

Отличием от трофических цепочек является возможность привнесения дополнительных ресурсов из-за границ территории влияния. Естественно, что такие продукты проекта, так же как и сами проекты, получают некое преимущество по сравнению с популяцией на данной территории. Однако в этом случае, они автоматически расширяют границы своей территории и принимают дополнительные риски, возможности, угрозы и ограничения, связанные с расширением площадей.

Выводы

Для моделирования динамики развития проекта достаточно использовать уравнение Ферхюльста-Пирла [6], при этом вместо коэффициентов рождаемости и смертности использовать обобщенный коэффициент планового роста ПП, т.к. снижение ПП иррационально. А вот сопротивление, которое оказывает среда развитию проекта, будет иметь принципиальное значение, как с точки зрения количественной оценки, так и с точки зрения трактовки понятия.

Сопротивление среды может носить окраску как случайного так и не случайного события, которое существенным образом пересекается с понятием рисков в проектах. Объединяет понятие «риск» и «сопротивление» — процесс, который активизируется под воздействием сопротивления среды и завершается материализацией риска в случае не принятия противодействия.

Список литературы: 1.Тесленко П.А. Проект как управляемая организационно-техническая система / П.А.Тесленко // Вісник Національного технічного університету "ХПІ". Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. — Харків: НТУ "ХПІ", 2010. — № 57. — С. 198–202. 2.Тесленко П.А. Эволюционное развитие организационно-технических систем / П.А.Тесленко // Восточно-европейский журнал передовых технологий. — Харьков: "Технологический центр", 2010. — № 6/4(48). — С. 22 – 25. 3.Милованов В.П. Синергетика и самоорганизация: Социально-экономические системы / В.П.Милованов. — М.: Книжный дом "ЛИБРОКОМ", 2010. — 224 с. 4 .Тесленко П.А. Системная толерантность проектной среды / П.А. Тесленко // Тези доповідей VIII міжнародної конференції "Управління проектами у розвитку суспільства" // Тези доповідей VIII міжнародної конференції "Управління проектами у розвитку суспільства" // Відповідальний за випуск С.Д.Бушуєв. — К.: КНУБА, 2011. — С. 224 – 226. 5.Гогунський В.Д. Референтна модель розвитку проектів "рушійні сили – опір" /В.Д. Гогунський, К.В. Журавльова // Тези доповідей VII міжнародної конференції "Управління проектами у розвитку суспільства" // Відповідальний за випуск С.Д.Бушуєв. — К.: КНУБА, 2010. — С. 67 – 68.6.Тесленко П.А. Эволюционное управление проектами на основе системного моделирования / П.А. Тесленко, В.Д. Гогунский // Тези доповідей VIII міжнародної конференції "Управління проектами у розвитку суспільства" // Відповідальний за випуск С.Д.Бушуєв. — К.: КНУБА, 2011. — С. 226 – 227.

Поступила в редколлегию 27.08.2011

УДК 629.7.054

В.М. МЕЛЬНИК, докт.техн.наук, доц., проф., НТУУ «КПІ» м.Київ,
О.Я. КОВАЛЕЦЬ, асис., НТУУ «КПІ» м.Київ

ПОХИБКИ ВИВЕДЕННЯ БАЛІСТИЧНИХ РАКЕТ

Проводиться аналіз похибок гіроскопічного інтегратора лінійних прискорень за експлуатаційних умов. Визначається прецесія осі фігури відносно внутрішньої рамки і скоби. Окреслене статичне відхилення осі гіроскопа під дією акустичної хвилі.

Ключові слова: гіроінтегратор, ракета-носій, похибки вимірювань

Проводится анализ погрешностей гироскопического интегратора линейных ускорений в эксплуатационных условиях. Определяется прецессия оси фигуры относительно внутренней рамки и скобы. Очерчено статическое отклонение оси гироскопа под действием акустической волны.

Ключевые слова: гироскопический интегратор, ракета-носитель, погрешности измерений

The analysis of errors of gyroscopic integrator of linear accelerations is conducted in operating terms. The precession of axis of figure is determined in relation to an internal scope and staple. The static rejection of axis of gyroscope is outlined under the action of acoustic wave.

Keywords: integrating gyro, carrier rocket, errors of measurements

1. Вступ

Дослідження відносяться до прикладної механіки і присвячені вивченню впливу проникаючого акустичного випромінювання на гіроскопічний інтегратор лінійних прискорень. Інтенсивність шуму, що 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.

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, виникають пружні, а часом і необернені деформації.

2. Аналіз стану проблеми і постановка задачі досліджень

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

Активна ділянка руху ракети являється програмною кривою. Тому закон зміни кута тангажа θ 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. У цьому випадку, розрахунок впливу сил ваги може бути здійснений доволі 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.

Метою досліджень постає оцінка ступеня впливу звукових хвиль на похибки гіроінтегратора.

3. Рівняння руху

Зорієтуємо Земну систему координат $o_1\xi_0\eta_0\zeta_0$ наступним чином. Осі $o_1\xi_0$ та $o_1\zeta_0$ розташуємо у площині горизонту, а ось $o_1\eta_0$ направимо за вертикаллю місця.

Положення системи координатних осей $O_1\xi\eta\zeta$, яка жорстко зв'язана з фюзеляжем, відносно Земної системи координат задано кутом тангажа θ і кутом крена ϕ .

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

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

З урахуванням прийнятого вище припущення про малість величин $\dot{\alpha}$ і $\dot{\beta}$, рівняння (1) можна розглядати незалежно. Друге рівняння в цьому випадку являє собою закон прецесійного руху гіроскопа відносно осі зовнішньої рамки під впливом наступних, породжених акустичним випромінюванням, моментів:

- моменту $M_2(P)$ сил акустичного тиску P , обумовленого 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 $M_5(\dot{V}) = \pi \frac{2B\omega \dot{V}(t)}{R}$ сил інерції Коріоліса, викликаного пружними тангенціальними переміщеннями v циліндричної частини;

- сумарного моменту $M_6(\dot{W}) = \pi \frac{2B\omega \dot{W}(t)}{R}$ сил інерції Коріоліса, викликаного пружними радіальними переміщеннями w циліндричної частини поверхні;

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

Останні чотири моменти – є результат спільного впливу на прилад акустичного випромінювання і кутового руху ракети. 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 постають моментами-перешкодами, що призводять до похибок вимірювань.

Таким чином, акустична хвиля проникаючого випромінювання слугує, за інших рівних умов, статичному відхиленню осі фігури на кут β_{CT}^a :

$$\beta_{CT}^a = \frac{M_1(P) + M_3(\dot{V}) + M_4(\dot{W}) + M_7(P)}{k_{\lambda\delta} k_\omega k_p k_u} = \frac{PS \cos(\hat{n}, O_1 y_2) I_1 + 2R^{-1} A_1 \omega_\xi \dot{V}(t) + 2R^{-1} \pi A_1 \omega_\zeta \dot{W}(t) + \frac{2m_\tau L \omega_\zeta \dot{W}_T(t) \sin[\hat{\omega}_\xi, \hat{W}_T(t)]}{k_{\lambda\delta} k_\omega k_p k_u}}{k_{\lambda\delta} k_\omega k_p k_u}. \quad (2)$$

Запишемо систему рівнянь руху гіроінтегратора в операторній формі за припущення малості збурюючих моментів. При цьому канал корекції вважаємо увімкненим правильно. Тоді маємо:

$$\begin{aligned} (Ap^2 + k_\omega k_p^2) \alpha + (Hp + k_{\lambda\delta} k_\omega k_p k_u) \beta &= -H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\zeta \sin \alpha) - A_1 p \omega_\xi - M_{Tp} \text{sign} p \alpha = M_{x_1}^a; \\ -Hp \alpha + Bp^2 \beta &= -ml p V_{G\xi} - ml p \beta (V_{G\eta} \sin \alpha - V_{G\zeta} \cos \alpha) - ml p (\omega_\eta \rho_{1\xi} - \omega_\zeta \rho_{1\eta}) - B_1 p (\omega_\zeta \sin \alpha + \omega_\eta \cos \alpha) + H \omega_\xi - \\ &- mgl[\sin \theta + \beta \cos \theta \sin(\phi + \alpha)] - M_y^0 \text{sign} p \beta + M_{y_2}^a. \end{aligned} \quad (3)$$

Тепер рішення системи (3) можна записати наступним чином –

$$\alpha = \frac{Bp^2 M_{1\xi} - (Hp + k_{\lambda\delta} k_\omega k_p k_u)(-ml V_{G\xi} + M_{1\delta})}{p(ABp^3 + Bk_\omega k_p^2 p^2 + H^2 p + Hk_{\lambda\delta} k_\omega k_p k_u)}; \quad \beta = \frac{(Ap^2 + k_\omega k_p^2)(-ml p V_{G\xi} + M_{1\delta}) + Hp M_{1\xi}}{p(ABp^3 + Bk_\omega k_p^2 p^2 + H^2 p + Hk_{\lambda\delta} k_\omega k_p k_u)}, \quad (4)$$

Із співвідношень (4) легко встановити прецесійний рух. Для цього досить покласти рівними нулю моменти інерції рухомої частини, тобто $A_0 = B_0 = 0$. Отримуємо:

$$\alpha = \frac{ml}{H} V_{G\xi} - \frac{M_I \dot{\theta}}{Hp}; \quad \beta = \frac{-k_\theta k_p^2}{H(Hp + k_{\hat{\alpha}\hat{\theta}} k_{\hat{\theta}} k_p k_u)} ml V_{G\xi} + \frac{k_\theta k_p^2 M_I \dot{\theta} + Hp M_I \xi}{Hp(Hp + k_{\hat{\alpha}\hat{\theta}} k_{\hat{\theta}} k_p k_u)}. \quad (5)$$

Наведені співвідношення відрізняються простотою й наочністю. Їхній аналіз приводить до тих же висновків, які були зроблені раніше. Ці результати справедливі лише в першому наближенні, оскільки ґрунтуються на припущенні малості моментів-перешкод, прикладених до рухомої частини інтегратора.

4. Похибки від впливу проникаючого акустичного випромінювання

Обумовлені парусністю кожуха (геометричною асиметрією) відносно

своєї осі:

$$\Delta_8^P = \frac{\int_0^t \left[\rho_{2z_2}(P) PS \cos(\hat{n}, \hat{O}_2 x_2) - \rho_{2x_2}(P) PS \cos(\hat{n}, \hat{O}_2 z_2) \right] d\tau}{ml} =$$

$$= \frac{\int_0^t \left[\rho_{2z_2}(P) \cos(\hat{n}, \hat{O}_2 x_2) - \rho_{2x_2}(P) \cos(\hat{n}, \hat{O}_2 z_2) \right]}{ml} SP_0 \exp i(\omega\tau - \vec{k}_0 \vec{\rho}_2) d\tau. \quad (6)$$

Формула зведеної відносної похибки визначається співвідношенням:

$$\delta_8 = \frac{\int_0^t \left[\rho_{2z_2}(P) P_0 S \cos(\hat{n}, \hat{O}_2 x_2) - \rho_{2x_2}(P) P_0 S \cos(\hat{n}, \hat{O}_2 z_2) \right] d\tau}{V_{G\xi \max}} =$$

$$= \frac{P_0 \int_0^t S \left[\rho_{2z_2}(P) \cos(\hat{n}, \hat{O}_2 x_2) - \rho_{2x_2}(P) \cos(\hat{n}, \hat{O}_2 z_2) \right] \exp i(\omega\tau - \vec{k}_0 \vec{\rho}_2) d\tau}{V_{G\xi \max}}. \quad (7)$$

Похибка, що обумовлена пружними дотичними переміщеннями $V(\tau)$ циліндричної частини кожуха під дією звукового випромінювання:

$$\Delta_9^V = \frac{2\pi B_1}{Rml} \int_0^t \dot{V}(\tau)(\omega_\xi + \omega_\eta) d\tau; \quad \delta_9 = \frac{2\pi B_1}{RV_{G\xi \max}} \int_0^t \dot{V}(\tau)(\omega_\xi + \omega_\eta) d\tau. \quad (8)$$

Похибка, що обумовлена пружними радіальними переміщеннями $W(\tau)$ циліндричної частини кожуха:

$$\Delta_{10}^W = \frac{2B_1}{Rml} \int_0^t \dot{W}(\tau)(\omega_\xi + \omega_\eta) d\tau; \quad \delta_{10} = \frac{2B_1}{RV_{G\xi \max}} \int_0^t \dot{W}(\tau)(\omega_\xi + \omega_\eta) d\tau. \quad (9)$$

Похибка від акустичної вібрації кришок кожуха гіроскопа:

$$\Delta_{11}^{W_T} = \frac{\int_0^t M_8(W_T) d\tau}{ml}; \quad \delta_{11} = \frac{\int_0^t M_8(W_T) d\tau}{V_{G\xi \max}}. \quad (10)$$

Співвідношення (6)...(10) надалі потребують більш детального аналізу.

5. Висновки

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 постають надзвичайно важливими для ракет, що рухаються на знижених траєкторіях. Вони можуть перевищувати за цих умов всі інші похибки. Тут набувають вирішального значення дифракційні ефекти і нелінійні явища, такі, як хвильове співпадання.

Список літератури: 1. *Одинцов А.А.* Гироскопические интеграторы линейных ускорений: Учеб. пособие.- К.: КПИ, 1968.- 87с.2. *Koshljakov V.N., Karachun V.V., Mel'nik V.N., Saverchenko V.G., Balanin V.Kh.* SOME ASPECTS OF FLAIGHT SAFETY IN CONDITIONS PENETRATE ACOUSTIC RADIATION. The World Congress "Aviation in the XXI-st Century", 14-16.09, 2003, Kyiv, Ukraine, NAU, Kyiv, Ukraine.- P. 2.37-2.40.3. *Карачун, В.В., Мельник, В.М.* Коливання і хвилі в імпедансних системах інерціальної навігації / В.В. Карачун, В.М. Мельник // Доповіді Нац. акад. наук України. – 2007. – №5. – С.63-70.4. *Ягодкин, В. В., Хлебников, Г. А.* Гироприборы баллистических ракет [Текст] / В.В. Ягодкин, Г.А. Хлебников. - М.: Воениздат Мин. об. СССР, 1967. – 215 с. – Библиогр.: С. 212-213.

Поступила в редколлегию 27.08.2011

УДК 656.135(043):658.7

Т.Ф. ФЕДОРОВА, асист., ХНАМГ, Харків

ПОБУДОВА МОДЕЛІ ФУНКЦІОНУВАННЯ ЛОГІСТИЧНОГО ЛАНЦЮГА З ДОСТАВКИ ШВИДКОПСУВНИХ ВАНТАЖІВ

Проаналізовані моделі визначення економічних показників функціонування логістичних ланцюгів з доставки швидкопсувних вантажів автомобільним транспортом. Виявлені позитивні сторони існуючих моделей та їх недоліки. Запропонована модель, яка базується на методології проектного аналізу та враховує втрату вантажем його споживчих властивостей з плином часу.

Ключові слова: модель, доставка, швидкопсувні вантажі.

Проанализированы модели определения экономических показателей функционирования логистической цепи по доставке скоропортящихся грузов автомобильным транспортом. Выявлены позитивные и негативные стороны изученных моделей. Предложена модель, которая базируется на методологии проектного анализа и учитывает потерю грузом потребительских свойств с течением времени.

Ключевые слова: модель, доставка, скоропортящиеся грузы.

The paper is considered the analyses the models of determination of economic indicators of functioning logistic chains on delivery of perishable cargoes by motor transport. The positive and negative sides of the studied models are exposed. A model which is based on methodology of project analysis and takes into account the loss of consumer properties a load in time is offered.

Key words: model, delivery, perishable cargoes.

1. Постановка проблеми

При доставці швидкопсувних вантажів (ШПВ) автомобільним транспортом по логістичному ланцюгу (ЛЛ) необхідно узгодження, координація дій кожного учасника доставки вантажів від виробника до реалізатора. Необхідним є також врахування зміни якості вантажу та відповідної його вартості в залежності від часу та умов поставки [1]. Тому актуальним є розробка моделі визначення економічних показників функціонування ЛЛ з доставки ШПВ автомобільним транспортом.

2. Аналіз останніх досліджень та публікацій

Аналіз літературних джерел дозволив виділити ряд формалізованих способів визначення витратної складової доставки вантажів. Так, в роботі [2] автор пропонує оцінювати ефективність доставки овочів та фруктів за допомогою