

## Проблеми оптимізації керування рухом космічних апаратів з перспективними ракетними двигунами

Б.М. Кіфоренко<sup>1</sup>, І.Ю. Васильєв<sup>2</sup>, Я.В. Ткаченко<sup>1</sup>, О.М. Харитонов<sup>2</sup>

*Анотація* – The mathematical models of the solar electric, nuclear and bi-modal propulsion is proposed. The variational Mayer problem of transition of spacecraft to the prescribed position with maximum value of payload mass is considered. Optimal control of examined engines is investigated. The efficiency of optimal control is assessed.

*Ключові слова* – Електричний ракетний двигун, ядерний ракетний двигун, дворежимний ядерний ракетний двигун, оптимальне керування.

Початок практичного застосування електричних ракетних двигунів (ЕРД) як маршових для космічних апаратів (КА) робить першочерговою проблему визначення оптимального керування роботою таких двигунів і обчислення відповідних траєкторій польоту. Хоча дослідження цієї проблеми тривають вже протягом майже п'ятдесяти років, основна увага приділялася вивченню двох граничних з точки зору теорії керування математичних моделей двигунів: ідеально регульованого і нерегульованого. В першому випадку величина тяги двигуна і швидкість ракетного струменя вважаються нічим не обмеженими, в другому – ці величини приймаються постійними, при цьому допускається довільна кількість включень – виключень двигуна. Реальні ЕРД допускають регулювання вказаних величин в певних межах.

Серед відомих типів ЕРД плазмові двигуни мають найбільш високий питомий імпульс, тому саме плазмовий ЕРД досліджується в даній роботі. Бортовим джерелом енергії вибрана сонячна батарея.

Розроблена математична модель плазмового ЕРД як об'єкта керування і наведені необхідні для аналізу характеристики джерела потужності. Сформульована варіаційна задача про виконання заданого міжорбітального переходу КА з мінімальною витратою робочого тіла ЕРД. Рух КА представлено в термінах механіки матеріальної точки змінної маси. Аналіз оптимального керування проведено з використанням принципу максимуму Л.С. Понтрягіна. Проведено звуження множини допустимих керувань до частини дуги вольт-амперної характеристики сонячної батареї від точки максимальної тяги до напруги холостого ходу. При дослідженні оптимального керування

роботою реальних ЕРД з сонячним джерелом енергії встановлено співмірність ефективності керованого двигуна з набагато більш простим двигуном постійної тяги і швидкості витікання ракетного струменя, принаймні для практичних задач, типових для перспективних космічних буксирів. Запропоновано новий спосіб керування величиною тяги ЕРД з сонячною батареєю, майже такий ефективний, як змінне оптимальне керування, проте такий же простий з точки зору практичної реалізації, як класичне релейне керування.

Розроблено математичні моделі ядерного ракетного двигуна та дворежимного ядерного двигуна, що може працювати як тепловий ракетний двигун великої тяги і обмеженої швидкості ракетного струменя, так і як ЕРД малої тяги і великого питомого імпульсу. В другому режимі ядерний реактор забезпечує тепловою енергією бортове джерело електричної енергії для ЕРД. В математичних моделях враховано обмеження на термічні напруження в конструкції реактора.

Ефективність ядерного і дворежимного двигунів досліджено на прикладі виконання переходу космічного апарату з орбіти супутника Землі на орбіту супутника Марса. При розрахунку міжпланетної траєкторії використано модифікований метод сфер впливу. Припланетні ділянки перехідної траєкторії моделюються рухом з постійною за величиною великою тягою в центральному гравітаційному полі відповідної планети, міжпланетна ділянка – рухом з регульованим ЕРД в центральному гравітаційному полі Сонця. Витрати маси робочого тіла ЕРД на міжпланетній ділянці траєкторії обчислено аналітично з використанням першого наближення методу транспортувочої траєкторії.

Шляхом обробки даних науково-технічних публікацій розроблено масову математичну модель дворежимного ракетного двигуна. З використанням цієї моделі розв'язана задача вибору оптимальних параметрів ядерного ракетного двигуна великої тяги і ЕРД малої тяги складових частин дворежимного двигуна, оцінена його ефективність

<sup>1</sup>Інститут механіки ім. С.П. Тимошенка НАН України, вул. Нестерова, 3, Київ, 03057, Україна, E-mail [bkifor@ukr.net](mailto:bkifor@ukr.net)

<sup>2</sup>Київський національний університет імені Тараса Шевченка, просп. Глушкова, 4е, Київ, 03127, Україна, E-mail [kharytonov@univ.kiev.ua](mailto:kharytonov@univ.kiev.ua)