

Nghiên cứu thiết kế động cơ phương tiện mang thử nghiệm thiết bị điện tử trên khoang ở chế độ vượt âm

Hoàng Thế Dũng^{1*}, Đỗ Kim Quang²

¹Viện Tên lửa/Viện Khoa học và Công nghệ quân sự;

²Học viện Kỹ thuật quân sự.

*Email: hnpanh@gmail.com

Nhận bài: 31/8/2022; Hoàn thiện: 04/11/2022; Chấp nhận đăng: 28/11/2022; Xuất bản: 20/12/2022.

DOI: <https://doi.org/10.54939/1859-1043.j.mst.FEE.2022.191-198>

TÓM TẮT

Thiết bị điện tử trên khoang (Payload) sau chế tạo thường được thử nghiệm kiểm tra nguyên lý làm việc, kiểm tra độ bền cơ nhiệt bằng các thử nghiệm tác động cơ học môi trường trong phòng thí nghiệm, và cuối cùng, được thử nghiệm bay ở chế độ vượt âm trên tên lửa mục tiêu để kiểm tra ảnh hưởng của môi trường thực lên thiết bị cũng như lên tên lửa. Thử nghiệm bay ở chế độ vượt âm trên tên lửa mục tiêu thường rất tốn kém và nhiều rủi ro, đặc biệt là trong giai đoạn thử nghiệm tổng hợp ở thời kỳ đầu của dự án. Vì vậy, phương án sử dụng tên lửa mang (tên lửa thử nghiệm) bay vượt âm để kiểm tra các tham số làm việc của thiết bị trước khi ứng dụng vào tên lửa mục tiêu là giải pháp hợp lý, hiệu quả về khoa học và kinh tế, có độ tin cậy và tính khả thi cao. Ở mỗi tên lửa như vậy, động cơ được thiết kế để phóng tên lửa đạt được một chế độ bay tính toán nhất định.

Từ khoá: Chế độ vượt âm; Động cơ tên lửa; Tên lửa mang.

1. MỞ ĐẦU

Về nguyên lý hoạt động, tên lửa mang (TLM) được phóng theo chế độ tính toán, mang Payload lên một độ cao nhất định. Tầng phóng được tách ra khỏi tên lửa (hoặc không tách đối với những tên lửa hạng nhẹ). Payload được thu hồi bằng dù để lấy dữ liệu thu thập được trong quá trình tên lửa bay. TLM có vai trò quan trọng trong nghiên cứu không gian và thử nghiệm các thiết bị điện tử đất liền sẽ được sử dụng trên các thiết bị bay, tên lửa chiến đấu.

NASA đã sử dụng động cơ tên lửa phòng không Patriot cho tầng đẩy thứ hai TLM Terrier Mk70 Orion. Payload chuyên động với tốc độ Mach 7,6 để thực hiện các phép đo về quá trình đốt cháy siêu thanh, thử nghiệm các thiết bị sẽ sử dụng trên vệ tinh và tàu vũ trụ [3]. Cơ quan vũ trụ Châu Âu ESA sử dụng TLM MAXUS sử dụng động cơ nhiên liệu rắn để khảo sát các hiện tượng dưới tác dụng của vi trọng lực. Động cơ nhiên liệu rắn 2 góc được sử dụng cho TLM Cansat (Ba Lan), có tốc độ tối đa 800 m/s (2,35 Mach), để kiểm tra thiết bị điện tử trên khoang, thiết bị định vị GPS và camera.

Ở nước ta, trong quá trình nghiên cứu tên lửa đối hạm 3M-24Đ, Tập đoàn Viettel đã thử nghiệm tên lửa đồng dạng 1/4, 1/8,... của loại tên lửa này, sử dụng thiết bị dẫn đường INS công nghệ vi cơ kết hợp GPS. Tuy nhiên, tên lửa 3M-24Đ và các tên lửa đồng dạng do Viettel thử nghiệm có tốc độ cận âm 270÷290 m/s (0,8÷0,85 Mach). Đầu năm 2021, Học viện KTQS đã tiến hành phóng TLM TV-02 sử dụng 2 tầng động cơ nhiên liệu rắn, đưa thiết bị khoa học đến độ cao tính toán 40 km để thử nghiệm thu thập dữ liệu khí quyển tầng cao [2]. Các thiết bị khoa học được kích hoạt làm việc ở độ cao tính toán, tại thời điểm đó, vận tốc của TLM nhỏ (dưới âm).

Hiện nay, một số công nghệ mang tính đặc thù phục vụ mục đích quốc phòng như hệ thống dẫn đường quán tính INS, thiết bị định vị vệ tinh toàn cầu GPS dùng trong các tên lửa vượt âm bị không chế chuyển giao, chia sẻ công nghệ (theo quy định của Missile Technology Control Regime cho các khí cụ bay có tốc độ >500 m/s). Nghĩa là, với tốc độ bay > 500 m/s, các thiết bị INS-GPS thương mại hoạt động không chính xác, dẫn đến sai số lớn cho các tên lửa có điều khiển. Để khắc phục hạn chế này, các nhà khoa học trong nước phải tự làm chủ công nghệ chế tạo INS-GPS và tất nhiên, sản phẩm sau chế tạo cần được thử nghiệm trên TLM vượt âm.

Mục tiêu đặt ra của nhiệm vụ là TLM cần mang được Payload có khối lượng 5 kg đạt tốc độ > 500 m/s trong khoảng thời gian không nhỏ hơn 4 s (đủ để thu được số lượng tín hiệu cần thiết cho xử lý) và quá tải dọc trục không lớn hơn 30g (đảm bảo cho thiết bị sống sót). Theo đó, TLM không cần đạt độ cao quá lớn, nên hệ thống động cơ chỉ cần sử dụng 01 tầng lực đẩy với thời gian hoạt động phù hợp, tên lửa đạt tốc độ vượt âm trong giai đoạn bay tích cực, trước khi thiết bị trên khoang được tách ra khỏi tên lửa và được thu hồi bằng dù.

Để giải quyết được vấn đề nêu trên, nhóm tác giả cần thực hiện các nội dung sau:

1. Xây dựng cơ sở khoa học để tính toán các tham số thiết kế của động cơ, đảm bảo TLM đạt các chỉ tiêu.

2. Khảo sát các phương án động cơ khác nhau, đề xuất lựa chọn phương án động cơ phù hợp về tính năng làm việc và công nghệ chế tạo.

2. NỘI DUNG CẦN GIẢI QUYẾT

Tên lửa mang vượt âm (TLM500) cần thiết kế phải đạt các chỉ tiêu đặt ra ở trên, trên cơ sở sử dụng thuốc phóng có sẵn trong nước, được thực hiện theo các bước dưới đây.

2.1. Các giả thiết ban đầu

- Tên lửa được phóng gần thẳng đứng nhằm đảm bảo thuận tiện cho công tác thu hồi và phù hợp với các trường bắn có kích thước nhỏ ở Việt Nam khi thử nghiệm;

- Động cơ tên lửa TLM500 sử dụng thuốc phóng ballistic RSI-12M, cháy ổn định, hoàn toàn ở điều kiện tính toán;

- Tên lửa được phóng ở điều kiện nhiệt độ môi trường trong khoảng thời gian tháng 7 - 8 ở miền Bắc;

- Tên lửa TLM500 là loại không điều khiển, có cánh ổn định đuôi và chóp khí động laval;

- Thời gian từ lúc tên lửa đạt tốc độ 500 m/s đến tốc độ tối đa bằng thời gian từ lúc tên lửa đạt vận tốc tối đa giảm xuống 500 m/s;

- Gia tốc trọng trường ở vị trí phóng TLM500, $g = 9,807 \text{ m/s}^2$.

2.2. Xác định các tham số thiết kế của động cơ

Thời gian TLM500 đạt tốc độ 500 m/s:

$$t_{500} = \frac{500}{Q_{tb} g}, \quad (1)$$

Trong đó, Q_{tb} là quá tải dọc trục trung bình của TLM500 trong giai đoạn tích cực.

Vận tốc lớn nhất của tên lửa:

$$V_{\max} = Q_{tb} g (t_{500} + 0,5 \Delta t_{500}) \quad (2)$$

Ở đây, Δt_{500} là khoảng thời gian TLM500 bay ở tốc độ trên 500 m/s, [s].

Từ phương trình Tsiolkovsky, xác định khối lượng thuốc phóng tương đối [6]:

$$\mu_T = 1 - e^{-\frac{V_{\max}}{J_{yn0}}}, \quad (3)$$

Trong đó, J_{yn0} là xung lượng riêng lực đẩy gần mặt đất của động cơ.

Khối lượng thuốc phóng cần thiết:

$$\omega_T = \frac{k_T \alpha_T \mu_T}{\alpha_T - \mu_T} m_{TB}, \quad (4)$$

Trong đó: k_T là hệ số có tính đến thuốc phóng dư, không cháy hết; $\alpha_T = \omega_T / m_{ĐC}$ là hệ số nhò

thuốc phóng trong động cơ; $m_{ĐC}$ là khối lượng động cơ, [kg]; $m_{TB} = m_{TL} - m_{ĐC}$ là khối lượng thiết bị trên khoang và thân vỏ, [kg].

Chiều dài thời thuốc phóng:

$$L_T = \frac{4\omega_T}{\rho_T \pi (D_n^2 - d_t^2)}, \quad (5)$$

Trong đó: ρ_T là mật độ thuốc phóng, [kg/m³]; D_n , d_t tương ứng là đường kính ngoài, đường kính trong thời thuốc phóng, [m].

Tổng xung lực đẩy động cơ cần thiết:

$$I_{\Sigma} = \omega_T J_{yn0}. \quad (6)$$

Đường kính tiết diện tối hạn loa phụt [1]:

$$D_{th} = \sqrt{\frac{4}{\pi} \frac{I_{\Sigma} \sqrt{R_g T_k}}{J_{yn0} t_{\Sigma} A_k p_k}}. \quad (7)$$

Trong đó: R_g , T_k là hằng số khí và nhiệt độ sản phẩm cháy thuốc phóng trong buồng đốt, [J/kg.K], [K]; t_{Σ} là thời gian cháy thuốc phóng, [s]; A_k là hằng số đoạn nhiệt; p_k là áp suất làm việc trung bình trong buồng đốt ở chế độ ổn định, [Pa].

Đường kính cửa ra loa phụt [1]:

$$D_a = \sqrt{\frac{4F_{th}}{\pi} \cdot \frac{1}{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{k-1} \cdot \sqrt{\frac{k-1}{k+1}}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{p_a}{p_k}\right)^k - \left(\frac{p_a}{p_k}\right)^k}}}, \quad (8)$$

Ở đây: F_{th} là diện tích tiết diện tối hạn loa phụt, [m²]; k là chỉ số đoạn nhiệt; p_a là áp suất tại tiết diện cửa ra loa phụt, [Pa].

Để đánh giá và hiệu chỉnh kết quả thiết kế động cơ, tính toán đường bay tên lửa TLM500, cần xây dựng quy luật biến thiên lực đẩy, áp suất trong buồng đốt động cơ theo thời gian. Hệ phương trình vi phân xác định áp suất trong buồng đốt động cơ theo thời gian có dạng [1]:

$$\begin{cases} \frac{Wp}{T} \frac{dT}{dt} = \dot{m} R_g (T_v - T) + \frac{A_k F_{th} p \sqrt{R_g T}}{1 - \xi} - \chi_T^2 k A_k^2 \frac{F_{th}^2}{\dot{m}} \frac{\rho_T p^2}{\rho_T - \rho} - (k-1) p \left(\frac{v_1 \sigma_T S_{Vo}}{R_g} + \frac{\dot{m}}{\rho_T} \right); \\ W \frac{dp}{dt} = \dot{m} R_g T_v - \chi_T^2 k A_k^2 \frac{F_{th}^2}{\dot{m}} \frac{\rho_T p^2}{\rho_T - \rho} - (k-1) v_1 \sigma_T S_{Vo} \frac{p}{R_g} - \frac{k \dot{m}}{\rho_T} p; \\ \frac{dW}{dt} = \frac{\dot{m}}{\rho_T}; u = \varepsilon f(T_{bd}) u_1 p^v; \\ \chi_T^2 = \frac{1}{1 - \xi} \left\{ 1 + \frac{\xi}{1 - \xi} \left[\frac{c_T}{c_p} K_T + \frac{k-1}{k+1} K_w^2 \lambda_{kh}^2 \right] \right\}; K_g = \frac{w_T}{w}; K_T = \frac{T_T}{T_0}. \end{cases} \quad (9)$$

Trong hệ phương trình: W là thể tích tự do trong buồng đốt, [m³]; T là nhiệt độ trong buồng đốt, [K]; \dot{m} là tốc độ sinh khí sản phẩm cháy, [kg/s]; R là hằng số khí của sản phẩm cháy, [J/kg.K]; T_v là nhiệt độ cháy đẳng tích, [K]; ρ là mật độ sản phẩm cháy, [kg/m³]; ξ là tỷ lệ khối

lượng pha ngưng tụ trong sản phẩm cháy (được xác định từ tính toán nhiệt động hoặc được xác định từ thực nghiệm); σ_T là tiêu chuẩn Nusselt; S_{V_0} là diện tích bề mặt thành buồng đốt, [m²]; c_p , c_T là nhiệt dung riêng đẳng áp của pha khí và nhiệt dung riêng của pha ngưng tụ, [J/(kg.K)]; λ_{kh} là vận tốc không thứ nguyên của dòng pha khí; K_w là hệ số không cân bằng động lực học; w_T là vận tốc của các hạt ngưng tụ trong loa phụt, [m/s]; w là vận tốc dòng khí, [m/s]; K_T là hệ số không cân bằng nhiệt độ; T_T là nhiệt độ của các hạt ngưng tụ trong loa phụt, [K]; T_0 là nhiệt độ hãm của khí trong buồng đốt, [K]; u_1, v, ε là vận tốc cháy đơn vị, chỉ số mũ tốc độ cháy và hệ số cháy xói mòn; p là áp suất trong buồng đốt, [Pa].

Công thức chung xác định lực đẩy của động cơ tên lửa nhiên liệu rắn có dạng [5]:

$$P = C_p p F_{th}, \quad (10)$$

Trong đó: C_p là hệ số lực đẩy phụ thuộc các hàm khí động ε, z, q và vận tốc không thứ nguyên tại tiết diện cửa ra loa phụt λ_a , áp suất môi trường p_{mt} , có dạng như sau [5]:

$$C_p = 2\varepsilon(1)z(\lambda_a) - \frac{p_{mt}}{p_k} \frac{1}{q(\lambda_a)}. \quad (11)$$

2.3. Xác định vận tốc, gia tốc dọc trục tên lửa trong giai đoạn phóng

Hệ phương trình cơ bản mô tả chuyển động của khối tâm tên lửa trong giai đoạn động cơ làm việc có dạng [6]:

$$\begin{cases} \frac{d}{dt}V = \frac{P}{M_{TL} - \dot{m}t} - \frac{R_x}{M_{TL} - \dot{m}t} - g \sin \theta; \\ \frac{d}{dt}\theta = -\frac{g}{V} \cos \theta; \quad \frac{d}{dt}X = V \cos \theta; \quad \frac{d}{dt}Y = V \sin \theta. \end{cases} \quad (12)$$

Trong đó: V là vận tốc tên lửa, [m/s]; g là gia tốc trọng trường, [m/s²]; θ là góc tạo bởi véc tơ vận tốc với phương ngang, [độ]; X, Y là tọa độ của khối tâm tên lửa trong hệ tọa độ mặt phẳng bản, [m]; t là thời gian, [s]; R_x là lực cản chính diện của không khí lên tên lửa, [N], được xác định theo công thức:

$$R_x = \rho(y) \frac{V^2}{2} \pi \frac{D_{ti}^2}{4} \frac{T_{bd}}{T(y)} C_x(M). \quad (13)$$

Trong đó: $\rho(y), T(y)$ là mật độ, nhiệt độ không khí theo độ cao y , [kg/m³], [K]; $C_x(M)$ là hệ số cản khí động theo số Mach, với M được xác định theo công thức [6]:

$$M = \begin{cases} 0,00294 \cdot V(1 + 1,21 \cdot 10^{-5} y) & \text{if } 0 < y \leq 11000; \\ 0,00294 \cdot V \cdot 1,133 & \text{if } 11000 < y < 30000. \end{cases} \quad (14)$$

Gia tốc dọc trục được tính bằng đạo hàm theo thời gian của vận tốc.

3. TÍNH TOÁN, THẢO LUẬN

3.1. Số liệu đầu vào

Các chỉ tiêu TLM500 và các thông số lựa chọn để tính toán, thiết kế động cơ TLM500 được liệt kê như trong bảng 1.

Bảng 1. Các thông số đầu vào cho tính toán động cơ TLM500.

TT	Thông số	Giá trị	TT	Thông số	Giá trị
	Chỉ tiêu TLM500			Liều nhiên liệu	
1	Khối lượng Payload, kg	5	15	Đường kính ngoài, mm	104
2	Khối lượng cả khoang thiết bị, kg	6,6	16	Đường kính trong, mm	18

Nghiên cứu khoa học công nghệ

3	Thời gian đạt tốc độ > 500 m/s, s	≥ 4	17	Hệ số nhồi thuốc phóng	0,49
4	Quá tải dọc trục, g	≤ 30		Chế độ làm việc của động cơ	
	Thuốc phóng RSI-12M		18	Áp suất trong buồng đốt được chọn để tính toán, MPa	7
5	Tốc độ cháy đơn vị, m/s	$4,14 \cdot 10^{-5}$	19	Áp suất tại tiết diện cửa ra được chọn để tính toán, MPa	0,08
6	Chỉ số mũ tốc độ cháy	0,34	20	Áp suất khí quyển tại mặt đất, MPa	0,1
7	Mật độ, kg/m ³	1600		Chế độ phóng tên lửa	
8	Chỉ số đoạn nhiệt	1,25	21	Mật độ không khí tiêu chuẩn, kg/m ³	1,225
9	Hằng số khí sản phẩm cháy, J/kgK	358,4	22	Nhiệt độ môi trường khi phóng, độ	25
10	Nhiệt độ cháy, K	2223	23	Hằng số khí của không khí, J/kgK	287,05
11	Nhiệt dung riêng đẳng áp SPC [7], J/kgK	1771	24	Gia tốc trọng trường, m/s ²	9,807
12	Tỷ lệ khối lượng pha ngưng tụ trong sản phẩm cháy [7]	0	25	Góc phóng, độ	80
13	Hệ số χ_T	1	26	Đường kính tên lửa lớn nhất, mm	122
14	Xung lượng riêng lực đẩy động cơ ở gần mặt đất, m/s	2006	27	Quá tải dọc trục trung bình được chọn để tính toán	20

3.2. Kết quả tính toán và bình luận

3.2.1. Các chỉ tiêu sơ bộ cho động cơ

Từ các công thức (4), (5) và (6) xác định được các chỉ tiêu sơ bộ cho động cơ TLM500 như sau:

Bảng 2. Các chỉ tiêu sơ bộ của động cơ TLM500.

TT	Thông số	Đơn vị	Giá trị
1	Khối lượng liệu nhiên liệu cần thiết	kg	12,8
2	Chiều dài liệu nhiên liệu	mm	1000
3	Tổng xung lực đẩy	Ns	25 500

3.2.2. Khảo sát các phương án thiết kế liều nhiên liệu

Trên cơ sở thời thuốc phóng có quy cách đã xác định (bảng 1, bảng 2), nhóm tác giả đề xuất 5 phương án thiết kế liều nhiên liệu, cụ thể như sau:

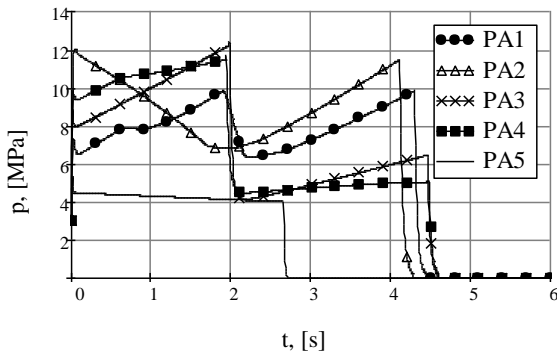
1. Liều bọc chống cháy ngoài, phay rãnh tròn trên 2 mặt đáy.
2. Liều bọc chống cháy ngoài, phay rãnh chữ thập 1 đầu.
3. Liều bọc chống cháy ngoài.
4. Liều bọc chống cháy ngoài, khoan côn 2 đầu.
5. Liều không bọc chống cháy.

Kết quả tính toán các tham số thiết kế động cơ được thể hiện trong bảng 3 và các hình 1, 2.

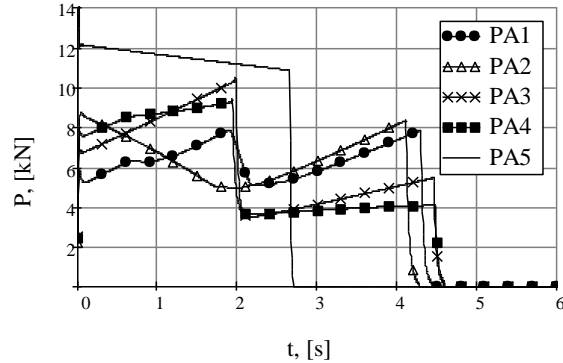
Bảng 3. Kết quả tính toán các tham số thiết kế động cơ TLM500.

TT	Thông số	Đơn vị	Giá trị				
			PA1	PA2	PA3	PA4	PA5
1	Khối lượng liệu nhiên liệu	kg	13,02	12,68	13,19	12,62	15,16
2	Chiều dài liệu nhiên liệu	mm	1000	1000	1000	1000	1150
3	Đường kính tiết diện tới hạn loa phụt	mm	25,6	24,3	26,4	25,8	48,3
4	Đường kính cửa ra loa phụt	mm	80	76	82	80	150
5	Khối lượng toàn bộ động cơ	kg	26,02	25,68	26,19	25,62	28,16

6	Khối lượng tên lửa	kg	35,12	34,78	35,29	34,72	43,26
7	Áp suất làm việc lớn nhất	MPa	9,84	12,05	12,42	11,70	5,10
8	Áp suất làm việc trung bình	MPa	7,93	9,03	7,36	7,35	4,25
9	Thời gian cháy thuốc phóng	s	4,30	4,11	4,46	4,48	2,66
10	Lực đẩy trung bình	kN	6,34	6,57	6,22	5,94	11,50
11	Tổng xung lực đẩy	kNs	27,24	27,02	27,78	26,61	30,60



Hình 1. Đồ thị áp suất trong buồng đốt các phương án động cơ TLM500.

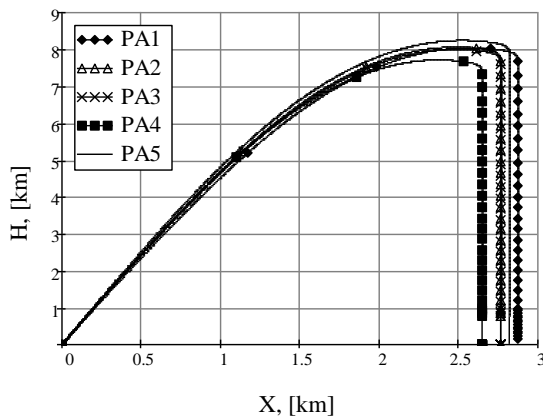


Hình 2. Đồ thị lực đẩy các phương án động cơ TLM500.

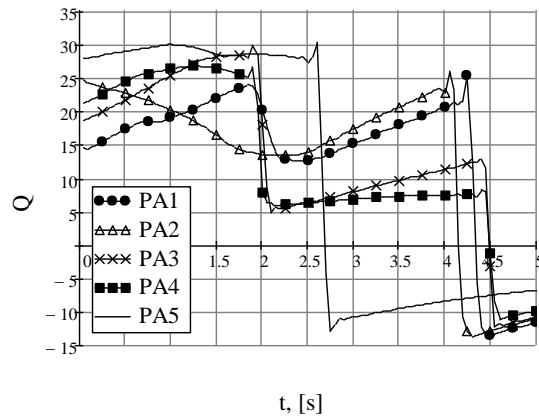
Kết quả tính toán mô phỏng quỹ đạo, vận tốc và gia tốc dọc trục tên lửa trong giai đoạn phóng được thể hiện trong bảng 4 và các hình 3, 4, 5.

Bảng 4. Kết quả tính toán các tham số đạn đạo tên lửa trong giai đoạn phóng.

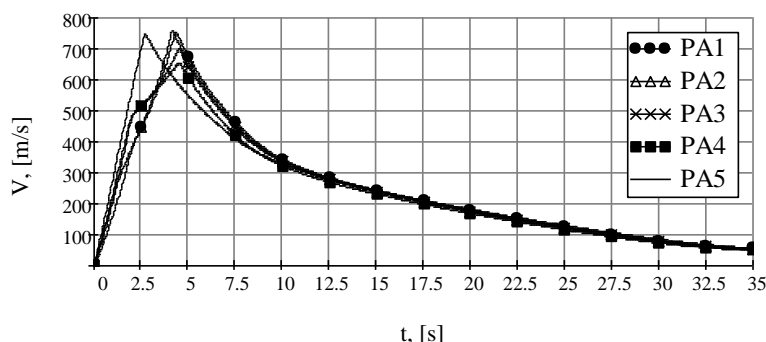
TT	Thông số	Đơn vị	Giá trị				
			PA1	PA2	PA3	PA4	PA5
1	Vận tốc tên lửa lớn nhất	m/s	751	753	698	655	747
2	Thời điểm tên lửa đạt tốc độ 500m/s	s	2,91	2,85	2,27	2,24	1,76
3	Thời gian tên lửa bay với vận tốc >500m/s	s	4,05	3,95	4,42	4,05	4,01
4	Quá tải dọc trục lớn nhất		25,39	27,56	30,36	26,71	31,17
5	Độ cao bay lớn nhất	km	8,05	8,06	8,00	7,72	8,25
6	Cự ly bay lớn nhất	km	2,88	2,77	2,77	2,65	2,82



Hình 3. Quỹ đạo bay của tên lửa TLM500 với các phương án động cơ tương ứng.



Hình 4. Quá tải dọc trục của tên lửa TLM500 trong giai đoạn quỹ đạo tích cực.



Hình 5. Vận tốc tên lửa TLM500 trong giai đoạn quỹ đạo tích cực.

Từ kết quả tính toán thấy rằng:

1. Về tính năng làm việc của động cơ và hoạt động của tên lửa TLM500:

- Với các liều được bọc chống cháy (các phương án 3, 4), theo thiết kế đặc trưng của liều phóng, áp suất làm việc giai đoạn sau (PA3, PA4) giảm nhanh, có thể làm cho thuốc phóng cháy không ổn định ở giai đoạn này, đặc biệt khi phóng tên lửa ở điều kiện nhiệt độ môi trường thấp.

- Vì thời gian làm việc của động cơ theo PA5 là ngắn, nên để duy trì thời gian bay của tên lửa trên 500m/s và giảm quá tải dọc trục, cần tăng khối lượng thuốc phóng, giảm áp suất cháy trong buồng đốt và tăng khối lượng kết cấu (để duy trì tốc độ bay quán tính). Phương án này cho hiệu suất làm việc của tên lửa thấp nhất.

- Các phương án động cơ về cơ bản đều đạt các mục tiêu đã đặt ra: thời gian tên lửa bay với vận tốc trên 500m/s không nhỏ hơn 4s (trừ PA2) và quá tải dọc trục không lớn hơn 30g.

2. Về công nghệ chế tạo và giá thành sản phẩm:

- Các phương án 1, 2, 3 và 4 có yêu cầu cao về công nghệ bọc chống cháy, và vì có thời gian cháy thuốc phóng dài hơn, để tăng độ tin cậy, cần bảo vệ nhiệt vỏ động cơ và tiết diện tới hạn loa phụt, từ đó, làm tăng giá thành chế tạo tên lửa.

- Liều nhiên liệu của các phương án 1, 2 và 4 cần được gia công cơ khí sau đùn ép, làm ảnh hưởng đến công nghệ bọc chống cháy (với liều xẻ rãnh chữ thập PA2) và bảo vệ nhiệt phần đầu buồng đốt động cơ (PA1). Cả ba phương án này đều cần số lượng thử nghiệm độ ổn định làm việc của động cơ nhiều hơn hai phương án còn lại, và do đó, về tổng thể, giá thành sản xuất động cơ cũng tăng lên.

Như vậy, nếu bỏ qua vấn đề giá thành sản phẩm, phương án 1 có ưu thế hơn cả, động cơ làm việc ổn định trong toàn bộ thời gian thuốc phóng cháy, quá tải dọc trục của tên lửa cũng là thấp nhất. Tương tự phương án này có thể dùng liều phóng hình sao, tuy nhiên, giá thành chế tạo liều phóng hình sao cao hơn. Còn nếu tính đến giá thành sản xuất động cơ, có thể lựa chọn phương án liều phóng số 3. Ưu điểm của phương án này là giữ nguyên được khối lượng thuốc phóng (so với các phương án 1, 2 và 4) làm tăng mật độ nhồi thuốc phóng trong động cơ và với mục đích thử nghiệm thiết bị trên khoang nhằm đạt các mục tiêu như đặt ra, với điều kiện phóng tên lửa vào mùa hè (tháng 7, tháng 8), thì động cơ làm việc đảm bảo ổn định theo ngưỡng cháy cho phép của thuốc phóng RSI-12M (áp suất cháy không thấp hơn 4 MPa theo khuyến cáo).

4. KẾT LUẬN

Trong khả năng cung ứng thuốc phóng hiện nay ở nước ta, trên cơ sở sử dụng loại thuốc phóng RSI-12M, nhóm tác giả đã xây dựng một số phương án thiết kế liều nhiên liệu sử dụng cho động cơ TLM TLM500. Đã đưa ra được các phân tích, đánh giá và khuyến nghị lựa chọn phương án phù hợp với điều kiện công nghệ, giá thành chế tạo sản phẩm - phương án phù hợp

nhất là phương án 1. Với dòng TLM có trần bay thấp, việc lựa chọn một tầng lực đẩy động cơ nhiên liệu rắn là hợp lý, có độ tin cậy cao hơn so với giải pháp sử dụng động cơ 2 tầng lực đẩy. Kết quả nghiên cứu có thể áp dụng trong lĩnh vực thử nghiệm kiểm tra tính năng hoạt động của các thiết bị điện tử trên khoang khí cụ bay vượt âm với giá thành hợp lý.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Hoàng Thế Dũng, “Nghiên cứu ảnh hưởng của một số tham số buồng đốt đến các tham số làm việc đặc trưng của động cơ tên lửa nhiên liệu rắn”, Luận án tiến sĩ kỹ thuật, Viện Khoa học và Công nghệ Quân sự, tr. 40-60, (2018).
- [2]. Nguyễn Lạc Hồng, “Nghiên cứu, thiết kế và chế tạo mẫu tên lửa nghiên cứu (Sounding Rocket) đưa thiết bị khoa học để thử nghiệm thu thập dữ liệu khí quyển tầng cao”. Báo cáo đề tài cấp Nhà nước. Mã số VT-CN.02/18-20, (2021).
- [3]. Giovanni Rosanova, Jr. “NASA Sounding Rockets Annual Report 2020”. NASA (2020), pp. 32.
- [4]. Anastasios I. Mourikis, “Vision-Aided Inertial Navigation for Spacecraft Entry, Descent and Landing”, IEEE Transactions on robotics, vol. 25, No.2, (2009).
- [5]. Дорофеев А.А., “Проектирование и расчет параметров и характеристик камеры ракетного двигателя”, Изд. МГТУ им. Н.Э. Бауман (2002).
- [6]. Кольга В.В., Семенова Л.А., Терехин Н.А., “Проектирование баллистических ракет и ракет-носителей”, Красноярск (2012).
- [7]. Московский государственный технический университет им.Н.Э.Баумана, “Моделирование химических и фазовых равновесий привысоких температурах (АСТРА.4/рс)”, Описание применения, МГТУ (1997), Москва.

ABSTRACT

Research on the design of carrier rocket engine for test on-board electronic equipment in supersonic mode

After fabrication, the test/investigation of the working principle and thermo-mechanical strength of the on-board electronics (Payload) is carried out by environmental, mechanical impact tests in the laboratory, which ultimately is experimentally launched on target missiles in hypersonic mode to check the effect of the environment on them. The experimental launches on target missiles in hypersonic mode are often very expensive and risky, especially in the early stages of the project. Therefore, the solution of using hypersonic missiles (test rockets) to check the working parameters of the equipment is reasonable, scientifically and economically effective, reliable and feasible. In such a rocket, the engine designed to launch the rocket achieves a certain calculated flight mode.

Keywords: Supersonic mode; Rocket engine; Missile carrying.