

К крепится магнитопровод  $M_{\text{км}}$  с обмоткой  $O_{\text{км}}$ , на зажимы которой подается постоянное напряжение  $U_{\text{км}}$ , которое создает тяговое усилие якоря  $F_{\text{Пк}\Sigma}$ , компенсирующее  $F_{\text{П}\Sigma}$ . Упрощенная схема такого ЭМВС изображена на рис. 4, где  $M_{\text{км}}$  — компенсационный магнитопровод;  $B_1, B_n$  — двухполупериодные выпрямители со сглаживающими фильтрами;  $C_m$  — сумматор;  $O_{\text{км}}$  — обмотка на  $M_{\text{км}}$ . Остальные обозначения такие, как на рис. 3.

Вычисление  $F_{\text{Пк}\Sigma}$  аналогично расчету тягового усилия  $F_{\text{П}\Sigma}$ .

Таким образом, схема ЭМВС, показанная на рис. 4, позволяет проводить испытания объектов как на моногармонических, так и на полигармонических вибронагрузках.

1. *Вибрации в технике*. В 6-ти т. / Под ред. чл.-кор. АН СССР К. В. Фролова. — Москва: Машиностроение, 1981. — Т. 6. — 456 с.
2. *Ступель Ф. А.* Электромеханические реле. — Харьков: Изд. Харьков. гос. ун-та, 1956. — 356 с.
3. *Бронштейн И. Н., Семендяев К. А.* Справочник по математике. — Москва: ГИТТЛ, 1956. — 608 с.
4. *Божко А. Е., Голуб Н. М.* Динамико-энергетические связи колебательных систем. — Киев: Наук. думка, 1980. — 188 с.
5. *Божко А. Е.* Принципы и особенности воспроизведения полигармонических вибраций электромагнитными вибраторами // Пробл. машиностроения. — 2004. — 7, № 2. — С. 32–38.

*Институт проблем машиностроения  
им. А. Н. Подгорного НАН Украины, Харьков*

*Поступило в редакцию 30.03.2007*

УДК 629.7.054

© 2008

**В. В. Карачун, О. А. Кладун**

## **Похибки виведення балістичних ракет**

*(Представлено академіком НАН України В. М. Кошляковим)*

*The errors of a gyroscopic integrator of linear accelerations are analyzed in model terms. The degree of influence of the penetrable acoustic radiation is set on the technical descriptions of wares.*

Одним з перспективних напрямів оптимізації польотів ракет-носіїв (РН) слід визнати ефективність використання аеродинамічних маневрів в атмосфері планет — гальмування, захоплення повітряним середовищем тощо, а також підвищення точності приладів командно-вимірювального комплексу.

Стартова маса сучасних РН може сягати декількох сотень тон. Отже, для здійснення всіх передбачених маневрів необхідна наявність потужних рупійних установок. До двигунів великої тяги слід віднести рідиннопаливні та ядерні. Саме вони забезпечують приріст швидкості за одиницю часу, який вимагає технічне завдання. Разом з тим, на межі струменя, що витікає з сопла двигуна із надзвуковою швидкістю, звичайно виникає зона турбулентності потоку, яка генерує в навколишнє середовище хвилі різної частоти. Товщина цієї турбулентної зони і, відповідно, граничні масштаби вихорів, що поширюються донизу вздовж потоку, безперервно збільшується з віддаленням від зрізу сопла. Інтенсивність шуму, який породжується таким струменем, пропорційна величині її середньої швидкості

у ступені 6–8. За цих умов потужність акустичного випромінювання становить 0,4–0,8% механічної потужності двигунів.

Найбільших рівнів звуковий тиск сягає при старті, особливо з поверхні Землі. Таким чином, збільшення тяги двигунів ракети призводить до неминучого підвищення сумарного рівня акустичного навантаження на поверхню фюзеляжа, з одного боку, на прилади керування і бортову апаратуру — з іншого. Так, якщо звукове випромінювання сягає 150–160 дБ, навігаційне обладнання втрачає свої паспортні характеристики, з'являються особливості в елементній базі, виникають пружні, а часом і необернені, деформації поверхні. Останні мають місце лише при наявності хвильового збігу.

Для досягнення ракетою-носієм зазначеної точки простору, як відомо, необхідно, щоб в кінці активної ділянки польоту, тобто в момент відключення двигунів, швидкість її центру мас мала необхідну величину і напрям. Остання теза вирішується гірогоризонтом і вертикантом. Розв'язання першої, як правило, здійснюється за допомогою гіроскопічного інтегратора лінійних прискорень.

Головне призначення гіроінтеграторів пов'язане з їх використанням в балістичних ракетах для формування сигналу відключення рушійних установок в кінці активної ділянки руху. В цьому випадку ось скоби встановлюється паралельно поздовжній осі РН.

Активна ділянка руху ракети є програмною кривою. Тому закон зміни кута тангажа  $\Theta$  на активній ділянці, з точністю до похибок керування по куту тангажа, також задається. Це дозволяє розрахувати вплив масових сил.

Ракети з керуванням по тязі рушійних установок прив'язуються до програмної траєкторії не тільки у просторі, але і у часі. В цьому випадку розрахунок впливу сил ваги може бути здійснений досить точно.

Гіроінтегратор може проводити вимір швидкості ракети вздовж певним чином визначеної Земної або іншої осі. Наприклад, вимір вертикальної швидкості носія, північної складової тощо. З цією метою ось чутливості інтегратора повинна стабілізуватися в даному напрямку. Отже, входною величиною приладу є прискорення поступального руху тієї точки ракети-носія, яка збігається з центром мас рухомої частини гіроскопічного інтегратора в напрямку осі скоби (зовнішньої рамки).

Зорієтуємо Земну систему координат  $O_1\xi_0\eta_0\zeta_0$  таким чином. Осі  $O_1\xi_0$  та  $O_1\zeta_0$  розташуємо у площині горизонту, а вісь  $O_1\eta_0$  направимо за вертикаллю місця (рис. 1).

Положення системи координатних осей  $O_1\xi\eta\zeta$ , яка жорстко зв'язана з фюзеляжем, відносно Земної системи координат задано кутом тангажа  $\Theta$  і кутом крену  $\varphi$  (рис. 2). На цій же схемі визначена орієнтація осей  $O_1x_1y_1z_1$ , які жорстко зв'язані із скобою.

Для наочності сполучимо початок всіх координатних осей з точкою  $O_2$ . Таким чином, початок координатних систем  $\xi\eta\zeta$  та  $x_1y_1z_1$  зміщений на відстань  $l$  вздовж осі  $z_1$  із точки  $O_1$  у точку  $O_2$ . В загальному випадку поздовжня вісь  $O_1\xi$  РН нахилена до площини горизонту на кут  $\Theta$ , а поперечна вісь  $O_1\zeta$  — на кут  $\varphi$  (див. рис. 2). Пунктирною лінією, яка проходить через точку  $O_1$ , позначимо дійсну орієнтацію осей підвісу скоби.

Рівняння руху інтегратора прискорень можна навести у вигляді [1]:

$$\begin{aligned}
 A_0(\ddot{\alpha} + \dot{\omega}_\xi) + H\dot{\beta} + H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\zeta \sin \alpha) &= M_{x_1}, \\
 (B_0 + ml^2)\ddot{\beta} + (B_0 + ml\rho_{1\xi}\beta)(\dot{\omega}_\zeta \sin \alpha + \dot{\omega}_\eta \cos \alpha) + ml(\dot{\omega}_\eta\rho_{1\zeta} - \dot{\omega}_\zeta\rho_{1\eta}) + \\
 + ml(\dot{V}_{G\xi} + \dot{V}_{G\eta}\beta \sin \alpha - \dot{V}_{G\zeta}\beta \cos \alpha) - H(\dot{\alpha} + \omega_\xi) &= M_{y_2}.
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

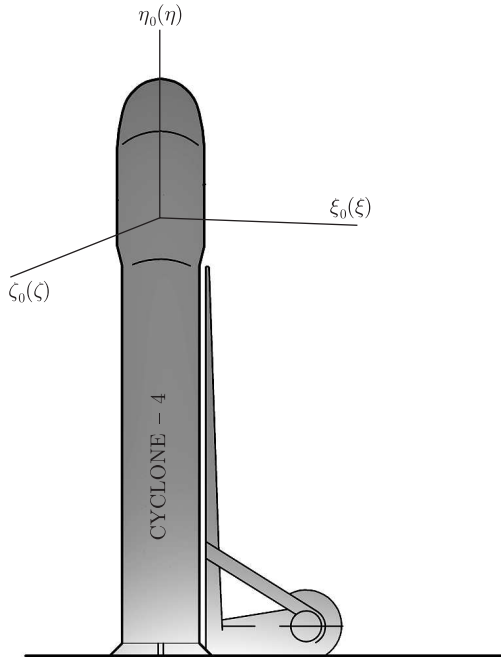


Рис. 1

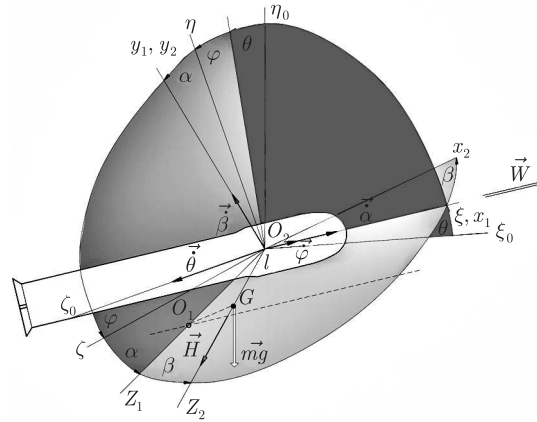


Рис. 2

Беручи до уваги, що кут  $\beta$  практично дорівнює нулю, вирази  $M_{y_2}$  та  $M_{x_1}$  можна спростити

$$M_{y_2}(mg) \approx -mgl[\sin \theta + \beta \cos \theta \sin(\varphi + \alpha)]; \quad M_{x_1}(mg) \approx 0,$$

а другим співвідношенням — взагалі знехтувати, через малість. Тоді рівняння руху гіроінтегратора, з урахуванням викладеного, можна подати у вигляді

$$\begin{aligned} A\ddot{\alpha} + k_\omega k_p^2 \dot{\alpha} + H\dot{\beta} &= (-1)^n k_p k_u U(\beta) - H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\zeta \sin \alpha) - \\ &- A_1 \dot{\omega}_\xi - M_{TP} \text{sign } \dot{\alpha} + M_{x_1}^a; \\ B\ddot{\beta} - H\dot{\alpha} &= -ml\dot{V}_{G\xi} - ml\beta(\dot{V}_{G\eta} \sin \alpha - \dot{V}_{G\zeta} \cos \alpha) - ml(\dot{\omega}_\eta \rho_{1\xi} - \dot{\omega}_\zeta \rho_{1\eta}) - \\ &- B_1(\dot{\omega}_\zeta \sin \alpha + \dot{\omega}_\eta \cos \alpha) + H\omega_\xi - mgl[\sin \theta + \beta \cos \theta \sin(\varphi + \alpha)] - M_y^0 \text{sign } \dot{\beta} + M_{y_2}^a, \end{aligned} \quad (2)$$

де  $A = A_0 + Ik_p^2 + A_{\text{РАМ}}$  — загальний момент інерції рухомої частини відносно осі зовнішньої рамки ( $A_{\text{РАМ}}$  — момент інерції зовнішньої рамки);  $A_1 = A_0 + I(-1)^n k_p + A_{\text{РАМ}}$  — сумарний момент інерції відносно переносного прискорення  $\dot{\omega}_\xi$ , зведений до осі зовнішньої рамки;  $M_{TP} = M_{TX} + M_{TR}k_p$  — сумарний момент сил сухого тертя на осі зовнішньої рамки і датчика моменту, зведений до осі рамки;  $B = B_0 + ml\rho_{1\xi}\beta$  — сумарний момент інерції відносно переносного прискорення відносно осі кожуха, зведений до цієї осі;  $B = B_0 + ml^2$ ;

$$M_{x_1}^a = M_1(P) + M_3(\dot{V}) + M_4(\dot{W}) + M_7(P);$$

$$M_{y_2}^a = M_2(P) + M_5(\dot{V}) + M_6(\dot{W}) + M_8(W_t) -$$

моменти-перешкоди, викликані впливом акустичного випромінювання [2].

Як впливає з рівнянь руху (2), для розрахунку похибок приладу від дії прискорень ракети-носія вздовж осей, перпендикулярних осі чутливості, необхідно визначити величини статичного кута, зумовленого наявністю постійного моменту або такого, що повільно змінюється, вздовж осі зовнішньої рамки.

Точний розрахунок тут складний, тому ефективним є використання асимптотичних методів, зокрема, методу гармонічного балансу.

Перейдемо до аналізу динаміки приладу. Характер власного руху гіроінтегратора без корекції легко встановити з рівнянь (2), якщо покласти рівними нулю їхні праві частини та доданок  $k_\omega k_p^2 \dot{\alpha}$

$$A\ddot{\alpha} + H\dot{\beta} = 0; \quad B\ddot{\beta} - H\dot{\alpha} = 0. \quad (3)$$

Ці рівняння описують динаміку інтегратора за відсутності сухого тертя на осях і горизонтального положення осі зовнішньої рамки на нерухомій основі (або на рухомій з постійною поступальною швидкістю). Вони, як видно, не відрізняються від рівнянь вільного тристепенового гіроскопа.

Власний рух у цьому випадку, за нульових початкових умов, має характер нутаційних коливань із частотою

$$\omega_0 = \frac{H}{[AB]^{1/2}}. \quad (4)$$

У випадку підключення лінійної системи корекції по перпендикулярності рамок (наприклад, при безінерційному підсилювачі в ланці корекції), рівняння руху набувають вигляду

$$A\ddot{\alpha} + k_\omega k_p^2 \dot{\alpha} + H\dot{\beta} \pm (-1)^n k_{\text{дх}} k_y k_p k_u \beta = 0; \quad B\ddot{\beta} - H\dot{\alpha} = 0. \quad (5)$$

Знак “ $\pm$ ” передбачає стійкий або нестійкий корекційний стан.

У тому випадку, коли вивчається тільки прецесійний рух, у виразах (2) необхідно відкинути інерційні члени  $A\ddot{\alpha}$ ,  $B\ddot{\beta}$  і отримати рівняння руху гіроінтегратора у вигляді

$$\begin{aligned} H\dot{\beta} &= (-1)^n k_p k_u U - k_\omega k_p^2 \dot{\alpha} - H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\zeta \sin \alpha) - A_1 \dot{\omega}_\xi - M_{\text{ТР}} \text{sign } \dot{\alpha} + M_{x_1}^a; \\ -H(\dot{\alpha} + \omega_\xi) &= ml\dot{V}_{G\xi} - ml\beta(\dot{V}_{G\eta} \sin \alpha - \dot{V}_{G\zeta} \cos \alpha) - ml(\dot{\omega}_\eta \rho_{1\zeta} - \dot{\omega}_\zeta \rho_{1\eta}) - \\ &- B_1(\dot{\omega}_\zeta \sin \alpha + \dot{\omega}_\eta \cos \alpha) - mgl[\sin \theta + \beta \cos \theta \sin(\varphi + \alpha)] - M_y^0 \text{sign } \dot{\beta} + M_{y_2}^a. \end{aligned} \quad (6)$$

З урахуванням прийнятого вище припущення про малість величин  $\dot{\alpha}$  і  $\dot{\beta}$  рівняння (6) можна розглядати незалежно.

Друге рівняння в цьому випадку являє собою закон прецесійного руху гіроскопа відносно осі зовнішньої рамки під впливом таких моментів:

- моменту  $ml\dot{V}_{G\xi}$  сили інерції, який є вхідною величиною пристрою;
- моменту  $ml\beta(\dot{V}_{G\eta} \sin \alpha - \dot{V}_{G\zeta} \cos \alpha)$  сил інерції, перпендикулярних осі чутливості пристрою;
- моменту  $ml(\dot{\omega}_\eta \rho_{1\zeta} - \dot{\omega}_\zeta \rho_{1\eta})$  сил інерції, зумовлених прискоренням обертанням ракети-носія відносно центру мас т.  $G$  і зміщенням місця установки пристрою від цієї точки;
- інерційного моменту  $B_1(\dot{\omega}_\zeta \sin \alpha + \dot{\omega}_\eta \cos \alpha)$  від переносного кутового прискорення навколо осі привісу кожуха;

моменту  $mg l[\sin \theta + \beta \cos \theta \sin(\varphi + \alpha)]$  сили тяжіння;  
 моменту  $M_y^0 \operatorname{sign} \dot{\beta}$  сил сухого тертя відносно осі повороту кожуха;  
 моменту  $M_2(P)$  сил акустичного тиску  $P$ , зумовленого парусністю поверхні кожуха, що входить в доданок  $M_{y_2}^a = M_2(P) + M_5(\dot{V}) + M_6(\dot{W}) + M_8(W_T)$ ;

сумарного моменту  $M_5(\dot{V}) = \pi 2B\omega \dot{V}(t)/R$  сил інерції Коріоліса, викликаного пружними тангенціальними переміщеннями  $V$  циліндричної частини поверхні кожуха під дією акустичного випромінювання;

сумарного моменту  $M_6(\dot{W}) = \pi 2B\omega \dot{W}(t)/R$  сил інерції Коріоліса, викликаного пружними радіальними переміщеннями  $W$  циліндричної частини поверхні кожуха під дією звукової хвилі;

$M_8(W_T)$  — моменту від акустичної вібрації кришок кожуха.

Перші п'ять моментів є наслідком кінематичного збурення з боку фюзеляжу ракети-носія, останні чотири — результат спільного впливу на прилад акустичного випромінювання і кутового руху ракети (кінематичне збурення). Причому момент  $M_2(P)$  виникає при дії хвилі тиску на абсолютно тверду поверхню кожуха, а моменти  $M_5(\dot{V})$  і  $M_6(\dot{W})$  — на пружно податливу.

З усіх перерахованих моментів тільки перший є корисним, оскільки містить інформацію про вхідну величину  $\dot{V}_{G\xi}$  — поздовжнє прискорення центру мас ракети-носія. Інші є моментами-перешкодами, що призводять до похибок вимірювань.

Проаналізуємо структуру першого рівняння системи (6). Це рівняння описує прецесійний рух навколо осі привісу кожуха під дією моментів, що діють відносно осі зовнішньої рамки. Ним можна скористатися для визначення величини мінімально необхідного моменту датчика моментів у випадку нелінійної системи корекції або для обчислень статичних або повільно змінних значень кута при лінійній системі корекції. Тобто для працездатності системи корекції необхідно, щоб корекційний момент перевищував інші моменти

$$(-1)^n k_P k_u U - k_\omega k_p^2 \dot{\alpha} > -H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\zeta \sin \alpha) - A_1 \dot{\omega}_\xi - M_{TP} \operatorname{sign} \dot{\alpha} + M_{x_1}^a.$$

У випадку лінійної системи корекції перше рівняння системи (6) можна записати у вигляді

$$H \dot{\beta} = -k_{\text{дy}} k_y k_P k_u \beta - k_\omega k_p^2 \dot{\alpha} - H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\zeta \sin \alpha) - A_1 \dot{\omega}_\xi - M_{TP} \operatorname{sign} \dot{\alpha} + M_{x_1}^a. \quad (7)$$

Якщо зміна в часі моментів  $k_\omega k_p^2 \dot{\alpha}$ ,  $H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\zeta \sin \alpha)$ ,  $M_{TP} \operatorname{sign} \dot{\alpha}$  і  $M_{x_1}^a$  відбувається досить повільно (частотний спектр перебуває в зоні малих величин), статичний розв'язок рівняння (7) можна виразити таким співвідношенням:

$$\beta_{CT} = -\frac{1}{k_{\text{дy}} k_y k_P k_u} [k_\omega k_p^2 \dot{\alpha} + H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\zeta \sin \alpha) + A_1 \dot{\omega}_\xi + M_{TP} \operatorname{sign} \dot{\alpha} - M_{x_1}^a]. \quad (8)$$

В іншому випадку у правій частині формули (8) утримуються лише статичні (або повільно змінні) складові цих моментів.

Розрахунок статичних девіацій осі фігури гіроскопа відносно перпендикуляра до площини зовнішньої рамки необхідний для оцінки ступеня впливу прискорень руху ракети-носія вздовж перпендикулярних осей.

Таким чином, акустична хвиля проникаючого випромінювання приведе, за інших рівних умов, до статичного відхилення осі фігури на кут  $\beta_{CT}^a$ :

$$\begin{aligned}\beta_{CT}^a &= \frac{M_1(P) + M_3(\dot{V}) + M_4(\dot{W}) + M_7(P)}{k_{dy}k_yk_Pk_u} = \\ &= \frac{PS \cos(\vec{n}O_1y_2)l_1 + 2R^{-1}A_1\omega_\xi\dot{V}(t) + 2R^{-1}\pi A_1\omega_\xi\dot{W}(t)}{k_{dy}k_yk_Pk_u} + \\ &+ \frac{2m_T L\omega_\xi\dot{W}_T(t) \sin[\vec{\omega}_\xi, \vec{W}_T(t)]}{k_{dy}k_yk_Pk_u}.\end{aligned}\quad (9)$$

Запишемо систему рівнянь (2) в операторній формі за припущення малості збурюючих моментів, які залежать від положення рухомої частини приладу. При цьому канал корекції вважаємо увімкненим правильно. Тоді маємо:

$$\begin{aligned}(Ap^2 + k_\omega k_p^2)\alpha + (Hp + k_{dy}k_yk_Pk_u)\beta &= -H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\zeta \sin \alpha) - A_1p\omega_\xi - \\ &- M_{TP} \text{sign } p\alpha = M_{x_1}^a; \\ -Hp\alpha + Bp^2\beta &= -mlpV_{G\xi} - mlp\beta(V_{G\eta} \sin \alpha - V_{G\zeta} \cos \alpha) - mlp(\omega_\eta\rho_\zeta - \omega_\zeta\rho_{1\eta}) - \\ &- B_1p(\omega_\zeta \sin \alpha + \omega_\eta \cos \alpha) + H\omega_\xi - mgl[\sin \theta + \beta \cos \theta \sin(\varphi + \alpha)] - \\ &- M_y^0 \text{sign } p\beta + M_{y_2}^a,\end{aligned}\quad (10)$$

де  $p \equiv d/dt$  — оператор диференціювання.

Тепер розв'язання системи (10) можна записати таким чином:

$$\begin{aligned}\alpha &= \frac{Bp^2M_{\Pi\xi} - (Hp + k_{dy}k_yk_Pk_u)(-mlV_{G\xi} + M_{\Pi y})}{p(ABp^3 + Bk_\omega k_p^2p^2 + H^2p + Hk_{dy}k_yk_Pk_u)}; \\ \beta &= \frac{(Ap^2k_\omega k_p^2)(-mlpV_{G\xi} + M_{\Pi y} + HpM_{\Pi\xi})}{p(ABp^3 + Bk_\omega k_p^2p^2 + H^2p + Hk_{dy}k_yk_Pk_u)},\end{aligned}\quad (11)$$

де

$$\begin{aligned}M_{\Pi\xi} &= -H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\zeta \sin \alpha) - A_1p\omega_\xi - M_{TP} \text{sign } p\alpha + M_{x_1}^a; \\ M_{\Pi y} &= -mlp\beta(V_{G\eta} \sin \alpha - V_{G\zeta} \cos \alpha) - mlp(\omega_\eta\rho_{1\zeta} - \omega_\zeta\rho_{1\eta}) - B_1p(\omega_\zeta \sin \alpha + \omega_\eta \cos \alpha) + \\ &+ H\omega_\xi - mgl[\sin \theta + \beta \cos \theta \sin(\varphi + \alpha)] - M_y^0 \text{sign } p\beta + M_{y_2}^a.\end{aligned}\quad (12)$$

Із співвідношень (11) легко встановити прецесійний рух. Для цього досить покласти рівними нулю моменти інерції рухомої частини, тобто  $A_0 = B_0 = 0$ . Отримуємо:

$$\begin{aligned}\alpha &= \frac{ml}{H}V_{G\xi} - \frac{M_{\Pi y}}{Hp}; \\ \beta &= \frac{-k_\omega k_p^2}{H(Hp + k_{dy}k_yk_Pk_u)}mlV_{G\xi} + \frac{k_\omega k_p^2 M_{\Pi y} + HpM_{\Pi\xi}}{Hp(Hp + k_{dy}k_yk_Pk_u)}.\end{aligned}\quad (13)$$

Наведені співвідношення відрізняються простотою й наочністю. Їх аналіз приводить до тих же висновків, які були зроблені раніше.

Поріг чутливості інтегратора визначається за умови перевищення величини корисного моменту  $ml\dot{V}_{G\xi}$  над моментом тертя  $M_{\text{ту}}$ , тобто

$$|ml\dot{V}_{G\xi}| > |M_{\text{ту}}|. \quad (14)$$

Це співвідношення дає можливість обчислити поріг чутливості інтегратора

$$\dot{V}_{G\xi} = \frac{M_{\text{ту}}}{ml}.$$

Критерієм слушності вибору параметрів інтегратора є розрахунок його похибок. Основними з них слід вважати методичні, зумовлені впливом моментів-перешкод на осі кожуха, і інструментальні — мінливість коефіцієнта передачі приладу, вплив сил сухого тертя в осі приросту ваги кожуха тощо.

**Похибка від інерційного моменту  $ml\beta(\dot{V}_{G\eta} \sin \alpha - \dot{V}_{G\zeta} \cos \alpha)$ .** Вона характеризує вплив прискорень, що діють у площині палуби фіюзеляжу (вздовж осей, перпендикулярних осі чутливості). Абсолютне значення цієї похибки в одиницях вихідної величини приладу визначається за формулою

$$\Delta_1^\alpha = \frac{ml}{H} \int_0^t \beta(\dot{V}_{G\eta} \sin \alpha - \dot{V}_{G\zeta} \cos \alpha) d\tau. \quad (15)$$

Очевидно, що точне визначення похибки гіроінтегратора можливе тільки при заданих законах зміни прискорень  $\dot{V}_{G\eta}(t)$ ,  $\dot{V}_{G\zeta}(t)$ ,  $\dot{V}_{G\xi}(t)$ , а також кута  $\beta$ .

Для балістичних ракет можна вважати відомими тільки поздовжнє  $\dot{V}_{G\xi}$  і нормальне  $\dot{V}_{G\eta}$  прискорення. Вони визначають траєкторію активної ділянки. Бічний знос ( $\dot{V}_{G\zeta}$ ) заздалегідь невідомий і може бути встановлений лише його граничний рівень. Разом з тим, можна стверджувати, що величина бічного прискорення  $\dot{V}_{G\eta}$  істотно менша за нормальне прискорення  $\dot{V}_{G\zeta}$  (це прискорення можна обчислити, знаючи програмну зміну кута тангажа на активній ділянці траєкторії).

**Похибка від інерційного моменту  $ml(\dot{\omega}_\eta \rho_{1\zeta} - \dot{\omega}_\zeta \rho_{1\eta})$**  визначається за формулою

$$\Delta_1^{V\xi} = \rho_{1\xi} \int \dot{\omega}_\eta d\tau - \rho_{1\eta} \int \dot{\omega}_\zeta d\tau = (\dot{\omega}_\eta \rho_{1\zeta} - \dot{\omega}_\zeta \rho_{1\eta})|_0^t. \quad (16)$$

Для балістичних ракет величини  $\Delta_2^V$  і  $\delta_2$  наприкінці активної ділянки руху дуже малі, оскільки має місце стабілізація корпусу за всіма трьома кутовими координатами. Приріст величин  $\omega_\eta$  і  $\omega_\zeta$  не відбувається.

**Похибка від інерційного моменту  $B_1(\dot{\omega}_\zeta \cos \alpha + \dot{\omega}_\eta \sin \alpha)$ ,** аналогічно попередньому, обчислюються співвідношенням

$$\Delta_3^{V\xi} = \frac{B_1}{ml} \int_0^t \left[ \dot{\omega}_\zeta \sin \left( \frac{ml}{H} V_{G\xi} \right) + \dot{\omega}_\eta \cos \left( \frac{ml}{H} V_{G\xi} \right) \right] d\tau. \quad (17)$$

Очевидно, що за наявності системи кутової стабілізації фіюзеляжу кутові прискорення  $\dot{\omega}_\xi$  і  $\dot{\omega}_\zeta$  матимуть коливальні складові, які у випадку збігу із частотою зміни кута  $\alpha$

$$\dot{\alpha} = \frac{ml}{H} \dot{V}_{G\xi}$$

приведуть до виникнення параметричних резонансів, і, як наслідок, у підінтегральній функції з'явиться систематична, або повільно мінлива, складова, що приведе до накопичення абсолютної похибки. У всіх інших випадках внесок цього класу похибок у загальну похибку гіроінтегратора незначний.

**Похибка від переносної кутової швидкості  $\omega_\xi$ .** Величина цієї похибки визначається за формулою

$$\Delta_4^{V_\xi} = \frac{H}{ml} \int_0^t \omega_\xi d\tau. \quad (18)$$

При наявності системи стабілізації за кутом крену  $\varphi$  ракети-носія швидкість  $\omega_\xi$  буде періодичною функцією часу і не приведе до похибки, що накопичується.

**Похибка від дії сил тяжіння  $mgl[\sin \theta + \beta \cos \theta \sin(\varphi + \alpha)]$ .** В одиницях вимірюваної лінійної швидкості вона дорівнює

$$\Delta_5^{V_\xi} = g \int_0^t [\sin \theta + \beta \cos \theta \sin(\varphi + \alpha)] d\tau. \quad (19)$$

Тут періодичну складову кута  $\beta$ , яка приблизно дорівнює частоті власних коливань, можна не враховувати. Досить взяти до уваги лише постійну або повільно змінну в часі його складову.

**Похибка від сухого тертя в підшипниках осі кожуха.** Її величина обчислюється із співвідношення

$$\Delta_6^{V_\xi} = \frac{1}{ml} \int_0^t (M_y^0 \operatorname{sign} \dot{\beta}) d\tau. \quad (20)$$

**Похибка від нестабільності передатного коефіцієнта.** Абсолютна похибка приладу в одиницях вимірюваної величини  $V_{G\xi}$  визначається формулою

$$\Delta_7^{V_\xi} = \frac{\Delta K}{K} V_\xi, \quad (21)$$

де  $\Delta K$  — абсолютне відхилення передатного коефіцієнта від його номіналу

$$\Delta K = \frac{m}{C\dot{\gamma}} \Delta l + \frac{ml}{C^2\dot{\gamma}} \Delta C + \frac{ml}{C\dot{\gamma}^2} \Delta \dot{\gamma}, \quad (22)$$

де  $\Delta l$ ,  $\Delta C$  і  $\Delta \dot{\gamma}$  — відхилення відповідних величин від їх номінальних значень.

**Похибки від впливу проникаючого акустичного випромінювання:** зумовлена парусністю кожуха (геометричною асиметрією) відносно своєї осі

$$\Delta_8^P = \frac{\int_0^t [\rho_{2z_2}(P) \cos(\vec{n}, O_2x_2) - \rho_{2x_2}(P) \cos(\vec{n}, O_2z_2)] d\tau}{ml} SP_0 \exp i(\omega\tau - \vec{k}_0\vec{\rho}_2) d\tau, \quad (23)$$



де  $\rho_{2z_2}(P)$  і  $\rho_{2x_2}(P)$  — координати рівнодіючих сил тиску  $P$ ;  $P_0$  — звуковий тиск;  $S$  — площа поверхні кожуха;  $\vec{k}_0$  — хвильовий вектор;

зумовлена пружними дотичними переміщеннями  $V(\tau)$  циліндричної частини кожуха під дією звукового випромінювання

$$\Delta \dot{V}_9 = \frac{2\pi B_1}{Rml} \int_0^t \dot{V}(\tau)(\omega_\xi + \omega_\eta) d\tau, \quad (24)$$

де  $\dot{V}(\tau)$  — швидкість пружного переміщення поверхні кожуха в дотичному напрямку;

зумовлена пружними радіальними переміщеннями  $W(\tau)$  циліндричної частини кожуха

$$\Delta \dot{W}_{10} = \frac{2B_1}{Rml} \int_0^t \dot{W}(\tau)(\omega_\xi + \omega_\eta) d\tau; \quad (25)$$

зумовлена акустичною вібрацією кришок кожуха гіроскопа

$$\Delta_{11}^{W_T} = \frac{\int_0^t M_8(W_T) d\tau}{ml}. \quad (26)$$

Таким чином, можна визначити похибки виведення балістичних ракет за натурних умов і тим самим забезпечити паспортні значення тактико-технічних характеристик літальних апаратів.

Питання акустичних похибок гіроскопічного інтегратора лінійних прискорень надзвичайно важливі для ракет, що рухаються на знижених траєкторіях. Вони можуть перевищувати за цих умов всі інші. Тут набувають вирішального значення дифракційні ефекти і нелінійні явища як хвильовий збіг.

1. *Одинцов А. А.* Гироскопические интеграторы линейных ускорений: Уч. пособие. — Киев: Изд. Киев. политехн. ин-та, 1968. — 87 с.
2. *Koshljakov V. N., Karachun V. V., Mel'nik V. N. et al.* The some aspects of flight safety in conditions penetrate acoustic radiation // The World Congress "Aviation in the XXI Century". — September 14–16, 2003. — Kyiv: National Aviation University, 2003. — P. 2.37–2.40.

*НТУ України "Київський політехнічний інститут"*

*Надійшло до редакції 23.10.2007*