

УДК 621.3.077.2

МІНІМІЗАЦІЯ ВИКОНАВЧОГО ДВИГУНА РЕЗОНАНСНОГО ЕЛЕКТРИЧНОГО КЕРМОВОГО ПРИВОДУ

П. С. Бондарчук, провідний інженер

e-mail: bondpav@gmail.com

Здійснено мінімізацію маси і об'єму виконавчого двигуна резонансного електричного кермового приводу обертовою по крену керованої ракети, яка забезпечує досягнення найкращих масо-габаритних і енергетичних показників. Наведено результат математичного моделювання типового завдання управління польотом гіпотетичної ракети, що підтверджує межі досяжних маси і габаритів виконавчого двигуна. Проведено оцінювання технічного рівня гіпотетичного кермового приводу з мінімізованим виконавчим двигуном.

Ключові слова: резонансний електричний кермовий привід, виконавчий двигун, мінімізація маси.

Minimization of weight and volume of the executive engine of the resonant electric steering drive of the guided missile rotating on a roll which provides achievement of the best weight and size and energy parameters is carried out. The result of mathematical modeling of a typical task of flight control of the hypothetical rocket, confirming limits achievable weight and executive engine sizes is published. The estimation of a technical level of the hypothetical steering drive with the minimized actuating motor is spent.

Keywords: resonant electric steering drive, executive engine, minimizing weight.

Вступ

Резонансний електричний кермовий привід (РЕКП) застосовний у складі систем управління всіх класів обертових по крену ракет. Такими є керовані ракети ствольних артилерійських комплексів, протитанкових і переносних зенітних ракетних комплексів, авіаційні ракети та інші. Застосування зазначених кермових приводів забезпечує високу якість управління і характеристики, що перевершують характеристики інших типів приводів.

Однак існуючі зразки РЕКП ще не досконалі. Проведений у праці [1] аналіз показників якості ряду зразків РЕКП показав, що масо-габаритні характеристики існуючих зразків надлишкові.

В праці [3], проведеної з використанням результатів роботи [2], отримана кількісна оцінка надлишку маси існуючих РЕКП: потрібна потужність і маса виконавчого двигуна (ВД) кращого відомого нині зразка (це привід № 8 з наведеної в [1] табл. № 2) перевищені більш ніж у 10 разів.

Мета даної роботи — визначити меж мінімізації маси виконавчого двигуна і енергоспоживання РЕКП.

У цій роботі вирішується завдання досягнення найкращих масо-габаритних і енергетичних характеристик кермового приводу шляхом мінімізації ВД.

Методом моделювання приводу з гіпотетичним мінімізованим ВД під час вирішення типового завдання управління польотом гіпотетичної ракети проведено перевірку досяжного рівня мінімізації. Також виконано оцінювання технічного рівня гіпотетичного кермового приводу з мінімізованим виконавчим двигуном

Мінімізація маси виконавчого двигуна

У якісно спроектованому приводі (що не має надлишку маси) в результаті виконання польотного завдання в найважчих умовах температура перегріву проводів обмоток ВД повинна бути близька до максимально допустимої для застосованого класу ізоляції. Тобто одним із критеріїв якості проектування ракетного кермового приводу є температура перегріву проводів обмоток виконавчого двигуна.

У нашому випадку важкими умовами слід вважати умови підвищеної температури, яка в більшості випадків не перевищує + 60 °С. Якщо у двигуні застосований провід хорошого класу ізоляції H з максимальною температурою 180 °С, то допустима температура перегріву може досягати 120 °С.

Оцінімо, наскільки може бути зменшений виконавчий двигун, щоб при виконанні польотного завдання температура перегріву його проводів була близькою до вказаної.

Якщо не враховувати тепловіддачу, то температура перегріву проводів θ пов'язана обернено пропорційно з кількістю міді m_m і прямо залежить від енергії втрат у міді E_n :

$$\Theta = \frac{E_n}{c_m m_m}, \quad (1)$$

де c_m — питома теплоємність міді.

Відомо [5], що у високодинамічних кермових приводах більша частина енергії витрачається не на відпрацювання моментів зовнішнього навантаження, а на розгінгальмування власного моменту інерції ВД.

Саме тому задля зниження втрат розробники кермових приводів застосовують виконавчі двигуни з найменшим моментом інерції якоря і з найбільшою швидкодією. Аналітично зв'язок швидкодії і потужності втрат можна знайти, використовуючи відоме співвідношення для електромеханічної постійної двигуна $T_{ем}$:

$$T_{ем} = \frac{J_p R_{2ф}}{K_m^2}, \quad (2)$$

де J_p — момент інерції ротора ВД; $R_{2ф}$ — опір двох послідовно увімкнених фаз обмоток ВД; K_m — коефіцієнт моменту (універсальна стала) ВД.

Формула потужності основних втрат P_n має вигляд:

$$P_n = I^2 R_{2ф}, \quad (3)$$

де I — струм двигуна.

Наведені співвідношення (2), (3) вказують на те, що електромеханічна стала і потужність втрат пов'язані через опір проводів обмоток.

Якщо розробнику ВД оптимальним вибором геометричних співвідношень при заданій універсальній сталій K_m вдається забезпечити менші значення моменту інерції ротора J_p і опір обмоток $R_{2ф}$, то цим забезпечується висока швидкодія і малі втрати. Швидкодія двигуна є одним з основних показників якості ВД, яким визначаються і втрати, принаймні, в розглянутих системах автоматики. З цього випливає, що формулюючи вимоги до зменшеного ВД його швидкодія має бути не гірше, ніж у прототипу, якщо потрібно, щоб енергія втрат не збільшилася.

Тепер вважаючи, що потужність втрат у міді в приводі з новим двигуном не зміниться, легко можемо обчислити ту кількість міді, яка розігріється до заданої температури перегріву:

$$m_m = \frac{E_n}{c_m \Theta}. \quad (4)$$

Результати моделювання, наведені в праці [3] показують, що енергія втрат за час польоту ста-

новила 10 Дж. Виставивши температуру перегріву 120 °С без урахування тепловіддачі і знаючи теплоємність міді 383 Дж/кг·град, використовуючи співвідношення, знаходимо масу проводів майбутнього двигуна: $m = 0,2$ г.

Зниження кількості (маси) матеріалу викликає пропорційне зменшення об'єму. Враховуючи, що маса міді в двигуні ЕМУ-5 становить 14 г, можна вважати, що обсяг і маса гіпотетичного двигуна пропорційно зменшаться в 64 рази, що відповідає зменшенню лінійних розмірів у чотири рази. Знаючи масо-габаритні характеристики ЕМУ-5, наведені в [2], отримуємо, що мінімізований виконавчий двигун буде діаметром 6 мм і завдовжки 9 мм, вагою близько 1 г.

Далі необхідно з'ясувати чи здатний такий маленький двигун виконати задані польотні завдання.

Для перевірки цього було проведено математичне моделювання працездатності розглянутого кермового приводу з гіпотетичним мініатюрним двигуном.

Була створена модель двигуна відповідно до висунутих вимог. При створенні моделі цього двигуна труднощі викликав облік тепловіддачі, оскільки двигун гіпотетичний, і скористатися методикою її експериментального визначення неможливо. У такій ситуації є доцільним проводити моделювання роботи приводу без урахування тепловіддачі. Якщо у результаті моделювання виконання польотного завдання температура перегріву обмоток двигуна буде близькою до максимально допустимої, то в дійсності вона виявиться нижчою, тобто матимемо деякий запас.

Ця модель ВД була включена в ту саму, описану в праці [3] модель резонансного кермового приводу, створену за наведеними в [4] даними. На цій моделі було проведено дослідження для перевірки виконання приводом типового польотного завдання гіпотетичної керованої ракети з тими ж навантаженнями на вихідному валу.

Результати моделювання мінімізованого приводу

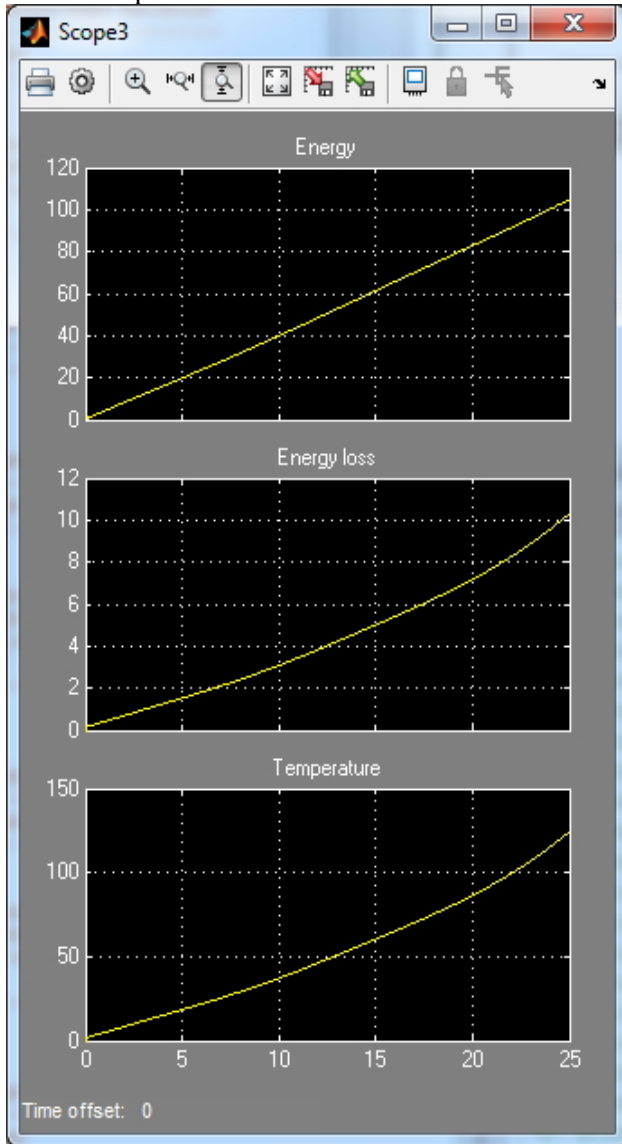
Результати моделювання подано на рисунку (у вікні віртуального осцилографа Scope3 моделі приводу). Тут у вікні представлені згори вниз:

- 1) енергія, споживана приводом від джерела живлення в джоулях;
- 2) енергія активних втрат у обмотці мінімізованого ВД у джоулях;
- 3) температура перегріву обмоток мінімізованого ВД у градусах Цельсія.

З рисунка видно, що енергія втрат у міді при зазначених параметрах двигуна не змінилася, а температура перегріву обмоток двигуна без ура-

хування тепловіддачі на двадцять четвертій секунді досягла 118 °С, що свідчить про достатньо великий запас тепла з одного боку, і про хороше використання виконавчого двигуна — з іншого. Нагадаємо, що допустима температура перегріву становить 120 °С.

Таким чином, гіпотетичний мінімізований ВД виконує завдання управління розглянутою гіпотетичною ракетою.



Вікно віртуального осцилографа Scope3 з результатами моделювання мінімізованого приводу

Отриманий результат дає підстави вважати, що промодельована мінімізація ВД для розглянутої гіпотетичної ракети є близькою до граничної.

Аналіз досяжного технічного рівня приводу

Становить інтерес аналіз прийнятого в праці [1] одного з показників якості — показника використання маси виконавчого двигуна:

$$P_{\text{ВВД}} = \frac{Pt}{m_{\text{ВД}}}, \quad (5)$$

де P — середня потужність споживання; t — час польоту; $m_{\text{ВД}}$ — маса ВД.

Цей показник є відношенням спожитої приводом за час польоту електричної енергії, розрахованої як добуток середньої потужності споживання на час польоту до маси ВД. За рисунком видно, що енергія, спожита мінімізованим приводом з оптимальним передавальним відношенням редуктора у ході модельного експерименту, становила близько 110 Дж. Маса ВД, як зазначалося вище, становить 1 г.

Таким чином, показник використання маси виконавчого двигуна — 110 000 Дж/кг.

Порівнюючи цей показник з аналогічними показниками існуючих електричних кермових приводів, наведеними в табл. 2 у праці [1], можна відзначити, що він значно перевершує більшість приводів, крім одного.

Це привід № 3 зазначеної таблиці.

Нагадаємо, що привід № 3 має найвищі серед всіх наведених зразків показники якості. Показник використання маси ВД для нього становив 117 000 Дж/кг, а показник досконалості конструкції — 25 Нм/кг.

Потужність використання ВД також найбільша 650 Вт/кг. При цьому, природно, привід витримує всі задані навантаження, не перегрівається і не ламається.

Отриманий нами в результаті виконаної роботи показник якості мінімізованого приводу виявився на рівні кращого відомого зразка кермового приводу.

Цей факт свідчить про те, що прийнята мінімізація маси ВД у принципі може бути реалізована практично.

Також можна стверджувати, що отримане чисельне значення показника якості 110 — 120 Дж/кг вказує деяку межу, досягнуту в техніці електричного кермового приводу, відповідну сукупності факторів сучасного рівня стану науки, техніки, технології і матеріалів.

Істотно перевищити цю межу без ризику втрати надійності кермового приводу не можна без істотного розвитку сукупності названих чинників.

На сучасному етапі цю цифру можна вважати як один з базових показників якості кермових приводів, відносно до якого можна оцінити рівень будь-якого зразка цієї техніки.

Висновки

1. Маса й об'єм мінімізованого ВД близькі до гранично досяжного рівня.

2. Показник використання маси мінімізованого ВД відповідає рівню кращого існуючого зразка електричного кермового приводу.

Закінчення

Крім мініатюризації ВД успіх мініатюризації кермового приводу також пов'язаний з реалізацією мініатюрного редуктора, який є дуже важливим елементом. Подальша робота буде проводитися у напрямку реалізації мініатюрного редуктора мінімізованого РЕРП і буде пов'язана з вибором підходящої механічної передачі, що враховує специфіку резонансного приводу.

ЛІТЕРАТУРА

1. *Бондарчук П. С.* Резонансный рулевой электрический привод. Современное состояние и анализ показателей качества / П. С. Бондарчук // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2011. — №3 (80). — С. 23–29.

2. *Бондарчук П. С.* Резонансный рулевой электрический привод. Тепловая модель исполнительного двигателя / П. С. Бондарчук // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2012. — № 2 (89). — С. 71–77.

3. *Бондарчук П. С.* Резонансный рулевой электрический привод. Моделирование рабочего цикла / П. С. Бондарчук // *Вестник МАИ*. — 2014. — № 1 (том 21). — С. 71–75.

4. *Теоретические основы проектирования ствольных управляемых ракет* / О. П. Коростелев, Б. И. Доценко, Е. В. Косовенко, В. Г. Корбач, В. П. Кузьмин, М. Б. Сайног и др.; под ред. О. П. Коростелева. — К. : Defense Express Library, 2007. — 445 с.

5. *Динамика следящих приводов: учеб. пособие для вузов* / Б. И. Петров, В. А. Полковников, Л. В. Рабинович и др.; под ред. Л. В. Рабиновича. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1982. — 496 с.

Стаття надійшла до редакції 26.11.2014.