**Сокульський Олег Євгенович. Методика оцінки впливу коливань рідкого палива на динамічні властивості авіаційно-космічної системи з урахуванням характеристик демпферів коливань : дис... канд. техн. наук: 05.07.09 / Національний авіаційний ун- т. - К., 2005**

|  |  |
| --- | --- |
| |  | | --- | | Сокульський О.Є. Методика оцінки впливу коливань рідкого палива на динамічні властивості авіаційно–космічної системи з урахуванням характеристик демпферів коливань. – Рукопис.  Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидат технічних наук за спеціальністю 05.07.09 – динаміка, балістика і керування рухом літальних апаратів. – Національний авіаційний університет, Київ, 2005.  Дисертація присвячена питанням дослідження коливань рідкого палива в баках авіаційно–космічних систем.  У дисертації розроблений науково–методичний апарат оцінки впливу рідкого палива на динаміку польоту авіаційно–космічної системи. Він складається з математичної моделі динаміки руху ракети–носія авіаційно–космічної системи з урахуванням коливань рідкого палива, його витікання, інтегральних характеристик в'язкості, наявності демпферів коливань і методики визначення характеристик демпферів у паливних баках ракети–носія авіаційно–космічної системи.  Здійснено математичне моделювання силового і моментного відгуку рідкого палива при польоті першого та другого ступенів перспективного авіаційно–космічного ракетного комплексу «Світязь–1». | |
| |  | | --- | | У дисертації приведено теоретичне узагальнення і нове рішення актуальної наукової задачі розробки науково–методичного апарату оцінки впливу рідкого палива на динаміку польоту авіаційно–космічної системи з урахуванням характеристик демпферів коливань, що має істотне значення для проектування авіаційно–космічних систем.  Основні наукові і практичні результати роботи:  1. Рухливість рідкого палива в паливних баках є важливим чинником, що впливає на динамічні властивості авіаційно–космічних систем і визначає її керованість при реалізації програмного руху. Застосування демпфуючих пристроїв з метою зниження впливу рухливості палива робить актуальною наукову задачу з оцінки впливу коливань рідкого палива на динамічні властивості ракети–носія авіаційно–космічної системи з урахуванням характеристик демпферів коливань.  2. Одержаний у ході роботи науково–методичний апарат, що складається з математичної моделі динаміки руху ракети–носія авіаційно–космічної системи з урахуванням коливань рідкого палива, його закінчення, інтегральних характеристик в'язкості, наявності демпферів коливань і методики визначення характеристик демпферів в паливних баках ракети–носія авіаційно–космічної системи дає можливість розв’язати важливу прикладну задачу з підвищення достовірності чисельних результатів, одержаних математично моделюючи фізичні процеси пов'язані з коливанням рідкого палива в паливних баках ракети–носія авіаційно–космічної системи.  3. Модифікована нелінійна математична модель коливань рідкого заповнювача в жорстких резервуарах у вигляді співвісних циліндрів І.О. Луковського. Вперше для даного методу враховано виток рідини, її інтегральні характеристики в'язкості і наявність жорстких демпферів коливань у вигляді радіальних і кільцевих ребер за методикою Г.Н. Мікішева.  4. Одержана математична модель динаміки руху ракети–носія авіаційно–космічної системи з урахуванням коливань рідкого палива, його витоку, інтегральних характеристик в'язкості і наявності демпферів коливань, зручна для реалізації на ЕОМ на стадії розрахунково–конструкторських робіт при проектуванні авіаційно–космічних систем.  5. Розроблена методика визначення характеристик демпфуючих пристроїв в паливних баках авіаційно–космічних систем, яка дозволяє обрати геометричні параметри жорстких демпферів коливань необхідні для забезпечення потрібного коефіцієнта демпфування.  6. В результаті математичного моделювання динаміки польоту І і ІІ ступенів перспективного авіаційно–космічного ракетного комплексу «Світязь–1» встановлено:  1) для польоту I ступеня: максимальний внесок у подовжній рух авіаційно–космічного ракетного комплексу рідке паливо дає у період з 70 с до 100 с (0,1 – 0,13 м/с2), поперечний з 30 с до 50 с (–0,9 – –0,92 м/с2) і кутовий з 50 с до 100 с (1 – 1,1 1/с2);  2) для польоту II ступеня: максимальний внесок у подовжній рух авіаційно–космічного ракетного комплексу рідке паливо дає у період з 0 с до 60 с (0 – –1,2 м/с2), поперечний з 60 с до 100 с (–1,7 – –2 м/с2) і кутовий з 100 с до 140 с (3,25 – 3,7 1/с2).  7. Достовірність теоретичних положень і висновків дисертації підтверджується використанням апробованої нелінійної математичної моделі дослідження динаміки жорстких тіл, що мають порожнини з рідиною, на класі задач про поступальний рух, контролем законів збереження енергії і симетрії при математичному моделюванні і узгодженням отриманих результатів з якісними характеристиками окремих досліджень.  Рис. 5. Силові і моментний відгуки бака окислювача І ступеня  Рис. 6. Силові і моментний відгуки бака пального І ступеня  Рис. 7. Сумарний силові і моментний відгуки І ступеня  Рис. 8. Лінійні і кутове прискорення І ступеня, що викликані коливанням рідини  Рис. 9. Силові і моментний відгуки бака окислювача ІІ ступеня  Рис. 10. Силові і моментний відгуки бака пального ІІ ступеня  Рис. 11. Сумарний силові і моментний відгуки ІІ ступеня  Рис. 12. Лінійні і кутове прискорення ІІ ступеня, що викликані коливанням рідини | |