8}$$

burada $J_{01} = J_A + ml^2$ olduğunu nəzərə alsaq:

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \Delta\dot{\varphi}}\right) = J_{01}\Delta\ddot{\varphi} + ma_3(a_1\ddot{\varphi}) \quad (9)$$

$$\frac{\partial P}{\partial \Delta\varphi} = ca_3\left[(a_1 - a_2)\varphi + a_3\Delta\varphi\right] = ca_3(a_1 - a_2)\varphi + ca_3^2\Delta\varphi \quad (10)$$

İdarəedici momenti nəzərə almaqla hərəkət tənliyi:

$$J_{01}\Delta\ddot{\varphi} + ca_3^2\Delta\varphi = -ma_3(a_1\ddot{\varphi}) + ca_3^2\varphi + M_{idr} \quad (11)$$

şəklində olacaqdır. Hesab olunur ki, φ xarici təsir nəticəsində $\varphi = A\cos(\omega t)$ qanunu ilə dəyişir. Burada A amplitud; ω isə məcburedici rəqslərin tezliyidir. Hərəkət tənliyini:

$$\Delta\ddot{\varphi} + \omega_0^2\Delta\varphi = \omega_0^2\varphi - \frac{ma_3(a_1\ddot{\varphi})}{J_{01}} + \frac{M_{idr}}{J_{01}} \quad (12)$$

kimi yaza bilərik.

Burada $\omega_0^2 = \dfrac{ca_3^2}{J_{01}}$. (12) diferensial tənliyinin həlli 2 hissədən ibarətdir:

1.Bircins diferensial tənliyin həlli;
2.Qeyri–bircins tənliyin xüsusi həlli.

Diferensial tənliklər kursundan məlum olduğu kimi bircins diferensial tənliyin həlli:

$$\Delta\varphi = C_1\sin\omega_0 t + C_2\cos\omega_0 t \quad (13)$$

kimi axtarılır.

Qeyri–bircins tənliyin xüsusi həlli isə aşağıdakı şəkildədir:

$$\Delta\varphi = \frac{1}{J_{01}\omega_0}\int_0^{t_k}\left[\omega_0^2 J_{01}\varphi(\tau) - ma_3(a_1\ddot{\varphi}(\tau)) + M_{idr}(\tau)\right]\sin\omega_0(t-\tau)d\tau \quad (14)$$

Onda (12) diferensial tənliyinin ümumi həlli:

$$\Delta\varphi = C_1\sin\omega_0 t + C_2\cos\omega_0 t + \frac{1}{J_{01}\omega_0}\int_0^{t_k}\left[\omega_0^2 J_{01}\varphi(\tau) - ma_3(a_1\ddot{\varphi}(\tau)) + M_{idr}(\tau)\right]\sin\omega_0(t-\tau)d\tau \quad (15)$$

kimi axtarılır. Sürətin ifadəsi:

$$\Delta\dot{\varphi} = C_1\omega_0\cos\omega_0 t - C_2\omega_0\sin\omega_0 t + \frac{1}{J_{01}}\int_0^{t_k}\left[\omega_0^2 J_{01}\varphi(\tau) - ma_3(a_1\ddot{\varphi}(\tau)) + M_{idr}(\tau)\right]\cos\omega_0(t-\tau)d\tau \quad (16)$$

Kompensasiyaedici mühərrik $t = t_k$ anında işə düşür. Mühərrikin gücü məhduddur.

Başlanğıc şərt olaraq $\Delta\varphi_0 = 0$ və $\Delta\dot{\varphi}_0 = 0$ olsun. Beləliklə, sürət üçün aşağıdakı ifadəni yazmaq olar:

$$\Delta\dot{\varphi} = \frac{1}{J_{01}}\int_0^{t_k}\left[\omega_0^2 J_{01}\varphi(\tau) - ma_3(a_1\ddot{\varphi}(\tau)) + M_{idr}(\tau)\right]\cos\omega_0(t_k-\tau)d\tau \quad (17)$$

Raket buraxılan anda platformanın fırlanma hərəkətinin bucaq sürəti minimum olmalıdır:

$$\frac{1}{J_{01}}\int_0^{t_k}\left[\omega_0^2 J_{01}\varphi(\tau) - ma_3(a_1\ddot{\varphi}(\tau)) + M_{idr}(\tau)\right]\cos\omega_0(t-\tau)d\tau = 0 \quad (18)$$

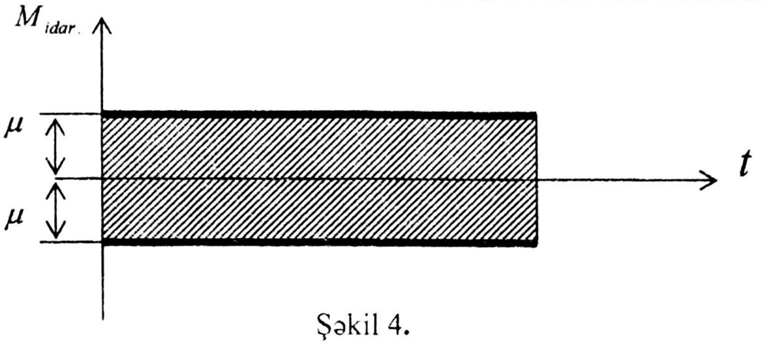
Sonuncu inteqralı iki inteqralın cəmi kimi göstərək:

$$\frac{1}{J_{01}}\int_0^{t_k}\left[\omega_0^2 J_{01}\varphi(\tau) - ma_3(a_1\ddot{\varphi}(\tau))\right]\cos\omega_0(t_k-\tau)d\tau + \frac{1}{J_{01}}\int_0^{t_k}M_{idr}(\tau)\cos\omega_0(t_k-\tau)d\tau = \Delta\dot{\varphi}$$

Çalışmaq lazımdır ki, inteqralaltı funksiyalar modulca bərabər, işarəcə əks olsunlar.
İdarəedici momentin funksiyası aşağıdakı şəkildə olacaq:

$$M_{idar}(\tau) = -M sign\left[\cos p(t_k-\tau)\right] \quad (19)$$

burada $-\mu \le M \le \mu$, idarəedici momenti məhdudlaşdıran oblast şəkil 4-də göstərilmişdir:



Şəkil 4.

Əgər bu iki şərtin ödənməsinə nail olmaq mümkündürsə, onda məsələ həll olunmuş hesab edilir. Əks halda müəyyən gücə malik idarəedici mühərrik üçün başlanğıc həyəcanlanmasını nə qədər kompensasiya etmək mümkün olduğunu qiymətləndirmək mümkündür.

NƏTİCƏLƏR

1.Bucaq sürətinin optimal $\Delta\dot{\varphi}_0$ qiyməti üçün idarəedici momentin amplitud qiyməti iki dəfə çox olmalıdır.

2.Mühərrikin idarəedici momentini $M_{idr}(\tau) = -Msign\left[\cos p(t_k - \tau)\right]$ şəklində müəyyən edərək raketin buraxılma anında bucaq sürətinin minimal qiymətini təmin etmək olar. Bu zaman həmin nəticəni təmiz kosinusoidal idarəedici momentin gücündən az gücə malik mühərrikdən istifadə etməklə almaq mümkündür.

3.İdarəedici momentin tapılmış amplitud qiymətindən istifadə edərək hərəkət qanunu məruzədəki tələblərə cavab verən gücə malik mühərrik seçmək olar.

ƏDƏBİYYAT

1. Вайнберг Д.В., Писаренко Г.С. Механические колебания и их роль в технике. Москва.: Государственное Издательство Физика-Математической Литературы, 1998. 232 с.

2. Савельев И.В. Курс общей физики. том 1. М.: Издательство "Наука",1988. 414 с.

3. Ландау Л.Д., Ахиезер А.И., Лифшиц Е.М. Курс общей физики. М.: Издательство "Наука",1985. 384 с.