

## Nghiên cứu giải pháp ứng dụng thiết bị bay tốc độ cao thử nghiệm thiết bị điện tử hàng không vũ trụ

Hoàng Thế Dũng, Trần Mạnh Tuấn, Mai Duy Phương,  
Đương Quốc Việt, Nguyễn Trường Thanh\*

Viện Tên lửa, Viện Khoa học và Công nghệ quân sự, 17 Hoàng Sâm, Cầu Giấy, Hà Nội, Việt Nam.

\*Tác giả liên hệ: thanhvtv2010@gmail.com

Nhận bài: 04/9/2024; Hoàn thiện: 10/11/2024; Chấp nhận đăng: 15/11/2024; Xuất bản: 06/12/2024.

DOI: <https://doi.org/10.54939/1859-1043.j.mst.FEE.2024.184-190>

### TÓM TẮT

Trong nghiên cứu này, nhóm tác giả đã tiến hành tính toán và thử nghiệm một thiết bị bay tốc độ cao, được viết tắt là TLM-515. TLM-515 đạt vận tốc cực đại khoảng 750 m/s và độ cao tối đa khoảng 10 km. TLM-515 mang theo hai thiết bị điện tử tự nghiên cứu quan trọng là thiết bị định vị vệ tinh GPS và thiết bị đo quán tính INS (được gọi chung là thiết bị trên khoang), nhằm kiểm tra khả năng hoạt động độc lập và kết hợp của chúng trong môi trường bay tốc độ cao. Kết quả thử nghiệm cho thấy, TLM-515 có quỹ đạo bay ổn định và thiết bị trên khoang đo được các thông số động học của TLM-515, qua đó, đánh giá được khả năng làm việc trong môi trường tốc độ cao của các thiết bị điện tử được mang theo. Giải pháp này phân nào đã chứng minh được mức độ tin cậy cao nếu áp dụng thử nghiệm cho các đối tượng tương tự.

**Từ khóa:** Động lực học; Kết cấu; Thiết bị bay.

### 1. MỞ ĐẦU

Trong lĩnh vực hàng không vũ trụ, các thiết bị điện tử đóng vai trò then chốt trong việc điều khiển, giám sát và thu thập dữ liệu từ các phương tiện bay, dữ liệu khí quyển hay quan trắc môi trường. Những thiết bị này phải hoạt động hiệu quả trong môi trường khắc nghiệt của không gian bao gồm nhiệt độ biến đổi lớn, áp suất thấp và lực gia tốc mạnh,... gây ra các hỏng hóc hoặc sai số các phép đo ảnh hưởng đến kết quả mục tiêu. Đặc biệt, trong các giai đoạn bay tốc độ cao như giai đoạn phóng, giai đoạn bay siêu thanh và khi quay trở lại bầu khí quyển (hoặc tiếp đất), các thiết bị điện tử phải chịu các tác động mạnh từ nhiễu khí động, rung lắc và quá tải. Việc đảm bảo tính ổn định và độ chính xác của các thiết bị này là yếu tố then chốt để mang đến thành công cho các sứ mệnh không gian. Do đó, việc thử nghiệm các thiết bị điện tử trong môi trường bay thực tế là vô cùng quan trọng để đảm bảo chúng hoạt động đúng chức năng trong điều kiện thực tế [3, 4].

Thiết bị bay tốc độ cao kiểu TLM-515, với khả năng mô phỏng một số điều kiện khắc nghiệt mà các thiết bị điện tử sẽ gặp phải trong không gian, là một trong những công cụ quan trọng được sử dụng để thử nghiệm và đánh giá hiệu quả của các thiết bị điện tử trong điều kiện bay tốc độ cao trước khi lắp đặt lên các thiết bị bay đắt tiền và phức tạp hơn. Các thử nghiệm trên TLM-515 giúp giảm thiểu rủi ro, đảm bảo tính khả thi và tăng cường độ tin cậy của các hệ thống điện tử trước khi triển khai vào các nhiệm vụ thực tế.

Mục tiêu đặt ra của nhiệm vụ là phóng và tạo ra tốc độ vượt âm (lớn hơn 515 m/s - theo quy định của MTCR [2], các thiết bị điện tử thương mại bị hạn chế trần tốc độ bay này) trong thời gian không ít hơn 3 s cho thiết bị bay TLM-515 có mang theo 7,5 kg khối thiết bị (bao gồm cả thân vỏ).

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, thiết kế mô hình động lực học cho thiết bị bay TLM-515.
2. Thử nghiệm kiểm tra đánh giá hiệu quả của mô hình trên thực địa.

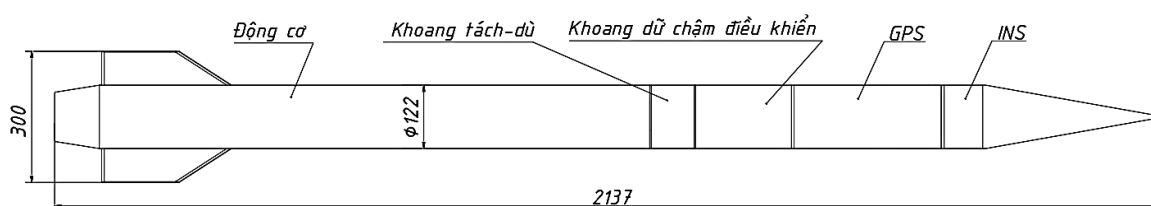
### 2. NỘI DUNG CẦN GIẢI QUYẾT

#### 2.1. Mô hình thiết bị bay TLM-515

Các giả thiết sau đây được sử dụng để xây dựng mô hình tính toán:

- TLM-515 sử dụng 01 động cơ đẩy, 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.
- Quá trình tách động cơ được thực hiện trong giai đoạn bay thụ động của TLM-515.
- Coi bề mặt trái đất là phẳng tuyệt đối. Bỏ qua chuyển động quay của trái đất quanh tâm.
- Coi không khí đứng yên so với trái đất. Bỏ qua ảnh hưởng của các yếu tố khí tượng.
- Quỹ đạo bay của TLM-515 nằm trong một mặt phẳng thẳng đứng.
- Vị trí phóng TLM-515 có độ cao bằng với mực nước biển.
- Gia tốc trọng trường thay đổi theo độ cao, tỉ lệ nghịch với bình phương độ cao tới tâm trái đất.
- Các tham số khí quyển thay đổi theo độ cao theo tiêu chuẩn BCA-60 [1].

Với các giả thiết đã nêu trên, mô hình thiết bị bay TLM-515 được xây dựng và thể hiện như trên hình 1.



**Hình 1.** Mô hình thiết bị bay TLM-515.

## 2.2. Thiết lập mô hình toán chuyển động của TLM-515

Vì TLM-515 hoạt động với trần bay thấp (< 30 km) nên có thể xác định quỹ đạo bay của TLM-515 thông qua hệ phương trình cơ bản mô tả chuyển động của khối tâm như sau [5]:

$$\begin{cases} \frac{d}{dt} V = \frac{P}{m} - \frac{R_x}{m} - g \sin \theta; \\ \frac{d}{dt} \theta = -\frac{g}{V} \cos \theta; \quad \frac{d}{dt} X = V \cos \theta; \quad \frac{d}{dt} Y = V \sin \theta. \end{cases} \quad (1)$$

Trong đó: V - Vận tốc TLM-515, [m/s]; g - Gia tốc trọng trường, [m/s<sup>2</sup>]; P - Lực đẩy động cơ, [N]; m - Khối lượng TLM-515, [kg];  $\theta$  - Góc tạo bởi véc tơ vận tốc với phương ngang, [độ]; X, Y - Tọa độ của khối tâm TLM-515 trong hệ tọa độ mặt phẳng bắn, [m]; t - Thời gian, [s]; R<sub>x</sub> - Lực cản chính diện của không khí lên TLM-515, [N], được xác định theo công thức:

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

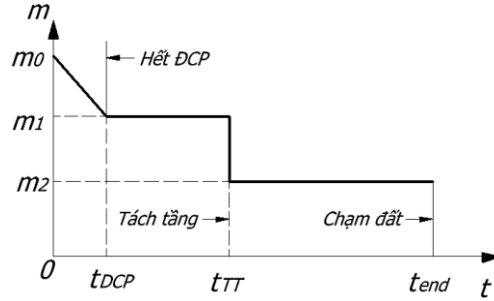
Trong đó:  $\rho(y)$ , T(y) - Mật độ, nhiệt độ không khí theo độ cao y, [kg/m<sup>3</sup>], [K]; C<sub>x</sub>(M) - Hệ số cản khí động theo số Mach được xác định theo công thức [5]:

$$C_x(M) = \begin{cases} 0,62 & \text{if } 0 < M \leq 0,8; \\ M - 0,18 & \text{if } 0,8 < M \leq 1; \\ 0,02 + \frac{0,8}{M} & \text{if } 1 < M \leq 5. \end{cases} \quad (3)$$

Với M - số Mach có dạng:

$$M = \begin{cases} 0,00294 \cdot V(1 + 1,21 \cdot 10^{-5} y) & \text{if } 0 < y \leq 11000; \\ 0,00294 \cdot V \cdot 1,133 & \text{if } 11000 < y < 30000. \end{cases} \quad (4)$$

Do trong quá trình bay, nhiên liệu động cơ bị tiêu hao nên khối lượng TLM-515 giảm dần. Giảm đồ biến đổi khối lượng TLM-515 theo thời gian tính từ thời điểm phóng được thể hiện như hình sau:



**Hình 2.** Giảm đồ khối lượng TLM-515.

Với  $m_0$  là khối lượng TLM-515 khi phóng,  $\dot{m}$  là tốc độ tiêu hao nhiên liệu động cơ,  $m_1$  là khối lượng TLM-515 sau khi hết nhiên liệu,  $m_2$  là khối lượng TLM-515 sau tách tầng, ta có mô hình khối lượng TLM-515 như sau:

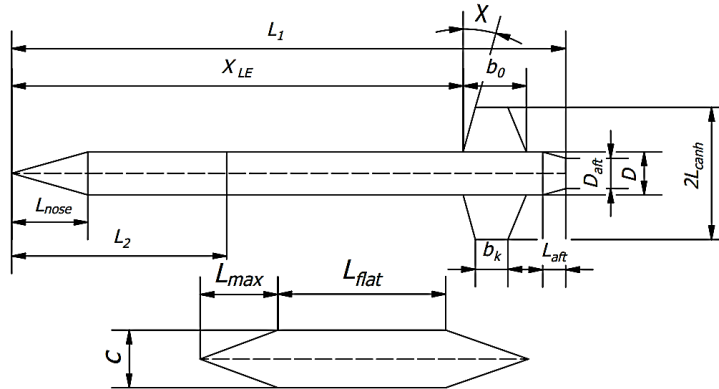
$$\begin{cases} m = m_0 - \dot{m}t & \text{if } t \leq t_{DCP} \\ m = m_1 & \text{if } t_{DCP} < t \leq t_{TT} \\ m = m_2 & \text{if } t_{TT} \leq t \end{cases} \quad (5)$$

Gia tốc rơi tự do ở độ cao R so với tâm trái đất được xác định bằng biểu thức sau:

$$g = g_0 \frac{R_0}{R} = g_0 \frac{R_0}{R_0 + Y}, \quad (6)$$

Trong đó:  $R_0 = 6371,21$  km là bán kính cong của trái đất;  $g_0 = 9,81$  m/s<sup>2</sup> là gia tốc rơi tự do tại mặt đất (coi như bằng với mực nước biển).

### 2.3. Thiết kế phối trí khí động TLM-515



**Hình 3.** Sơ đồ phối trí khí động TLM-515.

TLM-515 có thân dạng tròn xoay với chóp gió dạng nón. Sử dụng 04 cánh phẳng bố trí ở phía đuôi thiết bị bay. Để đảm bảo yêu cầu về công nghệ và độ bền sử dụng cánh có chiều dày không đổi với profin dạng 6 cạnh. Sơ đồ phối trí khí động của TLM-515 như hình 3. Các tham số để xác định phối trí khí động thiết bị bay TLM-515 là [6]:

+ Các tham số phối trí thân: Chiều dài TLM-515 -  $L_1$ ; Chiều dài khoang thiết bị -  $L_2$ ; Chiều dài chóp gió -  $L_{nose}$ ; Chiều dài phần đuôi -  $L_{aft}$ ; Đường kính thân -  $D$ ; Đường kính đuôi -  $D_{aft}$ .

+ Các tham số phối trí cánh: Sải cánh -  $L_{cánh}$ ; Dây cung gốc cánh -  $b_0$ ; Dây cung mút cánh -  $b_k$ ; Góc mũi tên -  $X$ ; Chiều dày cánh -  $c$ ; Phần dây cung phẳng -  $L_{flat}$ ; Phần dây cung vát mép -  $L_{max}$ .

### 3. TÍNH TOÁN, THỬ NGHIỆM VÀ THẢO LUẬN

#### 3.1. Số liệu đầu vào

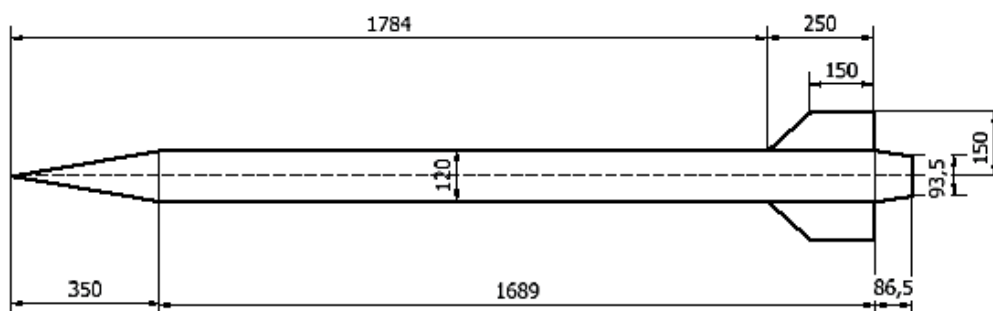
Các thông số đầu vào cũng như các chỉ tiêu cần đạt để tính toán thiết kế thiết bị bay TLM-515 được liệt kê như trong bảng 1.

**Bảng 1.** Các thông số đầu vào cho tính toán thiết bị bay TLM-515.

TT	Thông số	Đơn vị	Giá trị
1	Khối lượng khoang thiết bị	kg	7,5
2	Thời gian TLM-515 đạt tốc độ > 515 m/s	s	$\geq 3$
3	Quá tải dọc trục	g	$\leq 30$
4	Đường kính thân TLM-515 lớn nhất	mm	122
5	Góc phóng	độ	80
6	Vận tốc quay quanh trục lớn nhất, không lớn hơn	rad/s	19

#### 3.2. Kết quả tính toán

Các tham số thiết kế phối trí khí động thân cánh TLM-515 được lựa chọn bao gồm: Chiều dài chóp gió  $L_{chop} = 0,35$  m; Chiều dài dây cung gốc cánh  $b_0 = 0,25$  m; Chiều dài dây cung mút cánh  $b_k = 0,15$  m; Sải cánh  $L_{canh} = 0,15$  m; độ dự trữ ổn định tĩnh là  $-0,357$ . Hình dạng phối trí khí động của TLM-515 có dạng như trên hình 4.



**Hình 4.** Phối trí khí động TLM-515.

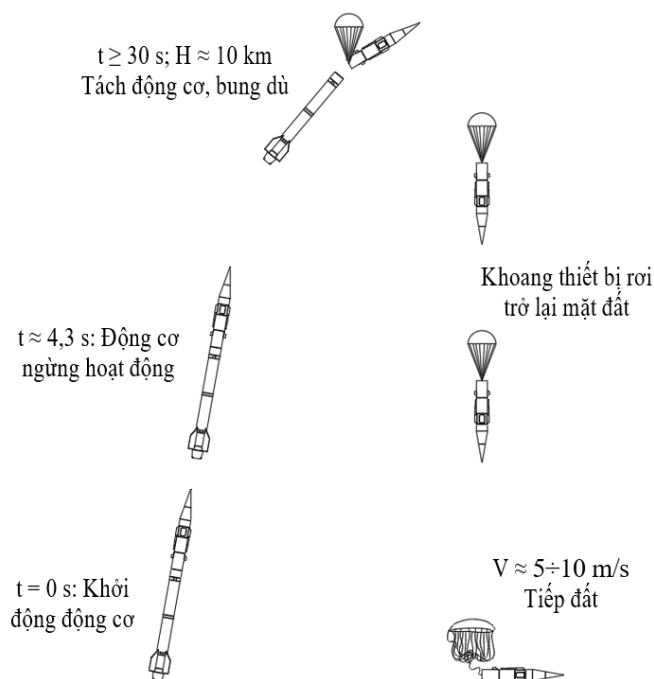
Các thông số làm việc tính toán đặc trưng của thiết bị bay TLM-515 được xác định như trong bảng 2.

**Bảng 2.** Các thông số làm việc của thiết bị bay TLM-515.

TT	Tham số	DVT	Giá trị
1	Chiều dài thiết bị bay TLM-515	mm	2137
2	Khối lượng TLM-515 ban đầu (khối lượng phóng)	kg	35
3	Góc phóng	độ	80
4	Lực đẩy lớn nhất của động cơ	N	10 100
5	Lực đẩy trung bình của động cơ	N	6 300
6	Thời gian cháy nhiên liệu (ở 20°C)	s	4,3
7	Thời điểm TLM-515 đạt tốc độ 515 m/s (tính từ thời điểm phóng)	s	2,5
8	Khoảng thời gian tốc độ TLM-515 vượt 515 m/s	s	6,4
9	Thời điểm tách động cơ (tính từ thời điểm phóng)	s	34
10	Tốc độ bay lớn nhất của TLM-515	m/s	763,9
11	Gia tốc dọc trục lớn nhất của TLM-515	m/s <sup>2</sup>	308,4
12	Trần bay lớn nhất	m	10 230

#### 3.3. Kết quả thử nghiệm và thảo luận

Thiết bị bay TLM-515 được thử nghiệm trên thực địa với cấu hình và nguyên lý hoạt động như trên hình 5.



**Hình 5.** Thử nghiệm TLM-515 trên thực địa.

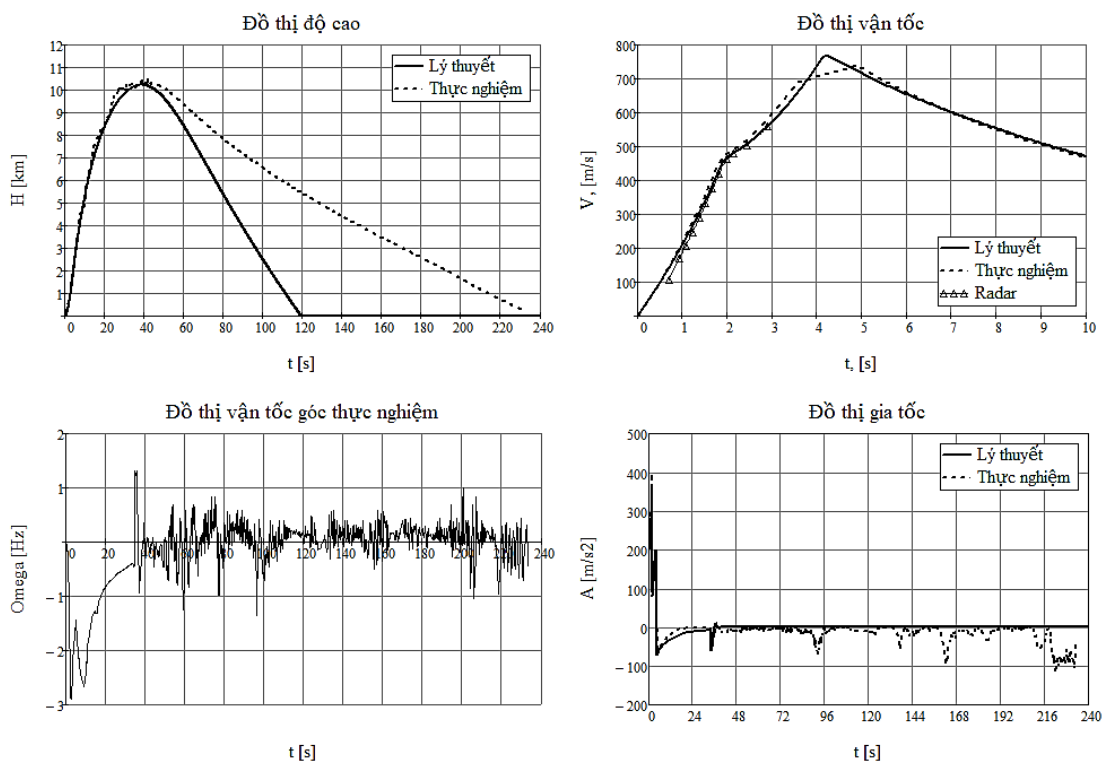
TLM-515 được phóng trên ray trượt của giá thử với góc phóng khoảng  $80^\circ$ . Sau khi động cơ của TLM-515 được kích hoạt, TLM-515 chuyển động hết ray trượt, được tăng tốc đến tốc độ 515 m/s ở thời điểm tính toán  $2,5 \div 3$  s, sau đó tốc độ TLM-515 tiếp tục tăng đến (700, ..., 800) m/s sau  $4 \div 5$  s (thời gian cháy nhiên liệu động cơ). Sau khi động cơ ngừng hoạt động, tốc độ TLM-515 giảm dần và đạt 515 m/s ở thời điểm tính toán  $8 \div 10$  s. Trong giai đoạn này, khi gia tốc dọc trục của TLM-515 đạt  $10 \div 15$  g, bảo hiểm quán tính trên khoang giữ chậm điều khiển được mở, cấp nguồn khởi động các mạch điện tử điều khiển tách động cơ và bung dù. Sau thời điểm phóng khoảng  $33 \div 35$  giây, mạch giữ chậm kích hoạt thuốc hoá thuật, thuốc hoá thuật cháy tạo ra áp suất cắt đứt các chốt giữ, tách khoang động cơ ra khỏi khoang thiết bị (lúc này, TLM-515 đạt độ cao  $\sim 10\,000$  m, tốc độ TLM-515 khoảng  $50 \div 70$  m/s), đồng thời, dù trong khoang được giải phóng, khoang thiết bị rơi trở lại mặt đất với dù. Khoang thiết bị tiếp đất với vận tốc tính toán  $5 \div 10$  m/s.

Các thiết bị đo ghi được sử dụng trong thực nghiệm bao gồm: Camera trên khoang; radar doppler mặt đất và thiết bị điện tử trên khoang. Kết quả đo ghi cụ thể như sau:

- Từ dữ liệu trích xuất thu hồi từ camera trên khoang thấy rằng: TLM-515 bay ổn định, quay chậm với tốc độ quay nhỏ hơn 3 Hz, đến thời điểm 34,56 s (tính từ thời điểm phóng) khoang thiết bị được tách khỏi động cơ.

- Đồ thị vận tốc, gia tốc TLM-515 (hình 6) được đo bởi thiết bị Radar doppler mặt đất và bởi thiết bị trên khoang tương đồng với kết quả tính toán lý thuyết. Đồ thị độ cao sau thời điểm tách động cơ (hoặc sau thời điểm đạt độ cao cực đại) có biên dạng khác biệt do trong tính toán không tính đến ảnh hưởng của gió và các yếu tố khí tượng khác, nên khoang thiết bị sau khi tách khỏi động cơ có thể bị dạt bởi các yếu tố này. Đồ thị vận tốc đo bởi thiết bị Radar chỉ thu được trong khoảng thời gian 3,959 s (tương ứng độ cao 1500 m) vì thiết bị này bị giới hạn bởi khoảng cách đo khi diện tích phản xạ của TLM-515 không đủ để phản hồi tín hiệu radar.

- Sai số giữa giá trị đo và giá trị tính toán nằm trong giới hạn chấp nhận được (hầu hết nhỏ hơn 5% - bảng 3). Riêng với giá trị gia tốc có sai số lớn hơn, có thể được lý giải là do khi gia tốc TLM-515 tăng nhanh (gần như đột ngột) làm cho phép đo của thiết bị trên khoang có thể bị quá tải (sốc tạm thời).



Hình 6. Kết quả đo độ cao, vận tốc và gia tốc thiết bị bay TLM-515.

Bảng 3. Kết quả thực nghiệm thiết bị bay TLM-515.

Thông số	Lý thuyết	Kết quả đo, ghi		
		Camera	Radar	TB trên khoang
Vận tốc lớn nhất, m/s	763,9	-	701,903	738,67
Thời điểm đạt $V_{max}$ , s	4,3	-	3,959	4,9
Thời gian TLM-515 có tốc độ bay vượt 515 m/s, s	6,4	-	1,282	6,13
Thời điểm bung dù, s	34	34,56	-	34,16
Độ cao lớn nhất, m	10 230	-	-	10 498
Thời điểm đạt $H_{max}$ , s	38,5	-	-	40,2
Vận tốc góc lớn nhất, Hz	-	3,03	-	2,891
Thời điểm đạt $\omega_{max}$ , s	-	2,83	-	2,825
Gia tốc dọc trục lớn nhất, m/s <sup>2</sup>	308,4	-	-	398,1
Thời điểm đạt $A_{max}$ , s	1,85	-	-	1,78

#### 4. KẾT LUẬN

Nghiên cứu này đã thực hiện thành công việc thiết kế, chế tạo và thử nghiệm một thiết bị bay tốc độ cao. Qua các kết quả thử nghiệm, TLM-515 đã đạt được một số mục tiêu đề ra, bao gồm:

- TLM-515 đạt vận tốc thực nghiệm cực đại khoảng 750 m/s và độ cao thực nghiệm lớn nhất khoảng 10 km, chứng tỏ rằng thiết kế động lực học và động cơ đáp ứng được yêu cầu về hiệu suất bay trong môi trường tốc độ cao.

- Các thiết bị điện tử trên khoang gồm hệ thống định vị GPS và thiết bị đo quán tính INS đã được kiểm tra khả năng hoạt động trong điều kiện bay thực tế, kết quả này cho thấy khả năng làm việc hiệu quả của các thiết bị trong điều kiện tốc độ cao.

- Quá trình tách khoang thiết bị khỏi động cơ diễn ra thành công ở độ cao gần 10 km và vận tốc khoảng 75 m/s. Nhờ hệ thống định vị GPS, nhóm nghiên cứu đã xác định được vị trí rơi của khoang thiết bị và thu hồi dữ liệu ghi lại trên thẻ nhớ, trong đó bao gồm các hình ảnh quan trọng ghi lại bởi camera gắn trên khoang.

Nghiên cứu đã khẳng định tính khả thi của việc sử dụng thiết bị bay TLM-515 như một phương tiện thử nghiệm các thiết bị điện tử trong môi trường tốc độ cao. Mặc dù có một số sai sót cần được khắc phục trong các nghiên cứu tiếp theo như việc nâng cao độ chính xác của dữ liệu đo đạc và cải thiện hệ thống thu hồi, các kết quả thu được đã cho thấy mức độ tin cậy cao của giải pháp này khi áp dụng cho các thử nghiệm tương tự.

Cuối cùng, nghiên cứu cũng mở ra hướng phát triển tiếp theo trong việc cải tiến thiết kế thiết bị bay TLM-515, đặc biệt là trong việc tăng cường độ chính xác của hệ thống đo lường và đảm bảo an toàn, hiệu quả cho quá trình thu hồi thiết bị sau khi hoàn thành thử nghiệm.

### TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, "Guide to Reference and Standard Atmosphere Models", Reston, VA: AIAA, (2010).
- [2]. "MTCR Guidelines and the Equipment, Software and Technology Annex", (2021). [Online]. Available: <https://mtcr.info/guidelines-for-sensitive-goods/>
- [3]. Nguyen, D.T., et al. "Trajectory and Performance Analysis of High-Altitude Sounding Rockets with INS and GPS Integration." Aerospace Science and Technology Journal, Volume 118, Issue 4, pp. 456-472, (2022).
- [4]. Smith, J., et al. "In-Flight Validation of GPS-INS Systems on High-Speed Vehicles." Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Volume 44, Issue 3, pp. 689-703, (2021).
- [5]. А. Т.П., Толкачева И.О. "Баллистическое проектирование ЛА". Издательство МГТУ, (1990).
- [6]. Кашин В.М., Лифиц А.Л., Ефремов М.И. "Основы проектирования переносных зенитных ракетных комплексов". Москва, Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, (2014).

### ABSTRACT

#### Research on the application of high-speed flight vehicles for testing aerospace electronics

*In this study, the authors conducted calculations and testing of a high-speed flight vehicle, designated as TLM-515. TLM-515 achieved a peak velocity of approximately 750 m/s and a maximum altitude of around 10 km. The vehicle carried two critical, self-developed electronic devices: a GPS satellite navigation device and an inertial navigation sensor (INS), collectively referred to as onboard systems. The objective was to evaluate their independent and combined operational capabilities in high-speed flight conditions. Test results demonstrated that TLM-515 followed a stable trajectory, and the onboard systems effectively measured the vehicle's kinematic parameters, thereby assessing the functionality of the electronics in a high-speed environment. This solution has shown a high level of reliability, suggesting its potential applicability to similar experimental platforms.*

**Keywords:** Dynamics; Structures; Flight vehicles.