

NGHIÊN CỨU, THIẾT KẾ, CHẾ THỬ LIỀU PHÓNG ĐỘNG CƠ HÀNH TRÌNH NHIÊN LIỆU RẮN CHO TÊN LỬA CHỐNG TĂNG

RESEARCH, DESIGN, AND PROTOTYPE DEVELOPMENT OF THE LAUNCH CHARGE FOR THE CRUISE ENGINE OF A NEW-GENERATION ANTI-TANK MISSILE

TS. Bùi Văn Phương^{1,*}, TS. Mai Văn Tú¹, TS. Phạm Quang Hiếu², NCS. Bùi Anh Thức²

¹Viện Tên lửa, Viện Khoa học và Công nghệ quân sự

²Viện Thuốc phóng thuốc nổ, Tổng cục Công nghiệp quốc phòng

*Email: phuongbv1991@gmail.com

TÓM TẮT

Nghiên cứu, tính toán thiết kế liều phóng là một trong các nhiệm vụ quan trọng của quá trình tính toán thiết kế chế tạo động cơ hành trình tên lửa chống tăng. Bài báo trình bày kết quả nghiên cứu thiết kế, chế thử liều phóng động cơ hành trình ứng dụng cho tên lửa chống tăng thế hệ mới. Đây là loại động cơ nhiên liệu rắn, làm việc với hai chế độ tăng tốc và hành trình với thời gian làm việc dài (khoảng 20 giây). Kết quả nghiên cứu, tính toán lý thuyết và đo đạc thực nghiệm áp suất, lực đẩy của động cơ có sai số không quá 10 %, điều này chứng minh các tính toán, thiết kế, chế thử liều phóng cho động cơ hành trình tên lửa chống tăng thế hệ mới đạt các yêu cầu đề ra.

Từ khóa: Động cơ hành trình; Nhiên liệu rắn; Nhiệt động lực học; Lực đẩy động cơ; Tên lửa chống tăng.

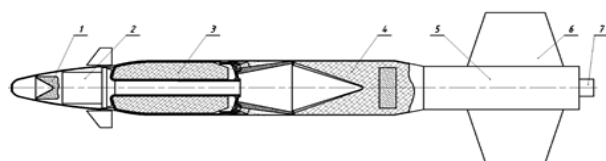
ABSTRACT

The research and design of the propulsion charge is one of the critical tasks in the design and development process of cruise engines for anti-tank missiles. This paper presents the results of the design and prototyping of a propulsion charge for a cruise engine intended for a new-generation anti-tank missile. The engine is a solid-propellant type, operating in two distinct modes – boost and cruise – with an extended operating time of approximately 20 seconds. Theoretical calculations and experimental measurements of pressure and thrust showed discrepancies of no more than 10%, demonstrating that the design, calculation, and prototyping of the propulsion charge for the cruise engine meet the specified performance requirements.

Keywords: Cruise engines; Solid propellant; Thermodynamics; Engine thrust anti-tank missile.

1. MỞ ĐẦU

Các loại tên lửa chống tăng có điều khiển (9M14M, 9M113, 9M119M, 9M133, Spike,...) thường sử dụng động cơ hành trình nhiên liệu rắn với thời gian làm việc dài, đây là bộ phận tạo ra lực đẩy để duy trì quá trình bay hành trình của tên lửa trên quỹ đạo [1-3]. Theo sự phát triển của khoa học công nghệ, đến nay nhiều loại tên lửa chống tăng thế hệ mới (9M119M, 9M133, Spike,...) được thiết kế với sơ đồ phối trí khác biệt, đó là động cơ hành trình đặt ở giữa vị trí đầu nổ chính và vị trí đầu nổ phụ, thiết kế này nhằm nâng cao uy lực xuyên lõm của đầu nổ chính (hình 1) [4]. Tuy nhiên, thiết kế khác biệt này kéo theo sự khác biệt về thiết kế của động cơ hành trình, đó là động cơ có một ống rỗng dọc trục để dòng xuyên lõm của đầu nổ chính đi qua.



Hình 1. Phối trí tên lửa chống tăng kiểu 9M133:
1 - Đầu nổ phụ; 2 - Khoang lái; 3 - Động cơ hành trình; 4 - Đầu nổ chính; 5 - Động cơ phóng;
6 - Cụm cánh ổn định; 7 - Cụm quang điện tử.

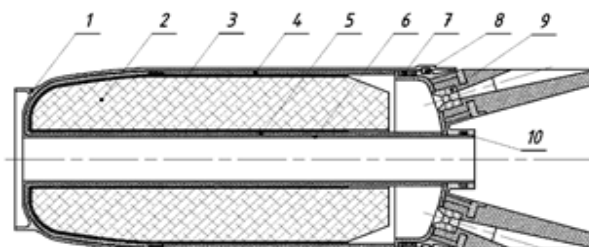
Trong nước, việc nghiên cứu phát triển loại động cơ hành trình có ống rỗng dọc trục còn mới mẻ và đối mặt với nhiều thách thức công nghệ. Nghiên cứu này nhằm xây dựng cơ sở tính toán và chế thử nhiên liệu phù hợp với loại động cơ hành trình có ống rỗng dọc trục cho tên lửa chống tăng.

2. PHƯƠNG PHÁP NGHIÊN CỨU

2.1. Thiết kế sơ bộ động cơ hành trình

Động cơ hành trình sử dụng nhiên liệu

rắn trong nghiên cứu này có nguyên lý cấu tạo như trên hình 2. Động cơ được thiết kế là động cơ tên lửa nhiên liệu rắn một buồng đốt, hai chế độ cháy (tăng tốc và hành trình) cho tên lửa chống tăng thế hệ mới [5, 6].



Hình 2. Cấu tạo động cơ hành trình sử dụng nhiên liệu rắn cho tên lửa chống tăng:

1 - Vỏ động cơ; 2 - Thuốc phóng; 3 - Lớp chống cháy; 4, 5 - Lớp bảo vệ nhiệt; 6 - Ống dọc trục; 7, 10 - Gioăng bịt kín; 8 - Then; 9 - Khối loa phụt.

Các nghiên cứu tính toán thiết kế sơ bộ của tác giả trong [7] đã xác định được yêu cầu cơ bản đối với động cơ hành trình trong bảng 1.

Bảng 1. Các yêu cầu cơ bản đối với động cơ hành trình

TT	Tham số	Chế độ tăng tốc	Chế độ hành trình
1	Áp suất (p), MPa	11-12,5	4,5-5,5
2	Lực đẩy trung bình (P), N	800-830	300-320
3	Thời gian (t), s	> 1,5	> 18,0

2.2. Cơ sở lý thuyết

Tính toán các tham số nhiệt động học của động cơ: Các tham số nhiệt động học chính của động cơ hành trình bao gồm áp suất và lực đẩy theo thời gian $p = p(\tau)$; $P = P(\tau)$ được tính toán thông qua hệ phương trình thuật phóng trong [8]. Trong đó, W là thể tích tự do trong buồng đốt, $[m^3]$; S là diện tích bề mặt cháy liều phóng $[m^2]$; p_m là áp suất môi cháy thuốc

phóng, [Pa]; T là nhiệt độ trong buồng đốt [K]; R là hằng số khí của sản phẩm cháy, [J/kg.K]; χ là hệ số tổn thất nhiệt; T_v là nhiệt độ cháy đẳng tích, [K]; T_m là nhiệt độ buồng cháy nhiên liệu, [K]; k là chỉ số đoạn nhiệt của thuốc phóng; φ_2 là hệ số tổn thất qua loa phụt động cơ; A_k là hằng số; F_{th} là diện tích tiết diện tới hạn loa phụt [m²].

$$\begin{cases} \frac{dW_{td}}{d\tau} = Su; \\ \frac{de}{d\tau} = u = u_1 p^v; \\ \dot{m} = \frac{\varphi_2 A_k F_{th} p}{\sqrt{RT}}; \\ \frac{dT}{d\tau} = \frac{T}{W_{td} p} [S \rho_T u R (\chi T_v - T) - (k-1) \dot{m} R T]; \\ \frac{dp}{d\tau} = \frac{1}{W_{td}} (S \rho_T u R \chi T_v - k \dot{m} R T - S p u). \end{cases} \quad (1)$$

Với các điều kiện đầu khi $t = 0$: $W_{td} = W_{td0}$; $e = e_0$; $m = m_0$; $T = T_m$; $p = p_{0m}$.

Các tổn thất nhiệt coi như không đổi và được lấy trung bình cho toàn bộ quá trình làm

việc theo phương trình:

$$\frac{dQ}{d\tau} = S u \rho_T c_v T_v (1 - \chi) = const.$$

Với các điều kiện khi $t = t_1$: $W_{td} = W_{max}$; $e = e_0$; $m = m_0$; $T = T_m$; $p = p_{k1}$.

Lực đẩy của động cơ được tính theo công thức: $P = C_p \cdot p \cdot F_{th} \cdot \cos(\alpha)$

Trong đó: P là lực đẩy động cơ [N]; C_p là hệ số lực đẩy; α là góc nghiêng của loa phụt so với trục dọc động cơ [rad].

Các hệ phương trình vi phân (1) và (2) có thể giải được khi có đầy đủ điều kiện đầu và các tham số đầu vào.

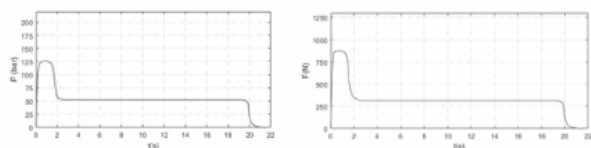
2.3. Kết quả tính toán

Các số liệu đầu vào của động cơ hành trình được sử dụng trong tính toán nhiệt động học được thống kê trong bảng 2.

Bảng 2. Các thông số đầu vào để tính toán động cơ hành trình

TT	Tham số	Ký hiệu	Đơn vị	Giá trị
1	Đường kính trong của buồng đốt	D_k	mm	125
2	Thể tích tự do ban đầu	W_0	m ³	0,000342
3	Khối lượng thuốc phóng	m_{TP}	kg	3,64
4	Chiều dài thời thuốc	L_{TP}	mm	236
5	Đường kính ngoài cùng thời thuốc	D_n	mm	120
6	Đường kính lỗ của thời thuốc	d_t	mm	42
7	Đường kính tới hạn 1 loa phụt	d_{th}	mm	4,6
8	Đường kính cửa ra 1 loa phụt	d_a	mm	9,3
9	Góc nghiêng của mỗi loa phụt	α	độ	18
10	Chỉ số mũ đoạn nhiệt của khí thuốc	k	-	1,26
11	Hằng số khí	R	kJ/kg.K	374,91
12	Nhiệt độ đẳng áp của sản phẩm cháy	T_p	K	1960
13	Mật độ thuốc phóng	ρ_T	kg/m ³	1610
14	Hệ số tốc độ cháy	u_1	m/s	$1,152 \cdot 10^{-4}$
15	Chỉ số mũ trong quy luật tốc độ cháy	v	-	0,283

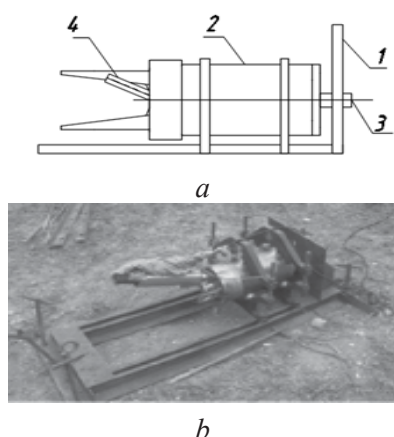
Hệ phương trình vi phân đại số (1), (2) được giải bằng phương pháp Runge-Kutta trên phần mềm tính toán Matlab. Kết quả tính toán các tham số áp suất, lực đẩy của động cơ hành trình theo thời gian được thể hiện trên hình 3.



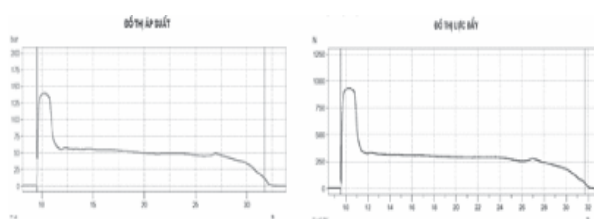
Hình 3. Đồ thị áp suất và lực đẩy theo thời gian của động cơ hành trình

2.4. Kết quả nghiên cứu thực nghiệm và thảo luận

Nghiên cứu chế thử, thử nghiệm liệu phóng động cơ hành trình tên lửa chống tăng được tác giả thực hiện trong [6]. Động cơ hành trình mẫu 2 được gá trên giá thử 1 tại trường thử như trên hình 4. Đầu đo lực 3 được lắp trên giá thử tại vị trí chính giữa phía trước động cơ, đầu đo công suất 4 được lắp trên nắp loa phụt. Đồ thị áp suất, lực đẩy theo thời gian của động cơ hành trình mẫu trong quá trình thử nghiệm được thể hiện trên hình 5.



Hình 4. Thử nghiệm động cơ hành trình mẫu trên trường thử: a - Sơ đồ nguyên lý; b - Thực tế thử nghiệm. 1 - Giá thử; 2 - Động cơ hành trình mẫu; 3 - Đầu đo lực; 4 - Đầu đo áp suất.



Hình 5. Đồ thị thực nghiệm đo áp suất, lực đẩy của động cơ hành trình mẫu

Một số giá trị các tham số nhiệt động học của động cơ hành trình theo tính toán lý thuyết và đo đạc thực nghiệm trên động cơ hành trình mẫu được tổng hợp trong bảng 3.

Từ các đồ thị áp suất và lực đẩy theo thời gian của động cơ hành trình theo tính toán và đo đạc thực nghiệm trên động cơ mẫu có thể đưa ra một số nhận xét sau:

- Hình dạng các đồ thị áp suất, lực đẩy theo thời gian theo thời gian của động cơ hành trình theo tính toán và thực nghiệm là tương đồng (đồng dạng), các đồ thị thể hiện rõ động cơ làm việc hai chế độ tăng tốc và hành trình. Động cơ hành trình mẫu làm việc ổn định với thời gian dài (lớn hơn 20 giây), với lực đẩy trung bình trong giai đoạn tăng tốc lớn hơn 810 N, lực đẩy trung bình trong giai đoạn hành trình lớn hơn 275 N.

- Từ các giá trị trong bảng 2 cho thấy, sai số giữa kết quả tính toán lý thuyết và kết quả đo đạc thực nghiệm của một số đặc trưng nhiệt động học của động cơ hành trình không quá 10%, sai số này nằm trong giới hạn cho phép trong tính toán động cơ tên lửa nhiên liệu rắn [9].



Bảng 3. Một số giá trị các tham số nhiệt động học của động cơ hành trình theo tính toán và đo đạc thực nghiệm trên động cơ mẫu

TT	Tham số (đơn vị tính)	Kết quả tính toán lý thuyết	Kết quả đo thực nghiệm	Sai số (%)
I	Giai đoạn tăng tốc			
1	Áp suất lớn nhất (bar)	125,6	139,2	9,77
2	Áp suất trung bình (bar)	116,7	121,6	4,03
3	Lực đẩy lớn nhất (N)	872,5	934,3	6,61
4	Lực đẩy trung bình (N)	778,2	810,2	3,95
5	Thời gian làm việc (giây)	1,65	1,69	2,37
6	Tổng xung lực đẩy (N.s)	1245,1	1318,7	5,58
II	Giai đoạn hành trình			
1	Áp suất lớn nhất (bar)	63,2	66,9	5,53
2	Áp suất trung bình (bar)	48,6	48,1	1,04
3	Lực đẩy lớn nhất (N)	404,8	410,7	1,44
4	Lực đẩy trung bình (N)	290,8	277,2	4,91
5	Thời gian làm việc (giây)	18,85	20,50	8,05
6	Tổng xung lực đẩy (N.s)	5727,9	5557,9	3,06

Kết quả tính toán trên đây là cơ sở quan trọng để thiết kế, chế thử, thử nghiệm động cơ hành trình. Kết quả này minh chứng về khả năng làm chủ thiết kế và khả năng làm chủ một số công nghệ chính trong chế tạo liều phóng cho động cơ hành trình tên lửa chống tăng thế hệ mới tại Việt Nam như: công nghệ bọc chống cháy bề mặt lỗ của thời thuốc phóng ballistic; công nghệ chế tạo khối tới hạn loa phụt và lớp bảo vệ nhiệt động cơ hành trình nhiên liệu rắn làm việc với thời gian dài,...

3. KẾT LUẬN

Nghiên cứu này chứng minh hiệu quả của việc thiết kế, chế thử và thử nghiệm liều phóng cho động cơ hành trình sử dụng nhiên liệu rắn cho tên lửa chống tăng thế hệ mới. Mẫu động cơ hành trình cho tên lửa chống tăng với cấu trúc có ống rỗng dọc trục được tác giả thiết kế, chế thử và thử nghiệm lần đầu tiên tại Việt Nam. Đối chiếu với tính toán lý thuyết, số liệu

thử nghiệm cho thấy liều phóng của động cơ hành trình đã đạt được một số kết quả đáng chú ý, bao gồm:

- Đảm bảo cho động cơ hành trình làm việc với hai chế độ tăng tốc và hành trình theo yêu cầu thiết kế. Các tham số lực đẩy và thời gian trong giai đoạn tăng tốc và hành trình phù hợp với các yêu cầu thiết kế đặt ra. Kết quả thực nghiệm đã chứng minh phương án thiết kế và công nghệ chế thử liều phóng động cơ hành trình có ống rỗng dọc trục là đúng đắn;

- Sai số giữa kết quả tính toán lý thuyết và kết quả đo đạc thực nghiệm của một số đặc trưng nhiệt động học của động cơ hành trình này nằm trong giới hạn cho phép trong tính toán động cơ tên lửa nhiên liệu rắn.

Kết quả nghiên cứu đã đạt được có thể ứng dụng trong thiết kế, chế tạo động cơ hành trình cho tên lửa chống tăng thế hệ mới (kiểu

9M133, 9M113,...) và làm động cơ hành trình cho một số loại tên lửa hoặc thiết bị bay có điều khiển tầm ngắn. Đây là cơ sở để tác giả thực hiện các nghiên cứu tiếp theo để tối ưu hóa các tham số thiết kế như kích thước, khối lượng,... của động cơ hành trình đáp ứng các yêu cầu đặt ra. ❖

Ngày nhận bài: **15/7/2025**

Ngày phản biện: **04/8/2025**

Tài liệu tham khảo:

- [1]. Phan Nguyên Thiệu, Khổng Đình Tuy, Nguyễn Trường Sinh, Trương Tư Hiếu (1998), “*Trang bị điển hình vũ khí tổng hợp – Phần III: Trang bị điển hình tên lửa chống tăng có điều khiển và tên lửa phòng không mang vác*”. Học viện Kỹ thuật quân sự.
- [2]. А.Б. Широкоград под общей редакцией А.Е. Тараса (2003), “*Энциклопедия Отечественного ракетного оружия*”. М.: АСТ, Мн.: Харвест.
- [3]. В. В. Ветров, М.В.Грязев, Д.А.Дехтяр, Л.Г.Захаров, А.В.Игнатов, А.С.Лыгин, А.Р.Орлов, И.В.Степаничев, под редакцией А.Г.Шипунова(2006), “*Основы устройства и функционирования противотанковых управляемых ракет*”. Тула: Изд-во ТулГУ, 182 с.
- [4]. T. Mohan Reddy, A. Subanandha Rao, M. Sambasiva Rao (2013), “*Design and Development of Propulsion System for Antitank Guided Missile*”. Defence Science Journal, Vol. 45(3), pp.213-219.
- [5]. FSVTS of Russia, “*Kornet-EM – Antitank Guided Missile System*” [Online]. Available: <https://www.fsvts.gov.ru/catalog/973.en.html>.
- [6]. Р.Д.Ангельский (2002), “*Отечественные противотанковые комплексы*”. М: ООО Издательство Астрель, 192с.
- [7]. Mai Văn Tú (2023), “*Nghiên cứu thiết kế, chế tạo động cơ hành trình kiểu mới ứng dụng cho tên lửa chống tăng điều khiển bán tự động*”. Đề tài khoa học, Viện Khoa học và Công nghệ quân sự, Hà Nội.
- [8]. Lê Song Tùng, Nguyễn Công Hòe, Hoàng Thế Dũng, Bùi Đình Tân (2015), “*Cơ sở tính toán và thiết kế động cơ tên lửa nhiên liệu rắn*”. NXB. Quân đội, 2015.
- [9]. Phạm Thế Phiệt (1995), “*Lý thuyết động cơ tên lửa*”. Học viện Kỹ thuật quân sự, Hà Nội.