

BỘ GIÁO DỤC VÀ ĐÀO TẠO

BỘ QUỐC PHÒNG

HỌC VIỆN KỸ THUẬT QUÂN SỰ

NGUYỄN VĂN THẮNG

**NGHIÊN CỨU HIỆN TƯỢNG CỘNG HƯỞNG DAO ĐỘNG  
DO CÁC YẾU TỐ BẤT ĐỐI XỨNG VÀ CHUYỂN ĐỘNG  
QUAY QUANH TRỤC CỦA MẪU TÊN LỬA THĂM DÒ  
Ở TẦNG THẤP**

LUẬN ÁN TIẾN SĨ KỸ THUẬT

HÀ NỘI – NĂM 2026

BỘ GIÁO DỤC VÀ ĐÀO TẠO

BỘ QUỐC PHÒNG

HỌC VIỆN KỸ THUẬT QUÂN SỰ

NGUYỄN VĂN THẮNG

**NGHIÊN CỨU HIỆN TƯỢNG CỘNG HƯỞNG DAO ĐỘNG  
DO CÁC YẾU TỐ BẤT ĐỐI XỨNG VÀ CHUYỂN ĐỘNG  
QUAY QUANH TRỤC CỦA MẪU TÊN LỬA THĂM DÒ  
Ở TẦNG THẤP**

Ngành: Cơ kỹ thuật

Mã số: 9 52 01 01

LUẬN ÁN TIẾN SĨ KỸ THUẬT

NGƯỜI HƯỚNG DẪN KHOA HỌC:

**1. PGS. TS NGUYỄN ANH TUẤN**

**2. PGS. TS VŨ QUỐC TRỤ**

HÀ NỘI – NĂM 2026

**LỜI CAM ĐOAN**

Tôi là Nguyễn Văn Thắng, xin cam đoan đây là công trình nghiên cứu của riêng tôi. Các số liệu, kết quả trong luận án là trung thực và chưa được ai công bố trong bất kỳ công trình nào.

Hà Nội, ngày .....tháng..... năm 2026

Tác giả luận án

**Nguyễn Văn Thắng**

## LỜI CẢM ƠN

Tôi xin chân thành cảm ơn tập thể hướng dẫn: PGS.TS Nguyễn Anh Tuấn và PGS.TS Vũ Quốc Trụ đã nhiệt tình hướng dẫn, động viên và tạo mọi điều kiện thuận lợi giúp tôi hoàn thành luận án. Tôi cũng xin chân thành cảm ơn các thầy và đồng nghiệp trong Bộ môn Thiết kế Hệ thống Kết cấu Thiết bị bay, Bộ môn Động cơ phân lực/Khoa Hàng không vũ trụ, Bộ môn Cơ học máy/Khoa cơ khí và các đồng chí cán bộ, nhân viên Phòng Sau đại học/Học viện Kỹ thuật Quân sự đã tận tình giúp đỡ tôi trong quá trình thực hiện luận án.

Nghiên cứu sinh trân trọng cảm ơn đề tài “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”, Mã số: VT-CN.02/18-20, do GS. TS Nguyễn Lạc Hồng, Học viện Kỹ thuật quân sự làm chủ nhiệm, thuộc Chương trình Khoa học và Công nghệ cấp quốc gia về công nghệ vũ trụ giai đoạn 2016-2020 đã cung cấp các số liệu phục vụ nội dung nghiên cứu của luận án.

Tôi cũng bày tỏ tình cảm trân trọng biết ơn tới gia đình, người thân và bạn bè đã động viên, khích lệ, giúp đỡ tôi trong quá trình thực hiện luận án.

Hà Nội, ngày .....tháng..... năm 2026

Tác giả luận án

**Nguyễn Văn Thắng**

## MỤC LỤC

DANH MỤC CÁC KÝ HIỆU, CÁC CHỮ VIẾT TẮT .....	vi
DANH MỤC CÁC BẢNG.....	x
DANH MỤC CÁC HÌNH VẼ, ĐỒ THỊ.....	xi
MỞ ĐẦU.....	1
Chương 1. TỔNG QUAN VỀ VẤN ĐỀ NGHIÊN CỨU.....	6
1.1. Tổng quan về tên lửa thăm dò.....	6
1.1.1. Giới thiệu chung về tên lửa thăm dò.....	6
1.1.2. Phối trí kết cấu và đặc điểm của tên lửa thăm dò .....	8
1.2. Tổng quan nghiên cứu về động lực học bay và vấn đề cộng hưởng chuyển động của tên lửa thăm dò .....	10
1.2.1. Tình hình nghiên cứu ngoài nước .....	10
1.2.2. Tình hình nghiên cứu trong nước.....	26
1.3. Nội dung nghiên cứu trong luận án.....	28
1.3.1. Những vấn đề tồn tại .....	28
1.3.2. Nội dung nghiên cứu.....	28
1.4. Kết luận chương 1 .....	29
Chương 2. XÂY DỰNG BÀI TOÁN VÀ CÁC MÔ HÌNH NGHIÊN CỨU	30
2.1. Xây dựng bài toán nghiên cứu .....	30
2.1.1. Đối tượng nghiên cứu .....	31
2.1.2. Các hệ trục tọa độ và các hệ số khí động.....	32
2.1.3. Các yếu tố bất đối xứng .....	36
2.1.4. Chuyển động quay quanh trục .....	41
2.2. Phương pháp xác định các đặc tính khí động lực học .....	42
2.2.1. Phương pháp panel trong tính toán khí động lực học .....	42
2.2.2. Phương pháp tính toán một số thành phần lực cản .....	49
2.2.3. Phương pháp tính toán các thành phần khí động không dừng.....	50

2.2.4. Phương pháp tính mô-men cảm ứng quanh trục dọc.....	53
2.3. Mô hình động lực học của tên lửa thăm dò.....	55
2.3.1. Mô hình 6 bậc tự do có tính đến ảnh hưởng của sự thay đổi khối lượng .....	55
2.3.2. Mô hình chuyển động góc của tên lửa thăm dò.....	59
2.3.3. Mô hình chất điểm .....	66
2.4. Kết luận chương 2 .....	67
Chương 3. XÂY DỰNG CHƯƠNG TRÌNH TÍNH TOÁN, MÔ PHÒNG VÀ KIỂM CHỨNG .....	69
3.1. Chương trình tính toán khí động và kiểm chứng .....	69
3.1.1. Mô tả chương trình tính toán .....	69
3.1.2. Kiểm chứng.....	71
3.2. Chương trình tính toán, mô phỏng động lực học và kiểm chứng .....	75
3.2.1. Chương trình tính toán động lực học theo cách tiếp cận lý thuyết.....	75
3.2.2. Xây dựng chương trình mô phỏng động lực học bay 6 bậc tự do .....	78
3.2.3. Kiểm chứng tính toán, mô phỏng động lực học bay .....	80
3.3. Kết luận chương 3 .....	85
Chương 4. PHÂN TÍCH CỘNG HƯỞNG GIỮA DAO ĐỘNG DO SỰ BẤT ĐỐI XỨNG VÀ CHUYỂN ĐỘNG QUAY QUANH TRỤC.....	86
4.1. Xác định thời điểm cộng hưởng.....	86
4.2. Cộng hưởng và khóa tần số khi có bất đối xứng .....	89
4.2.1. Bất đối xứng khí động.....	91
4.2.2. Bất đối xứng lực đẩy .....	98
4.2.3. Bất đối xứng khối lượng .....	103
4.2.4. Đánh giá chung .....	109
4.3. Ảnh hưởng của chuyển động quay quanh trục tới vấn đề cộng hưởng .	110

4.4. Ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc tới vấn đề cộng hưởng và hiện tượng khóa tần số .....	115
4.5. Ảnh hưởng của hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số đến một số tham số góc của tên lửa thăm dò.....	121
4.6. Ảnh hưởng của các yếu tố bất đối xứng đến quỹ đạo bay của tên lửa ..	125
4.7. Kết luận chương 4. ....	130
KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ.....	133
DANH MỤC CÁC CÔNG TRÌNH CÔNG BỐ .....	135
TÀI LIỆU THAM KHẢO.....	137

## DANH MỤC CÁC KÝ HIỆU, CÁC CHỮ VIẾT TẮT

### 1. Danh mục các ký hiệu

Ký hiệu	Ý nghĩa
$xyz$	- Hệ trục tọa độ liên kết (gắn với thân tên lửa)
$x_a y_a z_a$	- Hệ trục tọa độ tốc độ
$x_E y_E z_E$	- Hệ trục tọa độ mặt đất (gắn với vị trí cố định trên mặt đất)
$\theta, \phi, \psi$	- Các góc Euler
$X, Y, Z$	- Các lực khí động trong hệ trục tọa độ liên kết
$\rho$	- Mật độ không khí ( $\text{kg/m}^3$ )
$V$	- Vận tốc dòng ( $\text{m/s}$ )
$C_x, C_y, C_z$	- Hệ số các lực khí động trong hệ trục tọa độ liên kết
$S_{ref}$	- diện tích đặc trưng của tên lửa
$d$	- đường kính thân tên lửa
$L, M, N$	- mô men liệng, chúc góc và hướng
$C_l, C_m, C_n$	- Hệ số mô men liệng, chúc góc và hướng
$l_{ref}$	- Kích thước đặc trưng của tên lửa
$\alpha, \beta$	- Góc tấn và góc trượt cạnh của tên lửa
$\alpha_{sp}$	- Góc tấn không gian của tên lửa
$Q$	- Động áp của dòng tới
$C_L, C_D$	- Lực nâng và lực cản của tên lửa
$C_A$	- Lực cản dọc trục của tên lửa
$C_p$	- Hệ số áp suất

$M_a$	- Số Mach
$\delta_r$	- Góc lệch cánh đuôi để tạo mô men quay quanh trục
$\delta_a$	- Giá trị bất đối xứng khí động
$\varphi_a$	- Hướng lệch bất đối xứng khí động
$\delta_T$	- Giá trị bất đối xứng lực đẩy động cơ
$\varphi_T$	- Hướng lệch bất đối xứng lực đẩy động cơ
$\Delta_C$	- Độ lệch của trọng tâm so với trục dọc
$\Delta_m$	- Giá trị bất đối xứng khối lượng
$\varphi_C$	- Hướng lệch bất đối xứng khối lượng
$p, q, r$	- Vận tốc góc theo các trục $X, Y, Z$ .
$u, v, w$	- Thành phần vận tốc chiếu lên các trục $X, Y, Z$ .
$C_l$	- mô-men quay quanh trục
$C_{l_p}$	- Đạo hàm của hệ số mô-men quay quanh trục
$C_{m_q}, C_{z_{\dot{\alpha}}}, C_{m_{\dot{\alpha}}}, C_{z_{\dot{\gamma}}}$	- Các đạo hàm hệ số khí động không dừng
$C_i$	- Hệ số mô-men cảm ứng quanh trục dọc
$\omega_n$	- tần số dao động riêng
$p_{zz}$	- Vận tốc góc quay quanh trục ổn lập
$C_{mac}$	- Dây cung khí động trung bình
$\mathbf{F}_T$	- Véc-tơ lực đẩy
$\mathbf{F}_a$	- Véc-tơ lực khí động
$\mathbf{g}$	- Véc-tơ gia tốc trọng trường
$\mathbf{V}$	- Véc-tơ vận tốc
$m_0$	- Khối lượng ban đầu

$\mathbf{I}_0^b$	- Ten-zơ mô-men quán tính ban đầu
$\mathbf{F}_T^b$	- Lực do lực đẩy động cơ sinh ra
$\mathbf{M}_T^b$	- Mô-men do lực đẩy động cơ sinh ra
$\Delta\mathbf{M}_a$	- Mô-men sinh ra do bất đối xứng khí động
$\Delta\mathbf{M}_T$	- Mô-men sinh ra do bất đối xứng lực đẩy
$\Delta\mathbf{M}_c$	- Mô-men sinh ra do bất đối xứng khối lượng

## 2. Danh mục các chữ viết tắt

<b>Ký hiệu</b>	<b>Tiếng Anh</b>	<b>Tiếng Việt</b>
TLTD	Sounding Rocket	Tên lửa thăm dò
CFD	Computational Fluid Dynamics	Động lực học chất lỏng tính toán
LT		Lý thuyết
MP		Mô phỏng

**DANH MỤC CÁC BẢNG**

Bảng 2. 1. Các tham số chính của tên lửa TV-02 .....	32
Bảng 3.1. So sánh các tham số quỹ đạo tính toán theo mô hình lý thuyết và mô phỏng khi $\delta_r = 0.0$ độ, $\delta_a = 0.0$ độ. ....	82

## DANH MỤC CÁC HÌNH VẼ, ĐỒ THỊ

Hình 1. 1. Tên lửa Arobee của Hoa Kỳ. ....	6
Hình 1. 2. Một số mẫu tên lửa thăm dò của Brasil. ....	7
Hình 1. 3. Các thành phần cấu tạo của tên lửa thăm dò Arobee.....	9
Hình 1. 4. Tính toán kiểm chứng đặc tính khí động cho mô hình tên lửa theo Missile DATCOM 97 và Aeroprediction (AP) 98 [16]. ....	13
Hình 1. 5. Mô hình chia lưới theo phương pháp panel [27]. ....	14
Hình 1. 6. Mô phỏng khí động không dừng của tên lửa sử dụng lưới động CFD [30]. ....	15
Hình 1. 7. Mô hình chất điểm cải tiến cho động lực học tên lửa thăm dò của Lewis [34]. ....	16
Hình 1. 8. Chuyển động của tên lửa khi rời giá phóng theo mô hình chuyển động phẳng [35] .....	17
Hình 1. 9. Thuật toán tính toán quỹ đạo bay và mô phỏng tản mát theo phần mềm RocketPy [36].....	18
Hình 1. 10. Một số dạng bất đối xứng kết cấu của tên lửa [40].....	20
Hình 1. 11. Bất đối xứng lực đẩy động cơ [41]. ....	21
Hình 1. 12. Tên lửa Stratos III bị phá hủy sau khi phóng.....	22
Hình 1. 13. Mất ổn định chuyển động tên lửa do sự bất đối xứng về mặt khí động và khối lượng [48].....	23
Hình 1. 14. Hiện tượng khóa tần số xảy ra khi cộng hưởng các kênh chuyển động của tên lửa thăm dò [48].....	25
Hình 1. 15. Mô hình tên lửa thăm dò TV-02 [54].....	27
Hình 2. 1. Tên lửa TV-02.....	31
Hình 2. 2. Các hệ trục tọa độ.....	33
Hình 2. 3. Các góc Euler. ....	34
Hình 2. 4. Mô hình bất đối xứng khí động.....	37

Hình 2. 5. Mô hình bất đối xứng lực đẩy động cơ.....	39
Hình 2. 6. Mô hình bất đối xứng khối lượng. ....	40
Hình 2. 7. Góc lệch cánh đuôi tạo chuyển động quay quanh trục tên lửa. ....	42
Hình 2. 8. Tổ hợp cánh – thân thiết bị bay điển hình.....	44
Hình 2. 9. Hệ tọa độ trụ.....	45
Hình 2. 10. Tọa độ trong hệ quy chiếu gắn với panel.....	46
Hình 2. 11. Mô hình hóa tên lửa theo phương pháp panel xoáy.....	48
Hình 2. 12. Ảnh hưởng của tách dòng tại mũi tên lửa đến các cánh đuôi [69]. .....	53
Hình 2. 13. Sự phụ thuộc của hệ số $C_f^a$ theo góc tấn không gian của mẫu tên lửa Finner. ....	54
Hình 3.1. Sơ đồ khối của chương trình tính toán khí động cho tên lửa. ....	69
Hình 3.2. Khai báo dữ liệu khai báo đầu vào và hình ảnh của tên lửa được mô hình hóa theo phương pháp panel. ....	70
Hình 3. 3. Mô hình mẫu tên lửa Finner (D=3 cm).....	71
Hình 3. 4. Kết quả tính toán và kiểm chứng hệ số lực pháp tuyến (a), hệ số mô men chúc góc (b), hệ số đạo hàm quay (c) và (d), hệ số mô men liệng (e)..	71
Hình 3. 5. So sánh hệ số lực nâng tính theo các phương pháp khác nhau.....	73
Hình 3. 6. Kiểm chứng giá trị mô-men cảm ứng với kết quả thực nghiệm [68] .....	74
Hình 3. 7. Kết quả tính toán các hệ số khí động tên lửa thăm dò .....	75
Hình 3. 8. Hệ số lực cản chính diện của tên lửa thăm dò ở các độ cao khác nhau. .....	76
Hình 3. 9. Các đạo hàm của hệ số mô-men quay quanh trục, hệ số lực pháp tuyến và hệ số mô-men chúc góc. ....	76
Hình 3. 10. Sơ đồ nguyên lý tính toán theo cách tiếp cận lý thuyết. ....	77
Hình 3. 11. Các tham số động lực học theo mô hình chất điểm. ....	77

Hình 3. 12. Mô hình tên lửa thăm dò được xây dựng trong phần mềm MSC Adams.....	79
Hình 3. 13. Sơ đồ nguyên lý tính toán theo cách tiếp cận mô phỏng bay. ....	80
Hình 3. 14. Giao diện phần mềm MSC Adams. ....	80
Hình 3. 15. Quỹ đạo sơ bộ của tên lửa.....	81
Hình 3. 16. So sánh tham số động lực học của tên lửa TV-02 giữa dữ liệu mô phỏng và số liệu đo .....	82
Hình 3. 17. Giá trị tính toán lý thuyết của tần số dao động riêng $\omega_n$ theo thời gian bay của tên lửa.....	83
Hình 3. 18. Dao động góc trượt cạnh và biên độ trong phân tích Fourier tại thời điểm 10 giây.....	84
Hình 3. 19. Sự thay đổi theo thời gian của tần số dao động xác định theo mô hình lý thuyết và mô phỏng.....	84
Hình 4. 1. Tần số dao động riêng và vận tốc góc quay quanh trục với các giá trị $\delta_r$ khác nhau. ....	86
Hình 4. 2. Góc tấn không gian với các giá trị $\delta_r$ khác nhau khi $\delta_a = 0.1$ độ... 88	
Hình 4. 3. Sơ đồ tính toán và phân tích cộng hưởng và khóa tần số. ....	90
Hình 4. 4. Hiện tượng cộng hưởng khi $\delta_r = 0.3$ độ và $\delta_a = 0.1$ độ.....	92
Hình 4. 5. Hiện tượng cộng hưởng khi $\delta_r = 0.3$ độ và $\delta_a = 0.3$ độ.....	93
Hình 4. 6. Hiện tượng cộng hưởng khi $\delta_r = 0.3$ độ và $\delta_a = 0.6$ độ.....	94
Hình 4. 7. Hiện tượng cộng hưởng khi $\delta_r = 0.3$ độ và $\delta_a = 0.9$ độ.....	95
Hình 4. 8. Ảnh hưởng của hướng lệch $\varphi_a$ khi $\delta_r = 0.3$ độ và $\delta_a = 0.9$ độ.....	96
Hình 4. 9. Sự phụ thuộc của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến khi có bất đối xứng khí động với các giá trị khác nhau của $\delta_r$ ( $\delta_a = 0.1$ độ).....	97
Hình 4. 10. Sự phụ thuộc của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến khi có bất đối xứng khí động với các giá trị khác nhau của $\delta_r$ ( $\delta_a = 0.7$ độ). 98	

Hình 4. 11. Kết quả tính toán lý thuyết và mô phỏng khi $\delta_T = 0.5$ và 1 độ... 99	99
Hình 4. 12. Kết quả tính toán lý thuyết và mô phỏng khi $\delta_T = 1.5$ và 2 độ. 100	100
Hình 4. 13. Sự thay đổi của vận tốc góc và góc tấn theo thời gian với các góc lệch $\delta_T$ khác nhau (Kết quả mô phỏng)..... 101	101
Hình 4. 14. Ảnh hưởng của hướng lệch lực đẩy động cơ khi $\delta_T = 2$ độ..... 102	102
Hình 4. 15. Sự phụ thuộc của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến theo thời gian với các giá trị khác nhau của $\delta_r$ khi $\delta_T = 0.5$ độ. .... 102	102
Hình 4. 16. Sự phụ thuộc của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến theo thời gian với các giá trị khác nhau của $\delta_r$ khi $\delta_T = 2$ độ. .... 103	103
Hình 4. 17. Kết quả tính toán lý thuyết và mô phỏng khi $\overline{\Delta_C} = 3 \%$ . .... 104	104
Hình 4. 18. Kết quả tính toán lý thuyết và mô phỏng khi $\overline{\Delta_C} = 6 \%$ . .... 105	105
Hình 4. 19. Kết quả tính toán lý thuyết và mô phỏng khi $\overline{\Delta_C} = 9 \%$ . .... 106	106
Hình 4. 20. Kết quả tính toán mô phỏng cho $\overline{\Delta_C} = 9 \%$ khi hướng lệch $\varphi_c$ thay đổi..... 107	107
Hình 4. 21. Sự phụ thuộc của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến theo thời gian khi có bất đối xứng khối lượng ( $\overline{\Delta_C} = 3 \%$ )..... 108	108
Hình 4. 22. Sự phụ thuộc của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến theo thời gian khi có bất đối xứng khối lượng ( $\overline{\Delta_C} = 9 \%$ )..... 109	109
Hình 4. 23. Ảnh hưởng của thành phần vận tốc góc quay quanh trục p(t) đến hiện tượng cộng hưởng (Bất đối xứng khí động khi $\delta_a = 0.1$ độ)..... 111	111
Hình 4. 24. Ảnh hưởng của thành phần vận tốc góc quay quanh trục p(t) đến hiện tượng cộng hưởng (Bất đối xứng khí động khi $\delta_a = 0.6$ độ)..... 112	112
Hình 4. 25. Ảnh hưởng của thành phần vận tốc góc quay quanh trục p(t) đến hiện tượng cộng hưởng (Bất đối xứng lực đẩy khi $\delta_T = 0.5$ và 1.5 độ)..... 112	112

Hình 4. 26. Ảnh hưởng của thành phần vận tốc góc quay quanh trục $p(t)$ đến hiện tượng cộng hưởng (Bất đối xứng khối lượng khi $\overline{\Delta_c} = 3 \%$ ). .....	113
Hình 4. 27. Ảnh hưởng của thành phần vận tốc góc quay quanh trục $p(t)$ đến hiện tượng cộng hưởng (Bất đối xứng khối lượng khi $\overline{\Delta_c} = 9 \%$ ). .....	114
Hình 4. 28. Kết quả tính toán lý thuyết ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng khí động khi $\delta_a = 0.1$ độ). .....	116
Hình 4. 29. Kết quả tính toán lý thuyết ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng khí động khi $\delta_a = 0.9$ độ). .....	116
Hình 4. 30. Kết quả tính toán mô phỏng ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng khí động khi $\delta_a = 0.9$ độ). .....	117
Hình 4. 31. Kết quả tính toán lý thuyết ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng lực đẩy khi $\delta_T = 0.5$ độ). .....	117
Hình 4. 32. Kết quả tính toán lý thuyết và mô phỏng ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng lực đẩy khi $\delta_T = 2$ độ). .....	118
Hình 4. 33. Kết quả tính toán lý thuyết ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng khối lượng khi $\overline{\Delta_c} = 3\%$ ). .....	119
Hình 4. 34. Kết quả tính toán lý thuyết ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng khối lượng khi $\overline{\Delta_c} = 9\%$ ). .....	119
Hình 4. 35. Kết quả tính toán mô phỏng ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng khối lượng khi $\overline{\Delta_c} = 9\%$ ). .....	120
Hình 4. 36. Sự thay đổi của góc tấn và góc trượt cạnh theo thời gian trong trường hợp bất đối xứng khí động khi cộng hưởng và khóa tần số. ....	122
Hình 4. 37. Sự thay đổi của góc chúc ngóc và góc hướng theo thời gian trong trường hợp bất đối xứng khí động khi cộng hưởng và khóa tần số. ....	123
Hình 4. 38. Sự thay đổi của góc tấn và góc trượt cạnh theo thời gian trong trường hợp bất đối xứng khối lượng khi cộng hưởng và khóa tần số. ....	123

Hình 4. 39. Sự thay đổi của góc chúc ngóc và góc hướng theo thời gian trong trường hợp bất đối xứng khối lượng khi cộng hưởng và khóa tần số.....	124
Hình 4. 40. Sự thay đổi của góc tấn và góc trượt cạnh theo thời gian trong trường hợp bất đối xứng lực đẩy khi cộng hưởng và khóa tần số. ....	124
Hình 4. 42. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo 3D của tên lửa khi có bất đối xứng khí động.....	126
Hình 4. 43. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo bay trong mặt phẳng đứng của tên lửa khi có bất đối xứng khí động.....	126
Hình 4. 44. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo bay trong mặt phẳng ngang của tên lửa khi có bất đối xứng khí động. ....	127
Hình 4. 45. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo 3D của tên lửa khi có bất đối xứng lực đẩy. ....	127
Hình 4. 46. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo trong mặt phẳng đứng của tên lửa khi có bất đối xứng lực đẩy. ....	128
Hình 4. 47. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo trong mặt phẳng ngang của tên lửa khi có bất đối xứng lực đẩy. ....	128
Hình 4. 48. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo 3D của tên lửa khi có bất đối xứng khối lượng. ....	129
Hình 4. 49. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo trong mặt phẳng đứng của tên lửa khi có bất đối xứng khối lượng. ....	129
Hình 4. 50. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo trong mặt phẳng ngang của tên lửa khi có bất đối xứng khối lượng.....	130

## MỞ ĐẦU

Tên lửa thăm dò (Sounding Rocket) đã được nghiên cứu, phát triển tại nhiều quốc gia, đặc biệt tại các nước phát triển [1]. Đây là hướng nghiên cứu nhận được sự quan tâm của các nhà khoa học bởi tính ứng dụng cao trong nhiều lĩnh vực khác nhau như giám sát chất lượng không khí tầng cao, dự báo thời tiết, viễn thám, nghiên cứu các tia vũ trụ, thực hiện các thí nghiệm không trọng lượng,... [2]. Bên cạnh đó, tên lửa thăm dò có nhiều đặc điểm tương đồng với tên lửa quân sự; do đó, việc phát triển tên lửa thăm dò có thể coi là một trong những tiền đề để phát triển các dạng tên lửa đạn đạo phục vụ mục đích quốc phòng.

Tên lửa thăm dò thường hoạt động chủ yếu ở độ cao từ 40-200 km, đôi khi có thể đạt đến độ cao 2000 km, tùy thuộc vào thiết kế và nhiệm vụ của chúng [2]. Vùng độ cao nêu trên nằm giữa giới hạn quan trắc của khí quyển tầng thấp và vệ tinh. Một đặc điểm đáng chú ý nữa của tên lửa thăm dò là tốc độ và gia tốc lớn, đặc biệt đối với các tên lửa sử dụng động cơ nhiên liệu rắn, chúng có thể đạt vận tốc gấp 5-6 lần vận tốc âm thanh và gia tốc trên 30g [3, 4]. Ngoài ra với độ cao đạt được phổ biến trong khoảng từ 40-200 km, các tham số môi trường xung quanh tên lửa thăm dò thay đổi trong một khoảng rộng và khá phức tạp. Những đặc điểm nêu trên cho thấy tên lửa thăm dò là một đối tượng tương đối phức tạp trong việc nghiên cứu và thiết kế, chế tạo. Một số mẫu tên lửa thăm dò nổi bật trên thế giới có thể kể đến như Black Brant, Aerobee của Hoa Kỳ; Centaure, Dragon của Pháp; Skylark của Anh; T-7, Hòa Bình của Trung Quốc; các tên lửa KSR của Hàn Quốc;...

Tại Việt Nam, hiện đã và đang triển khai các dự án nghiên cứu, thiết kế, chế tạo và thử nghiệm một số mẫu tên lửa dạng thăm dò. Có thể kể đến các mẫu tên lửa thử nghiệm TV-01 thuộc Chương trình Khoa học Công nghệ vũ trụ giai đoạn 2012-2015, đạt độ cao 4 km, có thể mang payload 3 kg; mẫu tên lửa thăm dò TV-02 thuộc Chương trình Khoa học Công nghệ vũ trụ giai đoạn 2016-2020, đạt độ cao xấp xỉ 40 km, đưa thiết bị có khối lượng tới 5 kg lên tầng cao khí

quyển để thu thập các dữ liệu khí tượng, phục vụ cho dự báo thời tiết, do thám không gian, an ninh quốc phòng [5]. Các mẫu tên lửa nêu trên đều có đặc điểm chung là phóng theo hướng gần thẳng đứng và được sử dụng để mang tải trọng có ích tới một độ cao mong muốn.

Nghiên cứu các vấn đề liên quan tới chuyển động và động lực học bay đóng vai trò quan trọng trong thiết kế và chế tạo tên lửa nói chung và tên lửa thăm dò nói riêng. Nhiều vấn đề cần được khảo sát, đánh giá như sự ổn định của tên lửa, ảnh hưởng của yếu tố bất đối xứng và các sai số chế tạo, sự cộng hưởng giữa các kênh chuyển động, ... Các nghiên cứu trước đây đã sử dụng nhiều mô hình động lực học bay với mức độ phức tạp khác nhau từ các mô hình đơn giản dạng chất điểm tới các mô hình 6 bậc tự do của tên lửa. Tuy nhiên, đối với hiện tượng cộng hưởng liên quan tới sự quay quanh trục, các nghiên cứu chủ yếu dựa trên các mô hình động lực học đơn giản, chưa gắn với các mô hình tên lửa trong điều kiện bay thực có độ phức tạp cao. Trong điều kiện công nghệ sản xuất và chế tạo tại Việt Nam còn nhiều hạn chế, các sai số không mong muốn trong quá trình chế tạo là không thể tránh khỏi. Một số dạng sai số có thể kể đến như sai số về kết cấu (không đảm bảo tính đối xứng về mặt phân bố khối lượng), sai số về véc-tơ lực đẩy động cơ, sai số về hình dạng khí động, ... Các yếu tố bất đối xứng không mong muốn xuất phát từ các sai số nêu trên khi cộng hưởng với chuyển động quay quanh trục có thể tạo ra các dao động biên độ lớn, ảnh hưởng tới các đặc tính động lực học, cũng như quỹ đạo chuyển động của tên lửa, thậm chí gây ra phá hủy kết cấu tên lửa.

Từ những phân tích ở trên, có thể kết luận rằng, đề tài **“NGHIÊN CỨU HIỆN TƯỢNG CỘNG HƯỞNG DAO ĐỘNG DO CÁC YẾU TỐ BẤT ĐỐI XỨNG VÀ CHUYỂN ĐỘNG QUAY QUANH TRỤC CỦA MẪU TÊN LỬA THĂM DÒ Ở TẦNG THẤP”** là vấn đề mang tính cấp thiết, có ý nghĩa khoa học và thực tiễn.

## **i. Mục đích, đối tượng và phạm vi nghiên cứu của đề tài luận án**

### ***Mục đích nghiên cứu của đề tài luận án***

- Xây dựng các mô hình tính toán và mô phỏng khí động và động lực học bay của tên lửa thăm dò khi tính đến đầy đủ các yếu tố đặc trưng về mặt khí động, động lực học;

- Khảo sát ảnh hưởng của các yếu tố bất đối xứng của tên lửa thăm dò đến các tham số quỹ đạo bay và sự cộng hưởng dao động khi có chuyển động quay quanh trục.

- Đánh giá kết quả và đưa ra các khuyến cáo cho quá trình thiết kế và chế tạo tên lửa thăm dò.

### ***Đối tượng nghiên cứu của đề tài luận án***

Đối tượng nghiên cứu là mẫu tên lửa thăm dò một tầng động cơ nhiên liệu rắn, không điều khiển bay ở tầng thấp (hoạt động chủ yếu trong tầng đối lưu của khí quyển).

### ***Phạm vi nghiên cứu của đề tài luận án***

Phạm vi nghiên cứu là hiện tượng cộng hưởng dao động và hiện tượng khóa tần số do sự bất đối xứng và chuyển động quay quanh trục của tên lửa thăm dò và các vấn đề động lực học có liên quan.

## **ii. Phương pháp nghiên cứu của đề tài luận án**

Trong nghiên cứu này, nghiên cứu sinh (NCS) sử dụng các phương pháp và mô hình cho tính toán và khảo sát đặc trưng khí động và động lực học bay cho đối tượng tên lửa thăm dò.

Đối với tính toán khí động, NCS sử dụng phương pháp panel [6] kết hợp với các công thức lý thuyết, bán thực nghiệm để xây dựng mô hình tính toán các hệ số khí động cho tên lửa thăm dò. Các giá trị này là đầu vào cho chương trình khảo sát các tham số động lực học cũng như nghiên cứu về hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số.

Đối với bài toán động lực học bay, NCS sử dụng hai cách tiếp cận: lý thuyết và mô phỏng.

Các chương trình tính toán theo cách tiếp cận lý thuyết được xây dựng trên phần mềm MATLAB dựa trên các mô hình sau:

- Mô hình động lực học chất điểm: Khảo sát quỹ đạo sơ bộ của tên lửa cũng như các tham số động lực học theo thời gian;

- Mô hình chuyển động góc: Sử dụng một số giả thiết đơn giản hóa hệ phương trình chuyển động, kết hợp với dữ liệu quỹ đạo từ mô hình động lực học chất điểm để tính toán mô phỏng chuyển động của tên lửa theo góc tấn, góc trượt cạnh và góc quay quanh trục. Từ đó xác định được các tần số dao động riêng, dự đoán thời điểm xảy ra cộng hưởng, đáp ứng của tên lửa khi có cộng hưởng và khóa tần số trong quá trình bay.

Đối với cách tiếp cận mô phỏng, nghiên cứu sinh mô hình hóa tên lửa trong phần mềm MSC Adams [7] với 06 bậc tự do. Hệ phương trình động lực học được thiết lập dựa trên mô hình của Thomson [8] có tính đến ảnh hưởng của sự thay đổi khối lượng và các đặc trưng quán tính trong quá trình bay. Nghiên cứu sử dụng bộ giải hệ phương trình vi phân chuyển động của MSC Adams theo phương pháp dự đoán-chỉnh sửa [9] để xác định sự thay đổi các tham số chuyển động của tên lửa trong khi bay.

Các yếu tố bất đối xứng khí động, lực đẩy và khối lượng được mô hình hóa và đưa vào hệ phương trình chuyển động của tên lửa trong cả mô hình lý thuyết và mô hình mô phỏng. Việc khảo sát sự cộng hưởng và tham số động lực học của tên lửa được thực hiện dựa trên cả hai cách tiếp cận. Kết quả khảo sát theo mô hình lý thuyết và mô phỏng được so sánh với một số kết quả thực nghiệm và kiểm chứng chéo lẫn nhau trong các trường hợp bất đối xứng.

### **iii. Ý nghĩa khoa học và thực tiễn của đề tài luận án**

- Luận án có những đóng góp mới về mặt phương pháp nghiên cứu, tính toán đặc tính khí động cho tên lửa thăm dò nói riêng và các loại thiết bị bay tốc độ cao nói chung.

- Các mô hình tính toán lý thuyết có thể áp dụng để tính toán và phân tích các hiện tượng liên quan đến động lực học, hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số của các đối tượng tên lửa khác.

- Mô hình động lực học 6 bậc tự do và chương trình mô phỏng bay được xây dựng trong đề tài luận án có thể áp dụng cho tên lửa thăm dò và các loại tên lửa khác.

- Kết quả khảo sát các vấn đề liên quan tới hiện tượng cộng hưởng giữa chuyển động quay quanh trục và dao động do sự bất đối xứng sẽ góp phần đưa ra các khuyến cáo nhằm nâng cao chất lượng các mẫu thiết kế tên lửa thăm dò trong tương lai.

### **iv. Các nội dung chính trong đề tài luận án**

- Nghiên cứu tổng quan về tên lửa thăm dò và các vấn đề động lực học, cộng hưởng chuyển động.

- Xây dựng phương pháp, mô hình tính toán xác định đặc trưng khí động và mô hình tính toán động lực học theo lý thuyết và chương trình mô phỏng động lực học bay cho tên lửa thăm dò.

- Kiểm chứng các phương pháp nghiên cứu và mô hình tính toán.

- Nghiên cứu hiện tượng cộng hưởng chuyển động và khóa tần số do các yếu tố bất đối xứng gây ra;

### **v. Bố cục, kết cấu của luận án**

Tổng thể kết cấu Luận án bao gồm phần Mở đầu, 4 Chương nội dung và Phần kết luận - kiến nghị của luận án; Danh mục các công trình đã công bố của tác giả luận án và Tài liệu tham khảo.

## Chương 1. TỔNG QUAN VỀ VẤN ĐỀ NGHIÊN CỨU

### 1.1. Tổng quan về tên lửa thăm dò

#### 1.1.1. Giới thiệu chung về tên lửa thăm dò

Tên lửa thăm dò được phát triển từ công nghệ tên lửa quân sự sau Thế chiến II, ban đầu nhằm phục vụ nghiên cứu khí quyển và không gian. Một trong những nền tảng quan trọng là tên lửa V-2 của Đức, được sử dụng trong các nghiên cứu tiên phong. Vào những năm 1950, Mỹ đã phát triển tên lửa Aerobee, một trong những tên lửa thăm dò đầu tiên mang thiết bị phục vụ nghiên cứu khoa học lên độ cao 230 km. Cùng thời điểm, Hải quân Mỹ chế tạo tên lửa Viking, đạt độ cao 254 km vào năm 1954, đóng góp dữ liệu quý giá về tầng cao khí quyển. Các mẫu tên lửa như Nike-Asp, Nike-Tomahawk cũng được sửa đổi để nghiên cứu tầng điện ly và hiện tượng không gian.



Hình 1. 1. Tên lửa Aerobee của Hoa Kỳ.

Trong giai đoạn 1960-1980, nhiều quốc gia như Nhật Bản, Pháp, Ấn Độ bắt đầu phát triển chương trình tên lửa thăm dò, ứng dụng vào nghiên cứu khí quyển và thử nghiệm công nghệ không gian. Những dòng tên lửa như Black Brant, Terrier-Orion, và các mẫu thuộc chương trình NASA đã thực hiện hàng nghìn nhiệm vụ khoa học, mang lại những tiến bộ trong lĩnh vực công nghệ không gian. Ngày nay, tên lửa thăm dò tiếp tục đóng vai trò quan trọng trong nghiên cứu tầng trung quyển, tầng điện ly, hiện tượng thiên văn học và thử nghiệm công nghệ mới trước khi triển khai cho các sứ mệnh dài hạn.



*Hình 1. 2. Một số mẫu tên lửa thăm dò của Brasil.*

Tên lửa thăm dò có thiết kế đơn giản, chuyên dụng cho nhiệm vụ nghiên cứu ngắn hạn trong khí quyển hoặc không gian gần Trái Đất.

Với chi phí thấp, thời gian chuẩn bị nhanh và hiệu quả cao, tên lửa thăm dò trở thành công cụ đắc lực, giúp mở rộng hiểu biết của nhân loại về khí quyển Trái Đất và không gian vũ trụ.

### 1.1.2. Phối trí kết cấu và đặc điểm của tên lửa thăm dò

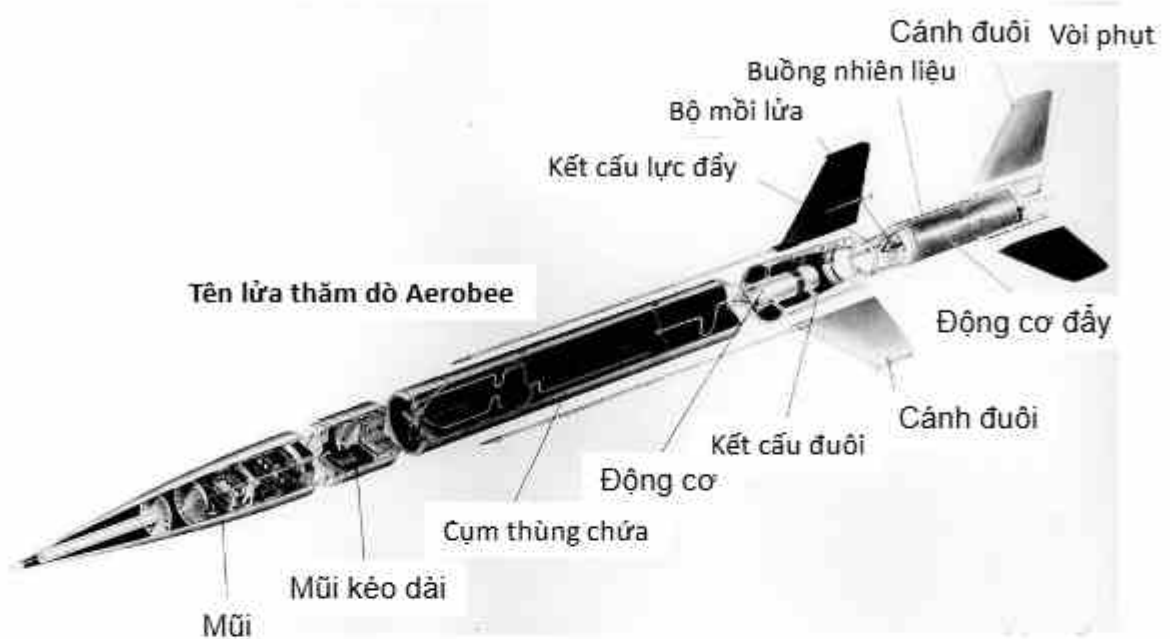
Tên lửa thăm dò có thiết kế đơn giản và đặc thù để thực hiện các nhiệm vụ nghiên cứu ngắn hạn trong khí quyển hoặc không gian gần Trái Đất. Các tên lửa này thường có hình dạng thuôn dài với mũi nhọn để giảm lực cản khi bay qua khí quyển. Kích thước tổng thể của tên lửa có thể dao động từ 5 đến 20 mét tùy theo thiết kế và nhiệm vụ cụ thể. Cấu trúc chính của tên lửa thường được làm từ hợp kim nhẹ như nhôm hoặc titan để giảm trọng lượng nhưng vẫn đảm bảo độ bền cần thiết để chịu được áp lực và nhiệt độ cao trong quá trình bay [10].

Phần đầu của tên lửa thăm dò thường có dạng hình nón nhọn để giảm lực cản khí động học khi tên lửa bay qua khí quyển. Mũi tên lửa thường được làm từ vật liệu nhẹ và chịu nhiệt tốt, thường có dạng hình nón hoặc parabol. Ngay dưới mũi tên lửa là khoang chứa các thiết bị đo lường và cảm biến. Khoang này có thể được thiết kế để bảo vệ các thiết bị khỏi nhiệt độ cao và rung động trong quá trình phóng và bay [11].

Thân tên lửa là phần chính nối liền mũi tên lửa và động cơ, chứa các hệ thống điện tử, hệ thống điều khiển, và có thể chứa thêm các bình nhiên liệu (nếu sử dụng động cơ lỏng). Bên trong thân tên lửa, các hệ thống điện tử điều khiển chuyến bay, theo dõi dữ liệu, và liên lạc với mặt đất được lắp đặt [12]. Hệ thống này giúp tên lửa giữ ổn định và bay đúng quỹ đạo (Hình 1. 3).

Trên thân tên lửa thường được lắp các cụm cánh ổn định (cánh đuôi), đảm bảo tính ổn định khí động trong quá trình bay.

Phần cuối của tên lửa chứa động cơ, có thể là động cơ đẩy rắn hoặc lỏng, hoặc kết hợp cả hai. Động cơ rắn được sử dụng phổ biến do thiết kế đơn giản, hiệu suất cao và độ tin cậy. Một số tên lửa thăm dò có thể có nhiều tầng động cơ để tối ưu hóa độ cao và hiệu suất. Mỗi tầng được kích hoạt tuần tự để đẩy tên lửa đến độ cao cần thiết.



*Hình 1. 3. Các thành phần cấu tạo của tên lửa thăm dò Aerobee.*

Một số đặc điểm quan trọng của tên lửa thăm dò có thể liệt kê như sau [13]:

- Có kích thước nhỏ gọn với chiều dài dao động từ 5 đến 20 mét; trọng lượng từ vài trăm kilogram đến vài tấn.

- Thường sử dụng động cơ nhiên liệu rắn do tính đơn giản, hiệu quả và độ tin cậy cao. Tuy nhiên, một số tên lửa có thể sử dụng động cơ lỏng hoặc kết hợp cả hai loại động cơ này để đáp ứng các yêu cầu cụ thể của nhiệm vụ và tính năng.

- Hầu hết các tên lửa thăm dò có từ một đến hai tầng. Tầng đầu tiên giúp đưa tên lửa vượt qua các tầng khí quyển thấp, trong khi tầng thứ hai (nếu có) sẽ đẩy tên lửa lên đến độ cao mục tiêu. Sự tách tầng giúp tối ưu hóa hiệu suất và độ cao đạt được.

- Tải trọng của tên lửa thăm dò thường là các thiết bị phục vụ nghiên cứu khoa học như cảm biến đo lường (nhiệt độ, áp suất, mật độ không khí, từ trường), máy ảnh, quang phổ kế, và các thiết bị nghiên cứu khác. Tải trọng được thiết kế để hoạt động trong các điều kiện khắc nghiệt của khí quyển cao và không gian.

- Một số tên lửa thăm dò có khả năng tái sử dụng, đặc biệt là các khoang chứa thiết bị đo lường. Sau khi hoàn thành nhiệm vụ, các khoang này có thể trở lại Trái Đất bằng dù và được thu hồi để sử dụng lại.

- Tên lửa thăm dò có thể được trang bị các hệ thống điều khiển và ổn định như cánh lái hoặc hệ thống con quay để đảm bảo bay theo quỹ đạo mong muốn. Tuy nhiên, do đặc thù nhiệm vụ ngắn hạn, hệ thống này thường đơn giản; trong nhiều trường hợp tên lửa thăm dò có thể bắn đạn đạo.

- Tên lửa thăm dò có thể đạt độ cao từ 50 km đến hơn 1500 km. Thời gian bay thường từ vài phút đến khoảng 30 phút. Trong khoảng thời gian này, giai đoạn vi trọng lực (microgravity) có thể kéo dài từ vài giây đến vài phút, tùy thuộc vào độ cao đạt được.

- Tên lửa thăm dò có thể được phóng từ các bệ phóng cố định hoặc di động. Chúng có thể được phóng từ mặt đất, tàu thủy, máy bay, hoặc từ các địa điểm xa xôi phục vụ cho các nghiên cứu đặc biệt. Sự linh hoạt này giúp đáp ứng các yêu cầu nghiên cứu tại các vị trí địa lý cụ thể.

- Tên lửa thăm dò có chi phí sản xuất và vận hành thấp hơn so với các tên lửa lớn; thời gian chuẩn bị và phóng tên lửa thăm dò cũng ngắn hơn, cho phép thực hiện các nhiệm vụ khoa học nhanh chóng và hiệu quả.

## **1.2. Tổng quan nghiên cứu về động lực học bay và vấn đề cộng hưởng chuyển động của tên lửa thăm dò**

### **1.2.1. Tình hình nghiên cứu ngoài nước**

Để có thể khảo sát được các đặc tính chuyển động và quỹ đạo bay của tên lửa thăm dò, trước hết, cần xây dựng các mô hình tính toán khí động lực học, động lực học bay. Bên cạnh đó, việc nghiên cứu các vấn đề liên quan như sự ổn định động và sự cộng hưởng giữa các kênh chuyển động cũng là vấn đề quan trọng, cần phải tính đến nhằm đảm bảo khả năng hoạt động bình thường của tên lửa thăm dò trong quá trình bay. Các vấn đề trên đã được các nhà khoa

học trên thế giới quan tâm nghiên cứu từ nửa đầu thế kỷ 20, gắn với sự phát triển của các mẫu tên lửa thăm dò. Một số kết quả nghiên cứu cụ thể như sau:

***Tính toán khí động lực học tên lửa thăm dò***

Xác định đặc tính khí động lực học đóng vai trò quan trọng trong nghiên cứu và thiết kế tên lửa nói chung và tên lửa thăm dò nói riêng. Trên thực tế có khá nhiều cách tiếp cận khác nhau để xác định các đặc tính khí động lực học của tên lửa, gồm:

- Cách tiếp cận dựa trên các phương pháp bán thực nghiệm bậc thấp thông qua việc kết hợp các mô hình lý thuyết và một số kết quả nội suy, ngoại suy từ các thực nghiệm khí động lực học;

- Cách tiếp cận dựa trên các phương pháp số bậc trung bình theo lý thuyết dòng thể (phương pháp xoáy, phương pháp panel);

- Cách tiếp cận dựa trên các phương pháp số bậc cao giải trực tiếp hệ phương trình Navier-Stokes theo các mô hình tính toán mô phỏng động lực học chất lưu (Computational Fluid Dynamics – CFD).

Cách tiếp cận dựa trên các phương pháp bán thực nghiệm bậc thấp kết hợp giữa mô hình lý thuyết và kết quả thực nghiệm khí động lực học có ưu điểm về tính đơn giản và thời gian tính toán ngắn, phù hợp với các nghiên cứu trong giai đoạn thiết kế ý tưởng. Tuy nhiên, các phương pháp này hạn chế về độ chính xác, thường không được sử dụng trong giai đoạn thiết kế chi tiết [14]. Nhìn chung, việc thực hiện các thực nghiệm khí động lực học tương đối phức tạp, đòi hỏi thời gian thực hiện dài và chi phí cao cho các thiết bị lắp đặt [15]. Do đó, mặc dù có độ tin cậy cao hơn các phương pháp số, thực nghiệm khí động thường chỉ được sử dụng trong kiểm chứng các mô hình tính toán [16, 17] hoặc trong một số trường hợp mà các phương pháp số khó có thể đảm bảo tính chính xác theo yêu cầu. Theo cách tiếp cận bán thực nghiệm, các số liệu thực nghiệm ở đồng thời trong một số trường hợp có thể được sử dụng cho việc nội suy và ngoại suy của mô hình tính toán.

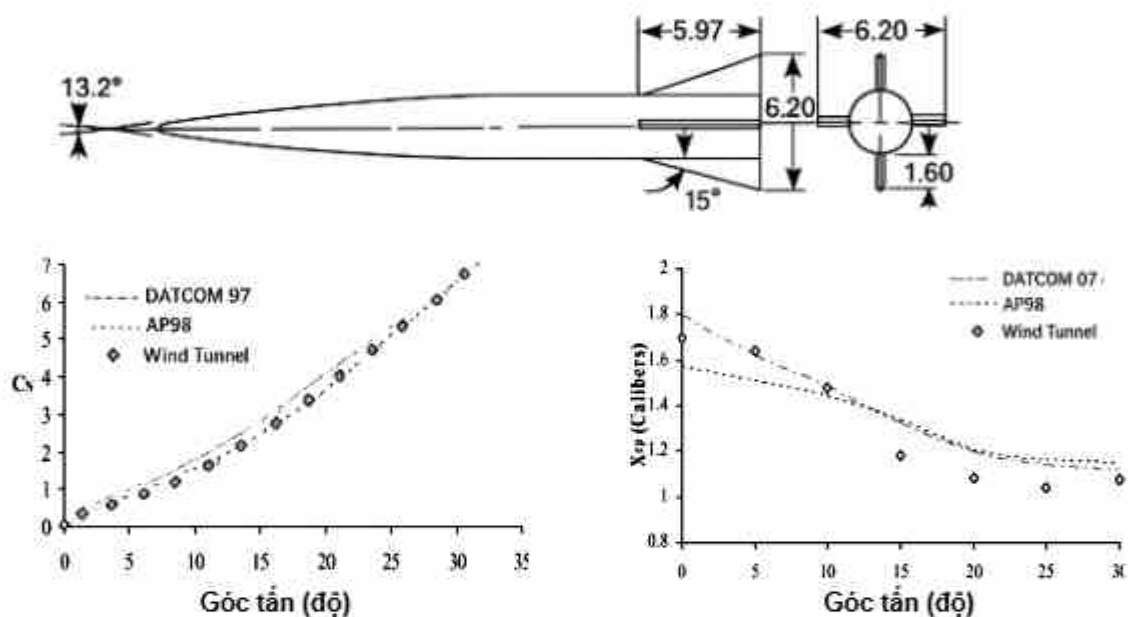
Bên cạnh đó, để đơn giản hóa mô hình, các hệ số khí động không thể xác định được thông qua thực nghiệm có thể được tính toán bằng các công thức lý thuyết đơn giản. Một số mô hình khí động bán thực nghiệm áp dụng cho tên lửa được sử dụng hiện nay có thể được kể đến như mô hình của Krasnov [18], Lebedev [19], mô hình tính toán theo phần mềm Missile DATCOM [16, 20],...

Có thể nói, các mô hình trên đều có một số nhược điểm nhất định. Đối với mô hình tính toán theo Krasnov và Lebedev, việc dựa trên rất nhiều các bảng biểu, đồ thị nội suy, ngoại suy khiến cho chúng trở nên kém tiện lợi; kết quả phụ thuộc nhiều vào yếu tố chủ quan của người sử dụng. Missile DATCOM được phát triển và đóng gói thành phần mềm nên việc sử dụng tương đối tiện lợi. Tuy nhiên, đây là phần mềm mật về tên lửa của Bộ Quốc phòng Mỹ, chỉ được phân phối chính thức cho một số cơ sở nghiên cứu giới hạn, trong đó không bao gồm các cơ sở nghiên cứu của Việt Nam. Hiện nay, chỉ có phiên bản Digital DATCOM được sử dụng rộng rãi không ràng buộc [20]. Hình 1. 4 mô tả sơ đồ phối trí của một tên lửa điển hình và kết quả tính toán kiểm chứng đặc tính khí động cho mô hình tên lửa theo Missile DATCOM 97 và Aeroprediction (AP) 98.

Hạn chế của phần mềm trên là không tính toán được cho bài toán khí động trên âm, chỉ phù hợp đối với các thiết bị bay dân sự. Ngoài ra, theo cách tiếp cận bán thực nghiệm, việc tính toán khí động cho các mẫu tên lửa có cấu hình phi truyền thống trở nên rất khó khăn, đôi khi không thể thực hiện do thiếu cơ sở lý thuyết và các dữ liệu thực nghiệm.

Cách tiếp cận dựa trên các phương pháp số bậc trung bình theo lý thuyết dòng thế đảm bảo độ chính xác ở mức chấp nhận được cho các nghiên cứu ở giai đoạn sau của quá trình thiết kế, trong khi thời gian tính toán và mức độ phức tạp không quá lớn. Các phương pháp phổ biến theo cách tiếp cận này là phương pháp xoáy [21], phương pháp panel [22]. Trong đó, phương pháp xoáy áp dụng cho các bề mặt mỏng chịu lực khí động theo phương pháp tuyến;

phương pháp panel áp dụng cho các vật chảy bao có bề dày. Việc chia lưới chỉ áp dụng cho các bề mặt vật, do đó tiết kiệm được thời gian và tài nguyên máy tính so với các phương pháp bậc cao. Xuất phát từ việc sử dụng hàm Green trong giải phương trình Laplace (cho dòng khí tốc độ thấp không nén) hoặc Glauert (cho dòng khí tốc độ lớn có nén), bề mặt vật được rời rạc hóa thành các phần tử dạng nguồn, lưỡng cực hoặc xoáy, kết hợp với điều kiện biên không thấm để xây dựng hệ phương trình ma trận [6].



Hình 1. 4. Tính toán kiểm chứng đặc tính khí động cho mô hình tên lửa theo Missile DATCOM 97 và Aeroprediction (AP) 98 [16].

Tùy theo điều kiện bài toán, ta có thể chia ra thành các phương pháp dừng và không dừng [23], phi tuyến và tuyến tính [24]. Một số nhà khoa học tiên phong trong việc phát triển các phương pháp số theo lý thuyết dòng thế có thể kể đến Katz (phát triển phương pháp panel phi tuyến, không dừng ở vận tốc thấp) [25], Belotserkovsky (phát triển các phương pháp xoáy không dừng cho các vận tốc dưới âm, có tính đến tính nén của dòng khí) [26], Woodward (phát triển phương pháp panel cho thiết bị bay vận tốc siêu âm) [6]. Một số nhà khoa học đã sử dụng cách tiếp cận này để tính toán các hệ số khí động của tên lửa thăm dò như Le và các cộng sự [27] (Hình 1. 5).

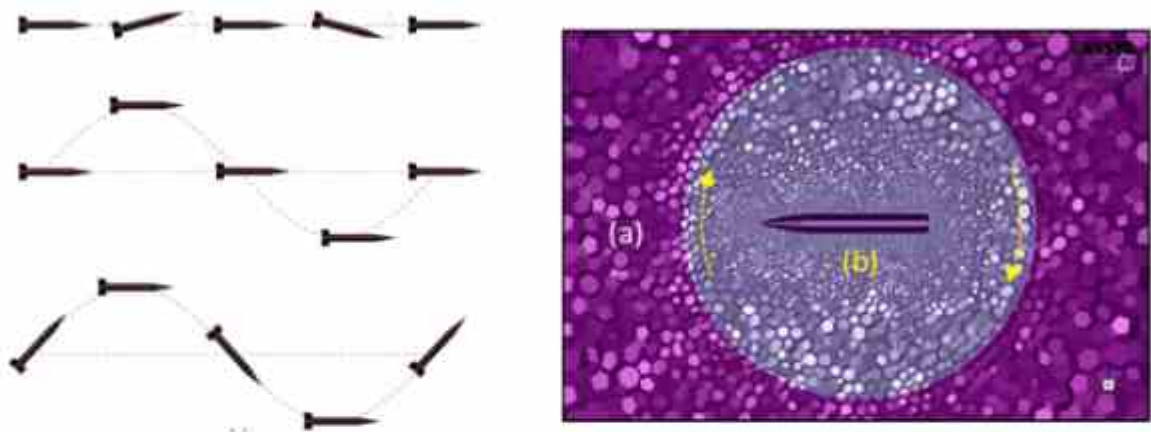


*Hình 1. 5. Mô hình chia lưới theo phương pháp panel [27].*

Các phương pháp theo lý thuyết dòng thế có thể xác định hầu hết các hệ số khí động của các dạng thiết bị bay với các cấu hình khác nhau. Tuy nhiên, do hạn chế về mặt lý thuyết, các thành phần liên quan tới lực cản nhớt và lực cản đáy không thể xác định theo cách tiếp cận này. Để có thể đưa ra được số liệu đầy đủ về hệ số khí động, một số công thức hoặc mô hình đơn giản có thể được sử dụng để khắc phục hạn chế trên [28].

Cách tiếp cận dựa trên phương pháp số bậc cao CFD có độ tin cậy lớn, tuy nhiên, đây là cách tiếp cận yêu cầu kỹ thuật phức tạp và tài nguyên máy tính lớn. Để giải trực tiếp hệ phương trình Navier-Stokes, các phương pháp CFD yêu cầu chia lưới trong toàn bộ không gian tính toán [29]. Bên cạnh đó, để xác định các thành phần khí động liên quan tới chuyển động không dừng, cách tiếp cận này trở nên đặc biệt khó khăn do việc yêu cầu chia lưới động [30] (Hình 1. 6). Do đó, để thu được đầy đủ các hệ số khí động của tên lửa, thiết bị bay, sử dụng CFD sẽ trở nên kém hiệu quả. Các phương pháp này

chủ yếu sử dụng trong quá trình kiểm chứng mô hình hoặc nghiên cứu chi tiết về dòng chảy quanh thiết bị bay. Một số phương pháp cải tiến như sử dụng biên nhúng có thể giúp giảm thời gian tính toán và giải quyết nhanh các bài toán không dừng [31], tuy nhiên chúng chủ yếu áp dụng cho các thiết bị bay ở vận tốc thấp.



Hình 1. 6. Mô phỏng khí động không dừng của tên lửa sử dụng lưới động CFD [30].

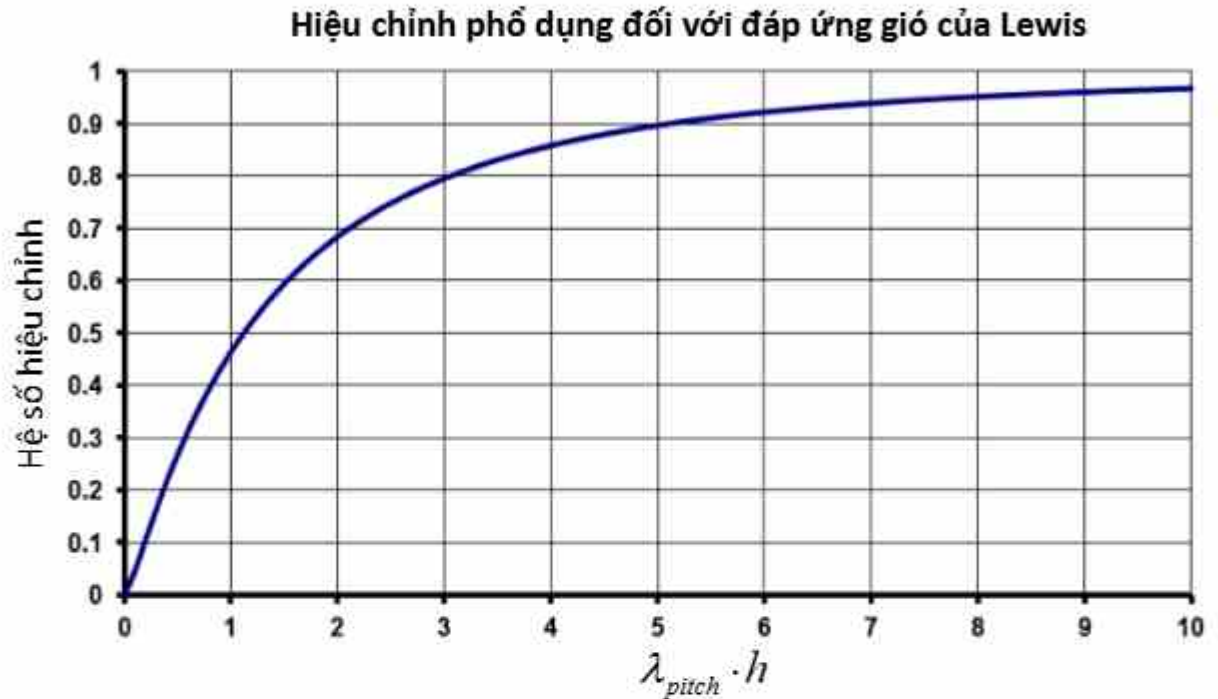
#### **Mô hình khảo sát động lực học tên lửa thăm dò**

##### *Mô hình chất điểm*

Trong mô hình này, toàn bộ tên lửa được coi là một chất điểm với ba bậc tự do [32] [33]. Chuyển động của nó tuân theo định luật 2 Newton, được mô tả bằng 03 phương trình, trong đó bỏ qua động lực học của chuyển động quay cũng như sự dao động của tư thế tên lửa với góc tấn được giả sử luôn bằng 0. Khi đó trục của tên lửa luôn tiếp tuyến với quỹ đạo chuyển động. Trong trường hợp này, các lực tác dụng lên tên lửa bao gồm lực cản chính diện, trọng lực và lực đẩy động cơ.

Ưu điểm của phương pháp dựa trên mô hình chất điểm là đơn giản, có thể áp dụng để tính toán sơ bộ các tham số chuyển động cơ bản như tầm xa, độ cao cực đại, tốc độ, quá tải,... Tuy nhiên nhược điểm của mô hình này là không tính được các yếu tố của chuyển động quay, dao động của các góc tư thế cũng như tàn mát.

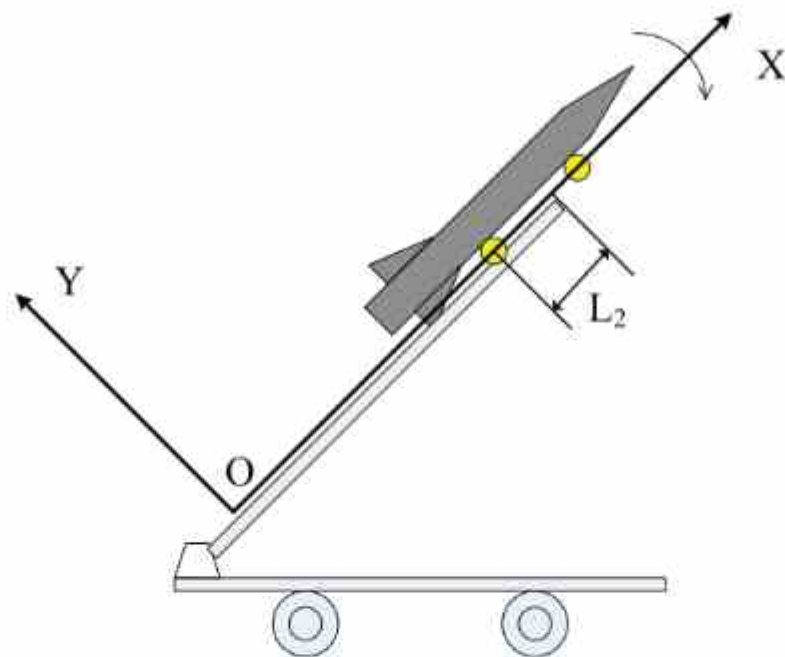
Một số tác giả đã cải tiến mô hình này nhằm khắc phục hạn chế của nó như trong các tài liệu [34]. Trong đó, hệ số bù  $f$  được đưa vào nhằm chính xác hóa các tham số chuyển động của tên lửa (Hình 1. 7).



Hình 1. 7. Mô hình chất điểm cải tiến cho động lực học tên lửa thăm dò của Lewis [34].

#### Mô hình chuyển động song phẳng

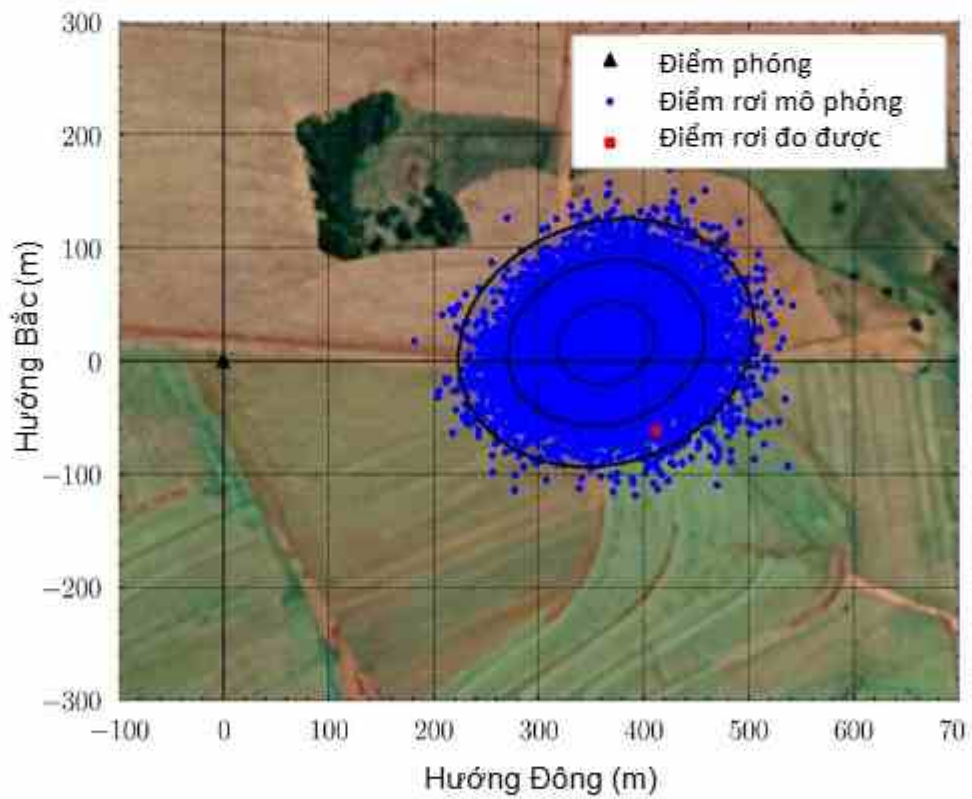
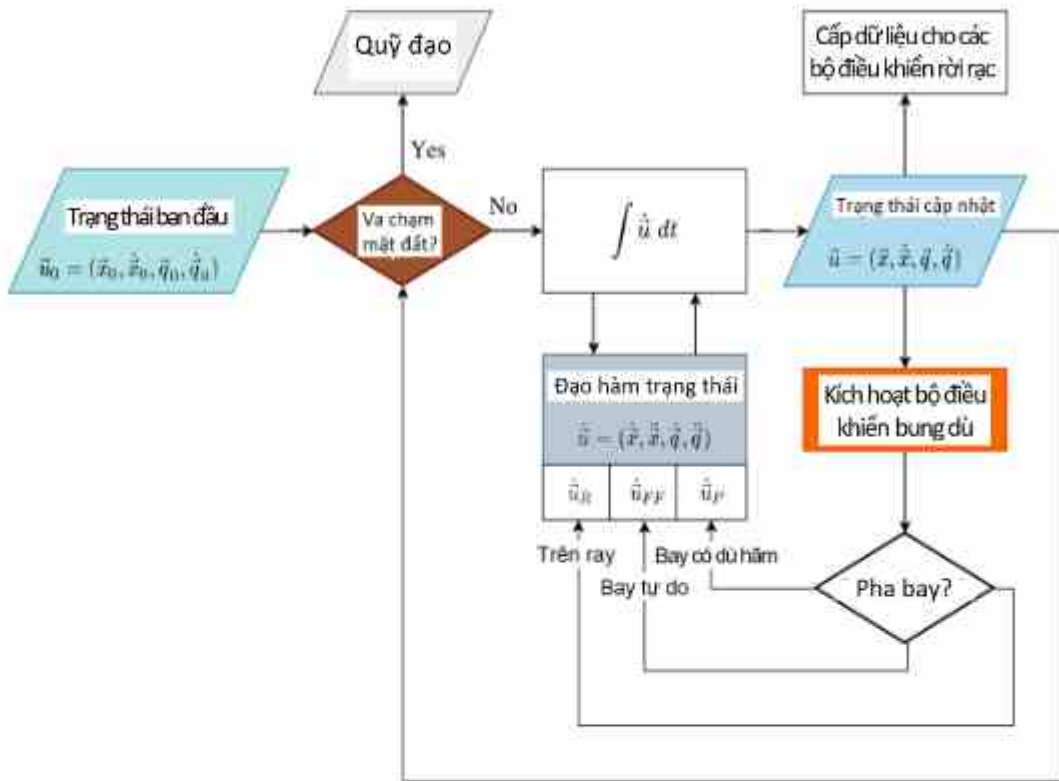
Mô hình cho phép mô tả chuyển động tên lửa trong mặt phẳng phóng với 02 chuyển động tịnh tiến và 01 chuyển động quay. So với mô hình chất điểm trình bày ở trên, mô hình phẳng cho phép mô tả dao động chúc góc của tên lửa trong mặt phẳng phóng; tuy nhiên, các chuyển động hướng không được tính đến trong mô hình này. Chính vì thế, mô hình chuyển động phẳng được sử dụng tương đối hạn chế trong tính toán, mô phỏng bay tên lửa. Mô hình này chủ yếu được sử dụng trong giai đoạn tên lửa rời giá phóng, chỉ tính đến chuyển động chúc góc và các chuyển vị trong mặt phẳng đứng có chứa giá phóng [35] (Hình 1. 8).



Hình 1. 8. Chuyển động của tên lửa khi rời giá phóng theo mô hình chuyển động phẳng [35]

#### Mô hình 6 bậc tự do

Mô hình 6 bậc tự do được xem là một trong những công cụ toán học và tính toán quan trọng nhất để mô tả toàn diện chuyển động của tên lửa trong không gian. Về bản chất, mô hình này cho phép biểu diễn đồng thời cả ba chuyển động tịnh tiến và ba chuyển động quay. Nhờ vậy, trạng thái động học và động lực học của tên lửa tại mọi thời điểm có thể được mô tả một cách đầy đủ, phản ánh sự tương tác giữa các yếu tố khí động, lực đẩy và phân bố khối lượng. Để xác định tư thế và vị trí của tên lửa trong không gian, mô hình 6DOF thường sử dụng kết hợp ba hệ quy chiếu: hệ tọa độ gắn với mặt đất để mô tả vị trí quỹ đạo tuyệt đối; hệ tọa độ liên kết gắn với thân tên lửa để tính toán lực và mômen tác dụng và các góc Euler để biểu diễn trạng thái định hướng của thân tên lửa trong không gian ba chiều. Trong lĩnh vực nghiên cứu và ứng dụng, nhiều phần mềm và chương trình mô phỏng bay hiện đại đã được phát triển dựa trên cơ sở mô hình sáu bậc tự do, chẳng hạn như RocketPy của Ceotto và cộng sự [36] (Hình 1. 9), chương trình mô phỏng tích hợp SDPS của Chowdhury và cộng sự [37].



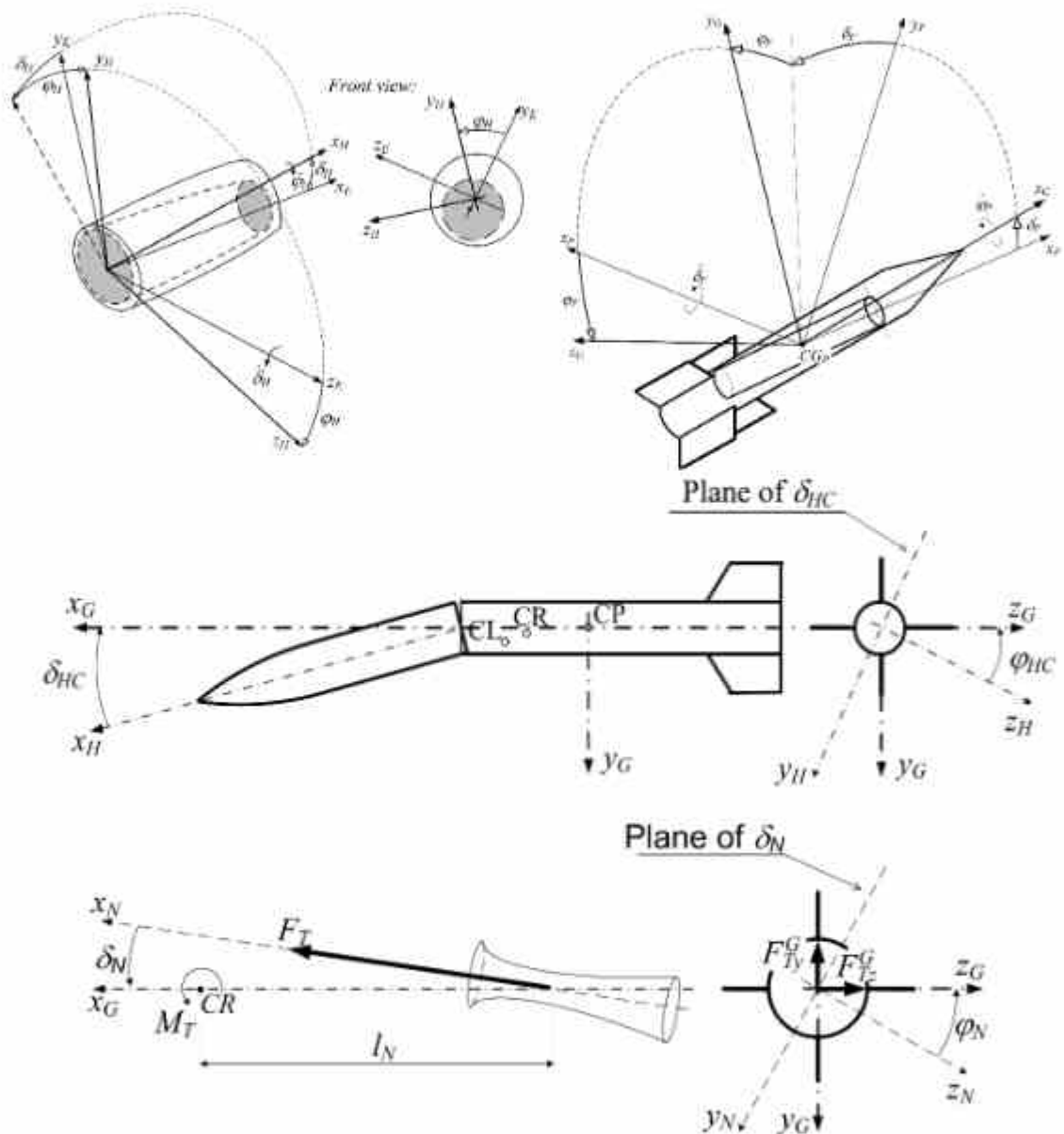
Hình 1. 9. Thuật toán tính toán quỹ đạo bay và mô phỏng tản mát theo phần mềm RocketPy [36].

Peng và cộng sự [35] cũng sử dụng mô hình 6 bậc tự do cho tên lửa thăm dò trong giai đoạn sau khi thoát khỏi giá phóng. Huh và cộng sự xây dựng chương trình tính toán KAIST-sim để nghiên cứu quỹ đạo tên lửa mô hình sử dụng nhiên liệu lỏng và đã kiểm chứng thông qua so sánh với dữ liệu bay [38]. Các phần mềm, chương trình tính toán ở trên đã được sử dụng trong việc nghiên cứu xác định đặc điểm quỹ đạo bay [35, 37, 38] và tán mát điểm rơi của tên lửa thăm dò [36, 39]. Tuy nhiên, trong hầu hết các phần mềm, chương trình tính toán đều tồn tại các điểm hạn chế. Phần mềm RocketPy [36] sử dụng mô hình tính toán khí động đơn giản, bỏ qua sự giao thoa giữa các thành phần thân, cánh, đuôi,... Ngoài ra, các hệ số lực khí động được xác định một cách đơn giản theo góc tấn, bỏ qua sự phụ thuộc vào số Mach và độ nhớt của khí quyển. Điều này có thể không thực sự chính xác đối với tên lửa hoạt động trong dải vận tốc và độ cao lớn. Các chương trình tính toán 6 bậc tự do của Peng và cộng sự [35], KAIST-sim của Huh và cộng sự [38] và SDPS của Chowdhury và cộng sự [37] không tính đến đầy đủ các thành phần của sự thay đổi khối lượng và sự dịch chuyển của trọng tâm tên lửa theo thời gian.

#### ***Các dạng bất đối xứng của tên lửa***

Tên lửa lý tưởng được thiết kế và chế tạo theo trục đối xứng, trong đó các lực khí động, lực đẩy và phân bố khối lượng cân bằng quanh trục dọc. Tuy nhiên, trong thực tế, luôn tồn tại các yếu tố bất đối xứng, làm phát sinh mômen dư thừa và dao động không mong muốn, từ đó ảnh hưởng đến ổn định và chính xác bay, hoặc có thể là nguyên nhân gây ra hiện tượng cộng hưởng động lực học giữa kênh dao động chúc góc và kênh chuyển động quay quanh trục. Trên thực tế tồn tại nhiều dạng bất đối xứng khác nhau, trong đó các dạng bất đối xứng điển hình có thể liệt kê như sau: Bất đối xứng khí động (Aerodynamic asymmetry), Bất đối xứng lực đẩy (Thrust asymmetry) và Bất đối xứng khối lượng (Mass asymmetry).

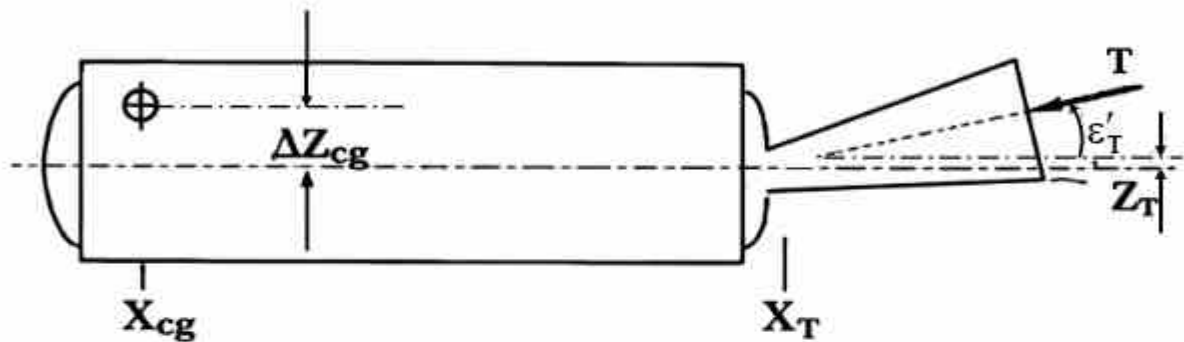
Trzun và cộng sự [40] đã phân tích các ảnh hưởng của sự bất đối xứng do các sai số chế tạo tên lửa tới tần mất điểm và chạm. Các sai số có thể phân ra thành 03 loại bao gồm: bất đối xứng khí động, bất đối xứng khối lượng và bất đối xứng lực đẩy (Hình 1. 10).



Hình 1. 10. Một số dạng bất đối xứng kết cấu của tên lửa [40].

Đối với bất đối xứng khí động, các tác giả đã đưa ra trường hợp cụ thể về sự lệch trục giữa mũi và thân tên lửa; đối với bất đối xứng khối lượng là sự lệch trục của khối thuốc trong động cơ và sự lệch trục của phần phía trong đầu

chiến đấu; đối với bất đối xứng lực đẩy là do sự lệch trục của loa phụt. Độ lệch chuẩn của các góc lệch trục kể trên dao động từ  $0,02^\circ$  tới  $0,2^\circ$  và góc lệch giới hạn từ  $0,1^\circ$  tới  $0,5^\circ$ , tùy theo vị trí và chất lượng công nghệ chế tạo. Các số liệu trên khá tương đồng với công bố của Knauber [41] về độ lệch trục của lực đẩy động cơ nhiên liệu rắn với yêu cầu không quá  $0,25^\circ$  và giá trị lệch  $3\sigma$  nằm trong khoảng từ  $0,1^\circ$  tới  $0,2^\circ$  (Hình 1. 11).

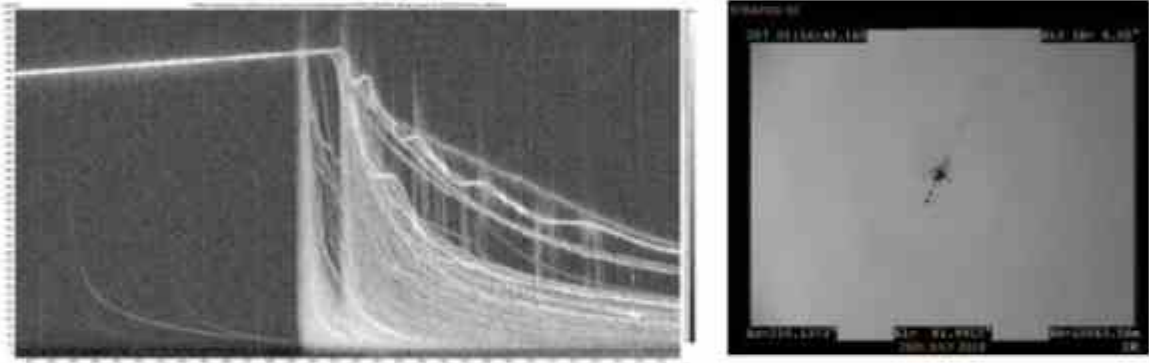


Hình 1. 11. Bất đối xứng lực đẩy động cơ [41].

#### *Vấn đề cộng hưởng chuyển động quay và chuyển động chúc góc*

Có nhiều yếu tố động lực học chi phối sự thành công của quá trình phóng; bên cạnh việc đảm bảo rằng ảnh hưởng của gió và các sai số chế tạo không làm tên lửa lệch ra khỏi khu vực bãi phóng, tên lửa phải duy trì được độ ổn định trong suốt quá trình bay. Tên lửa thường được thiết kế để đảm bảo tâm áp luôn nằm phía sau tâm khối một khoảng cách đủ để duy trì sự ổn định tĩnh. Tuy nhiên, các yếu tố ổn định động phức tạp cũng cần phải được tính đến. Có thể nói tên lửa là một vật rắn 6 bậc tự do chuyển động trong không gian và bản thân chuyển động này cũng có các tần số dao động riêng giống như các thiết bị bay khác [42]. Đối với các mẫu tên lửa phóng gần thẳng đứng, cánh ổn định có thể được đặt lệch một góc nhất định để tạo mô-men khí động duy trì sự quay quanh trục trong quá trình bay [43, 44]. Chuyển động quay này giúp trung bình hóa sự bất đối xứng do sai số chế tạo gây ra như sự lệch trục của lực đẩy động cơ, sự bất đối xứng về khối lượng, hình dạng khí động [27].

Tuy nhiên, trong thực tế các nhà khoa học đã ghi nhận được sự cộng hưởng giữa tần số quay quanh trục với tần số dao động riêng của các chuyển động kênh chức góc, kênh hướng ở một số mẫu tên lửa [45, 46]. Trong công bố của mình, Wubben [45] đã trình bày một trong những nguyên nhân làm thất bại quá trình phóng của một mẫu tên lửa thăm dò tầm thấp Stratos III ở độ cao 10 km là do sự cộng hưởng giữa chuyển động quay quanh trục và dao động theo các kênh chức góc/hướng của tên lửa. Khi xảy ra hiện tượng này, tên lửa mất ổn định tư thế và kết cấu bị phá hủy (Hình 1. 12).

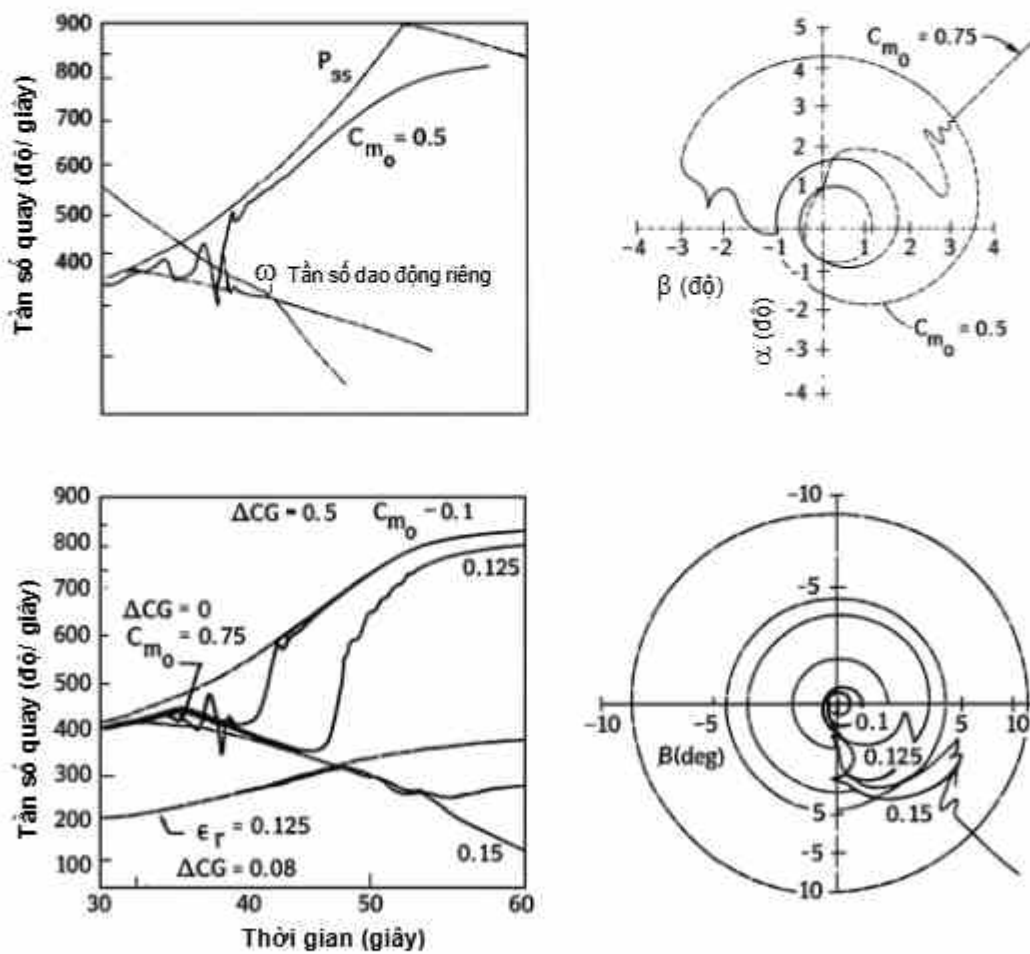


*Hình 1. 12. Tên lửa Stratos III bị phá hủy sau khi phóng*

Về cơ bản, nguyên nhân tạo ra sự cộng hưởng này là do các yếu tố bất đối xứng gây ra [47, 48] (Hình 1. 12). Khi tên lửa quay quanh trục, các yếu tố bất đối xứng sẽ tạo ra các thành phần lực pháp tuyến biến đổi gây nên chuyển động chức góc của tên lửa. Khi tần số quay quanh trục gần với tần số dao động riêng của tên lửa, sẽ xuất hiện hiện tượng cộng hưởng gây ra sự mất ổn định của chuyển động. Một số nhà khoa học đã xây dựng các mô hình toán học đơn giản để phân tích sự cộng hưởng nêu trên và các ảnh hưởng của chúng đến các đặc tính chuyển động của tên lửa thăm dò. Hatalsky và cộng sự [49] đã phân tích ảnh hưởng của thiết kế khí động cánh ổn định tới sự cộng hưởng nêu trên đối với tên lửa thăm dò. Morote [50] phân tích sự cộng hưởng khi xét đến sự phi tuyến khí động lực học. Mikhail [47] tập trung vào ảnh hưởng của sự bất

đối xứng về mặt khối lượng và khí động tới vấn đề cộng hưởng và mất ổn định của chuyển động tên lửa thông qua các mô hình toán học đơn giản.

Hình 1. 13 chỉ ra sự thay đổi đột ngột của các tần số quay khi xuất hiện hiện tượng cộng hưởng do sự bất đối xứng về mặt khí động và khối lượng trong nghiên cứu của Price [48]. Có thể thấy khi xảy ra cộng hưởng, giá trị của tần số quay quanh trục sẽ tiến tới gần tần số dao động riêng của tên lửa. Hình 1. 13 cũng cho thấy khi giá trị của yếu tố bất đối xứng tăng lên ( $C_{m_0} = 0.1; 0.125; 0.15$ ), thì đồ thị tần số quay quanh trục dọc có thời gian bám theo đồ thị tần số riêng càng dài, đặc biệt khi  $C_{m_0} = 0.125$  thì hai đường gần như trùng nhau giai đoạn cuối. Đây chính là hiện tượng khóa tần số xảy ra sau thời điểm cộng hưởng.



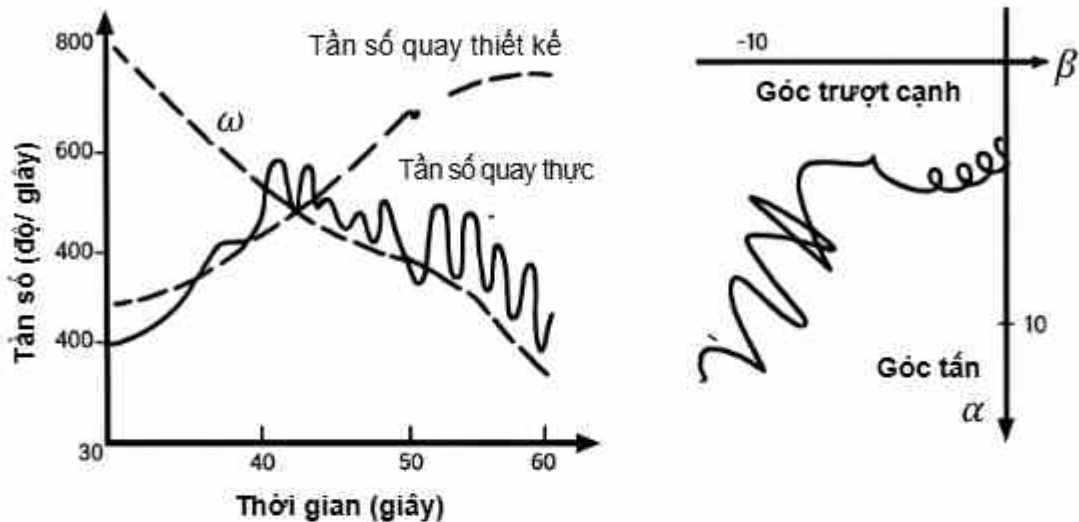
Hình 1. 13. Mất ổn định chuyển động tên lửa do sự bất đối xứng về mặt khí động và khối lượng [48].

Hình 1. 13a cho thấy khi hệ số  $C_{m0} = 0.5$ , vận tốc góc quay quanh trục có thời điểm bám theo đồ thị của tần số riêng của tên lửa (Natural Frequency), nhưng sau đó quay lại và tiến dần về đường vận tốc góc ổn lập  $p_{ss}$ , tuy nhiên đến giai đoạn cuối có xu hướng tách ra. Trên Hình 1. 13b, ta nhận thấy đường pha của góc tấn và góc trượt cạnh có xu hướng mở rộng ra ngoài, chứng tỏ góc tấn không gian tăng lên một cách từ từ khi  $C_{m0} = 0.5$ . Nhưng khi tăng khi  $C_{m0} = 0.75$ , đồ thị pha này có xu hướng hướng ra phía ngoài rất rõ, chứng tỏ giá trị của góc tấn và góc trượt cạnh tăng nhanh, kéo theo nguy cơ bất ổn định. Hình 1. 13c thể hiện sự so sánh đồ thị của vận tốc quay quanh trục ứng với các giá trị  $C_{m0}$  khác nhau. Dễ dàng nhận thấy, khi  $C_{m0}$  càng tăng lên, xu hướng ngã về đồ thị tần số riêng của đồ thị vận tốc góc quay quanh trục càng trở nên rõ rệt. Trong khi đó, đồ thị pha của góc tấn và góc trượt cạnh (Hình 1. 13d) cũng cho thấy giá trị của các góc này tăng khá nhanh theo thời gian khi  $C_{m0}$  tăng lên. Đặc biệt, khi  $C_{m0} = 1.15$  các giá trị này thậm chí vượt qua ngưỡng 10 độ, do đó có thể khẳng định tên lửa đã rơi vào trạng thái khóa tần số như trên Hình 1. 13c, khi mà vận tốc quay quanh trục trùng với tần số riêng. Điều này rất có thể khiến cho tên lửa mất ổn định hay phá hủy kết cấu. Do đó, việc tính toán chính xác các vùng tần số nguy hiểm và xây dựng các giải pháp kỹ thuật để tránh hoặc giảm thiểu hiện tượng này là nhiệm vụ quan trọng trong thiết kế và vận hành hệ thống phóng tên lửa.

Trong một số trường hợp, hiện tượng cộng hưởng không chỉ xảy ra trong một khoảng thời gian ngắn mà có thể kéo dài gây nên những tác động mạnh mẽ tới quỹ đạo và kết cấu tên lửa thăm dò [48]. Hiện tượng này được gọi là khóa tần số (resonant lock-in), hay nói cách khác tên lửa không thể thoát khỏi hiện tượng cộng hưởng ngay cả khi tiếp tục tăng hay giảm tốc. Đây là hiện tượng nguy hiểm, đe dọa an toàn phóng và cần phải được tính toán để loại trừ.

Hình 1. 14 cho thấy hiện tượng khóa tần số xảy ra ở thời điểm khoảng 40 s và kéo dài đến 60 s (cuối hành trình). Khi đó, tần số quay quanh trục gần như trùng

với tần số riêng, đồng thời giá trị góc tấn và góc trượt cũng tăng vọt, ảnh hưởng lớn đến sự ổn định của tên lửa trong quá trình bay. Nếu không kiểm soát tốt, nó có thể dẫn đến sự phá hủy kết cấu, gây hậu quả nghiêm trọng đến sự an toàn bay.



Hình 1. 14. Hiện tượng khóa tần số xảy ra khi cộng hưởng các kênh chuyển động của tên lửa thăm dò [48]

Cuốn sách Thuật phóng ngoài của giáo sư Lysenco và cộng sự [51] đã xây dựng mô hình động lực học để khảo sát hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số đối với mẫu tên lửa đạn đạo. Trong đó, hiện tượng cộng hưởng được xét như trường hợp cường bức đơn giản: một lực tuần hoàn, biên độ tăng khi trùng tần số riêng, chưa xét đến nhiều nguồn kích thích; không phân tích cộng hưởng phi tuyến vốn có thể xuất hiện trong thực tế. Phần “lock-in” mới dừng ở mức mô tả hiện tượng, chưa đủ công cụ dự đoán chính xác khi nào và trong điều kiện nào nó xảy ra.

Trong báo cáo luận văn thạc sĩ của mình, R. Nagarajan (2024) [52] đã đề cập đến hiện tượng cộng hưởng pitch–roll (hiện tượng tương tác giữa dao động góc chúc ngóc và chuyển động quay trục) trong các tên lửa thăm dò với các cánh ổn định. Nghiên cứu cho thấy đây là hiện tượng nguy hiểm, có thể gây “khóa tần số” (frequency lock-in) và làm tăng dao động xoắn lẩn, dẫn đến mất ổn định quỹ đạo. Tác giả xây dựng mô hình 6 bậc tự do kết hợp các yếu tố khí động phi tuyến và thực hiện phân tích Monte Carlo để đánh giá hiện tượng này.

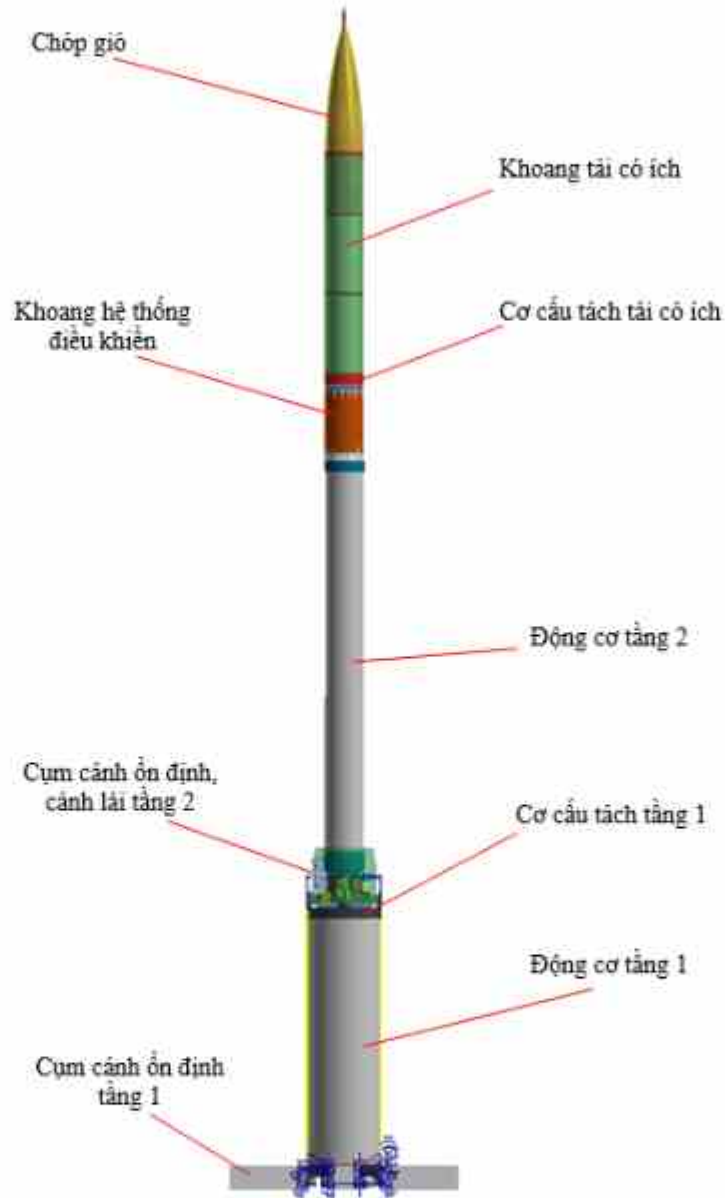
### 1.2.2. Tình hình nghiên cứu trong nước

Nghiên cứu về tên lửa thăm dò vẫn còn khá hạn chế tại Việt Nam, chủ yếu là các nội dung và công bố liên quan tới các đề tài thiết kế chế tạo các mẫu tên lửa TV-01 và TV-02 [53, 54] do Học viện Kỹ thuật Quân sự thực hiện, thuộc Chương trình Khoa học và công nghệ cấp Quốc gia về công nghệ vũ trụ trong các giai đoạn từ 2012-2020 (Hình 1. 15). Liên quan đến các đề tài này, các nhà khoa học trong nước đã có một số công bố về động lực học và quỹ đạo của tên lửa thăm dò như nghiên cứu xây dựng chương trình mô phỏng quỹ đạo bay và tính toán tản mát cho tên lửa thăm dò của tác giả Nguyễn Lạc Hồng và cộng sự [55]; nghiên cứu động lực học bay của tên lửa thăm dò thực hiện bởi tác giả Lê Vũ Đan Thanh và cộng sự [56]. Bên cạnh đó, một số tác giả đã có những nghiên cứu về khảo sát khí động tên lửa thăm dò [57], tính toán độ bền kết cấu tên lửa thăm dò [58], động cơ tên lửa thăm dò [59], ...

Các nội dung tương tự cũng đã được thực hiện trên các đối tượng tên lửa khác, bao gồm các nghiên cứu khí động lực học tên lửa [60-63], động lực học bay của tên lửa [27, 56]. Tuy nhiên, các kết quả nghiên cứu của các nhà khoa học trong nước trước đây đối với các loại tên lửa quân sự không thực sự phù hợp để áp dụng cho tên lửa thăm dò với các đặc điểm đặc trưng như hoạt động trong dải tốc độ và độ cao có sự thay đổi lớn; tư thế phóng thẳng đứng. Bên cạnh đó, các vấn đề liên quan tới sự thay đổi khối lượng, trọng tâm và các đặc điểm quán tính khác cũng chưa được nghiên cứu một cách chi tiết và cụ thể hóa trong các phương trình động lực học tên lửa.

Luận án tiến sĩ của Đàm Việt Phương năm 2020 [64] đã nghiên cứu ảnh hưởng của độ cứng chống uốn (đàn hồi), sự thay đổi vị trí khối tâm và đặc tính lực đẩy động cơ phản lực lên chuyển động của tên lửa trong không gian ba chiều. Mục tiêu là xây dựng mô hình chuyển động thực tế hơn, tính toán ảnh hưởng của những yếu tố trên để hỗ trợ thiết kế ban đầu cải thiện độ chính xác và tầm bắn của tên lửa.

Hạn chế của nghiên cứu này là không xét đến đầy đủ hiện tượng khí động không dừng (unsteady aerodynamics) do tách dòng, dòng xoáy 3D. Ngoài ra, nghiên cứu này chưa mô phỏng chi tiết tương tác giữa dao động đàn hồi và dao động khí động.



Hình 1. 15. Mô hình tên lửa thăm dò TV-02 [54]

Hiện tượng cộng hưởng các kênh chuyển động và sự mất ổn định động lực học đã được đề cập đến trong nghiên cứu [65] của tác giả Nguyễn Văn Chúc và các cộng sự. Trong nghiên cứu trên, các tác giả đã tính toán gần đúng tần số dao động riêng của tên lửa trong kênh dọc trục nhằm mục đích đưa ra điều kiện

tránh cộng hưởng với chuyển động quay quanh trục. Tuy nhiên, các vấn đề chuyên sâu, chi tiết liên quan tới động lực học bay của tên lửa khi xảy ra hiện tượng cộng hưởng chưa được nghiên cứu.

### **1.3. Nội dung nghiên cứu trong luận án**

#### **1.3.1. Những vấn đề tồn tại**

Nhìn chung các nghiên cứu về hiện tượng cộng hưởng các kênh chuyển động tên lửa thăm dò đã được các nhà khoa học trên thế giới thực hiện tương đối chi tiết. Các nghiên cứu tập trung vào các mô hình toán học hoặc vật lý đơn giản nhằm đi sâu vào bản chất vấn đề. Tuy nhiên, việc phân tích, mô phỏng ảnh hưởng của hiện tượng trên đối với các mô hình tên lửa trong điều kiện bay thực vẫn chưa được công bố rộng rãi. Một trong những khó khăn đó là việc phát triển các chương trình mô phỏng động lực học 6 bậc tự do có tính đến đầy đủ các yếu tố liên quan tới sự thay đổi đặc tính khối lượng, khí động trong suốt quá trình phóng.

Các nghiên cứu trong nước liên quan tới vấn đề này còn hạn chế. Đã có một vài nghiên cứu đề cập đến hiện tượng cộng hưởng giữa các kênh chuyển động của tên lửa. Tuy nhiên, các nghiên cứu mới chỉ dừng lại ở mức độ tính toán gần đúng tần số cộng hưởng và đưa ra các khuyến cáo về điều kiện xảy ra cộng hưởng; chưa có các tính toán, phân tích và mô phỏng chuyên sâu về bản chất động lực học của hiện tượng cộng hưởng cũng như các hệ quả của nó đối với tên lửa.

#### **1.3.2. Nội dung nghiên cứu**

Với nghiên cứu tổng quan trên, luận án đưa ra nội dung nghiên cứu như sau:

- Xây dựng mô hình tính toán khí động lực học cho tên lửa trên cơ sở phương pháp panel, kết hợp với các công thức bán thực nghiệm; Kiểm chứng mô hình thông qua một số dữ liệu thực nghiệm trong các tài liệu tham khảo;

- Trên cơ sở các hệ số khí động đã được xác định, xây dựng mô hình và chương trình khảo sát động lực học bay của tên lửa thăm dò có tính đến các yếu tố bất đối xứng, từ đó đưa ra các phân tích, đánh giá các tham số chuyển động;

- Khảo sát hiện tượng cộng hưởng có thể xảy ra và đánh giá ảnh hưởng của nó đến các đặc tính động lực học bay của tên lửa thăm dò và đánh giá sự thay đổi các tham số động lực học của tên lửa xung quanh thời điểm cộng hưởng.

#### **1.4. Kết luận chương 1**

Trên cơ sở phân tích khái quát về tình hình nghiên cứu động lực học bay và hiện tượng cộng hưởng chuyển động của tên lửa thăm dò trong nước và trên thế giới, NCS nhận thấy rằng:

- Các vấn đề liên quan tới khí động và động lực học bay của tên lửa thăm dò đã được khá nhiều nhà khoa học đề cập đến và vẫn tiếp tục được nghiên cứu trong thời gian gần đây. Các phương pháp tính toán cũng như các mô hình mô phỏng, phân tích đã được xây dựng và phát triển để giải quyết các bài toán đặt ra trong quá trình thiết kế, chế tạo tên lửa thăm dò.

- Một số nghiên cứu chuyên sâu về động lực học bay của tên lửa thăm dò đã đề cập đến các hiện tượng xảy ra trong quá trình bay của tên lửa này. Đặc biệt, vấn đề cộng hưởng các kênh chuyển động đã được các nhà khoa học phát hiện, phân tích và chỉ ra các hiệu ứng liên quan như sự thay đổi đột ngột của các tham số động lực học, hiện tượng khóa tần số, ... Tuy nhiên, các tính toán, khảo sát về vấn đề này mới chỉ được thực hiện với các mô hình toán học đơn giản. Sự cộng hưởng chuyển động đối với các mô hình tên lửa thực chưa được nghiên cứu chi tiết.

- Các nhà khoa học trong nước hiện đã bắt đầu nghiên cứu và phát triển các mẫu tên lửa thăm dò; tuy nhiên vấn đề khảo sát hiện tượng cộng hưởng nói trên chưa được thực hiện. Chính vì thế, kết quả nghiên cứu về hiện tượng này sẽ giúp các nhà khoa học đưa ra những khuyến cáo hữu ích đối với quá trình thiết kế và chế tạo tên lửa thăm dò trong thời gian tới.

## **Chương 2. XÂY DỰNG BÀI TOÁN VÀ CÁC MÔ HÌNH NGHIÊN CỨU**

Đề nghiên cứu động lực học liên quan tới sự cộng hưởng giữa dao động của tên lửa do các yếu tố bất đối xứng và chuyển động quay quanh trục cần giải quyết các bài toán khí động lực học, động lực học bay của tên lửa thăm dò. Trong chương này, luận án trình bày các phương pháp để giải quyết các bài toán trên, bao gồm phương pháp panel kết hợp với các công thức bán thực nghiệm cho tính toán khí động lực học; các mô hình động lực học chất điểm và mô hình 6 bậc tự do; phương pháp xác định tần số dao động riêng và vận tốc quay quanh trục.

### **2.1. Xây dựng bài toán nghiên cứu**

Trong quá trình bay của tên lửa thăm dò, sự ổn định động lực học chịu ảnh hưởng lớn bởi các yếu tố bất đối xứng trong hình dáng khí động, phân bố khối lượng và đặc tính kết cấu. Các yếu tố bất đối xứng này có thể làm xuất hiện các mô-men cảm ứng quanh trục dọc, dẫn đến hiện tượng dao động phức tạp. Khi tần số của mô-men cảm ứng trùng hoặc gần trùng với tần số dao động riêng của tên lửa, cộng hưởng có thể xảy ra, làm biên độ dao động tăng mạnh và đe dọa đến độ ổn định, độ chính xác quỹ đạo cũng như độ an toàn kết cấu của tên lửa.

Trong thực tiễn, sự quay quanh trục dọc (roll motion) kết hợp với chuyển động lắc ngang do các yếu tố bất đối xứng gây ra có thể gây ra hiện tượng cộng hưởng khóa tần số, dẫn đến rung động mạnh và khó kiểm soát. Tuy nhiên, cho đến nay, ảnh hưởng cụ thể của sự kết hợp giữa bất đối xứng và chuyển động quay quanh trục đến hiện tượng cộng hưởng dao động ở tên lửa thăm dò vẫn chưa được nghiên cứu đầy đủ và hệ thống.

Vi vậy, bài toán đặt ra cho luận án như sau:

- Xây dựng mô hình khảo sát đặc tính khí động lực học cho tên lửa thăm dò
- Xây dựng mô hình toán học và mô phỏng số 6 bậc tự do để mô tả chuyển động của tên lửa thăm dò có xét đến yếu tố bất đối xứng và mô-men cảm ứng quanh trục.

- Phân tích cơ chế hình thành và phát triển hiện tượng cộng hưởng dao động trong điều kiện có sự kết hợp giữa bất đối xứng và chuyển động quay quanh trục.

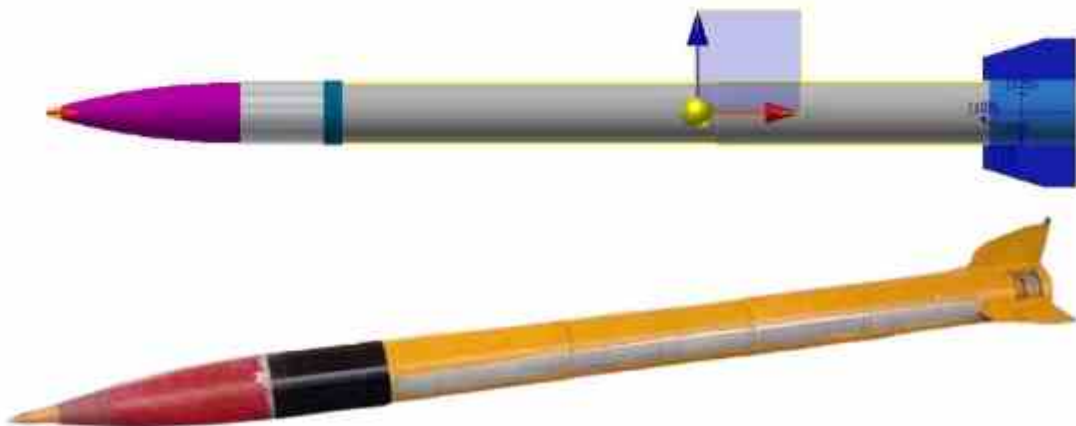
- Đánh giá tác động của hiện tượng cộng hưởng đến các tham số ổn định và an toàn bay.

- Đề xuất các khuyến nghị trong thiết kế và chế tạo tên lửa thăm dò nhằm hạn chế rủi ro cộng hưởng.

Để thực hiện các nội dung trên, luận án lựa chọn đối tượng nghiên cứu; đưa vào các hệ trục tọa độ để xác định các lực và mô-men khí động; sự phụ thuộc của các yếu tố bất đối xứng khí động, lực đẩy và khối lượng vào các tham số; đưa vào tham số lệch cánh đuôi để tạo chuyển động quay quanh trục của tên lửa.

### 2.1.1. Đối tượng nghiên cứu

Đối tượng nghiên cứu trong luận án là mẫu rút gọn của tên lửa thăm dò TV-02 (chỉ lấy tầng 2, không tính đến tầng 1) thuộc đề tài “Nghiên cứu, thiết kế và chế tạo mẫu tên lửa thăm dò (Sounding Rocket) đưa thiết bị phục vụ nghiên cứu khoa học để thử nghiệm thu thập dữ liệu khí quyển tầng cao”, mã số VT-CN.02/18-20. Đây là mẫu tên lửa siêu âm, không điều khiển, sử dụng 1 tầng động cơ nhiên liệu rắn (Hình 2. 1. ). Thông số chính của tên lửa được thể hiện trên Bảng 2.1.



Hình 2. 1. Tên lửa TV-02..

*Bảng 2. 1. Các tham số chính của tên lửa TV-02*

<b>Tham số</b>	<b>Giá trị</b>
Khối lượng	27.3 kg
Đường kính thân	0.12 m
Chiều dài	2.018 m
Khối lượng thuốc phóng	16.7 kg
Thời gian cháy của thuốc phóng	4.25 s
Lực đẩy động cơ	5925 N
Chiều dài ray phóng	6 m
Góc phóng	83°
Chiều dài mũi	0.408 m
Chiều dài thân	1.610 m
Diện tích cánh đuôi	0.0124 m <sup>2</sup>
Mô-men quán tính ban đầu	$I_{xx} = 0.0619 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ , $I_{yy} = I_{zz} = 5.37 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$
Vị trí trọng tâm	1.2880 m

### **2.1.2. Các hệ trục tọa độ và các hệ số khí động**

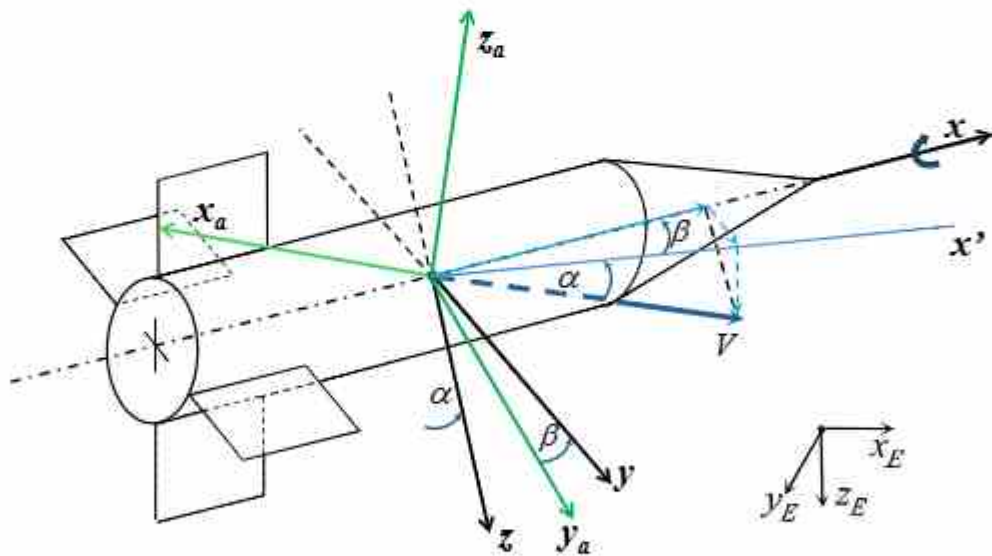
Do mẫu tên lửa thăm dò xem xét trong luận án có độ cao hoạt động (dưới 15 km) và thời gian hoạt động ngắn (dưới 2 phút), nên ảnh hưởng của độ cong bề mặt và chuyển động quay của trái đất là không đáng kể, có thể bỏ qua trong quá trình tính toán và khảo sát hiện tượng cộng hưởng. Chính vì vậy, trong luận án này NCS chỉ sử dụng các hệ trục tọa độ dưới đây:

**Hệ tọa độ liên kết xyz** với gốc tọa độ tại trọng tâm của tên lửa, trục x hướng mũi tên lửa (dọc theo thân), trục y hướng sang cánh, trục z hướng

xuống dưới (theo chiều âm của hướng lên) (Hình 2. 2). Hệ tọa độ này được dùng để mô tả lực khí động, momen, tốc độ góc.

**Hệ trục tọa độ tốc độ**  $x_a y_a z_a$  với gốc tọa độ tại trọng tâm tên lửa, Trục  $x_a$  theo hướng vận tốc tên lửa, trục  $z_a$  nằm trong mặt phẳng thẳng đứng, hướng vuông góc với dòng khí, hướng xuống dưới, trục  $y_a$  hoàn tất tam diện trục giao (hướng sang phải) (Hình 2. 2). Hệ trục tọa độ này dùng để phân tích lực nâng, lực cản, góc tấn ( $\alpha$ ), góc trượt cạnh ( $\beta$ ).

**Hệ trục tọa độ mặt đất**  $x_E y_E z_E$  (Inertial coordinate system) với gốc tọa độ tại vị trí phóng, trục  $x_E$  song song mặt đất, trục  $z_E$  vuông góc với bề mặt trái đất tại vị trí đang xét và hướng xuống dưới, trục  $y_E$  hoàn tất tam diện trục giao (hướng sang phải). Hệ trục tọa độ này dùng để xác định quỹ đạo bay của tên lửa, tầm xa, độ cao.



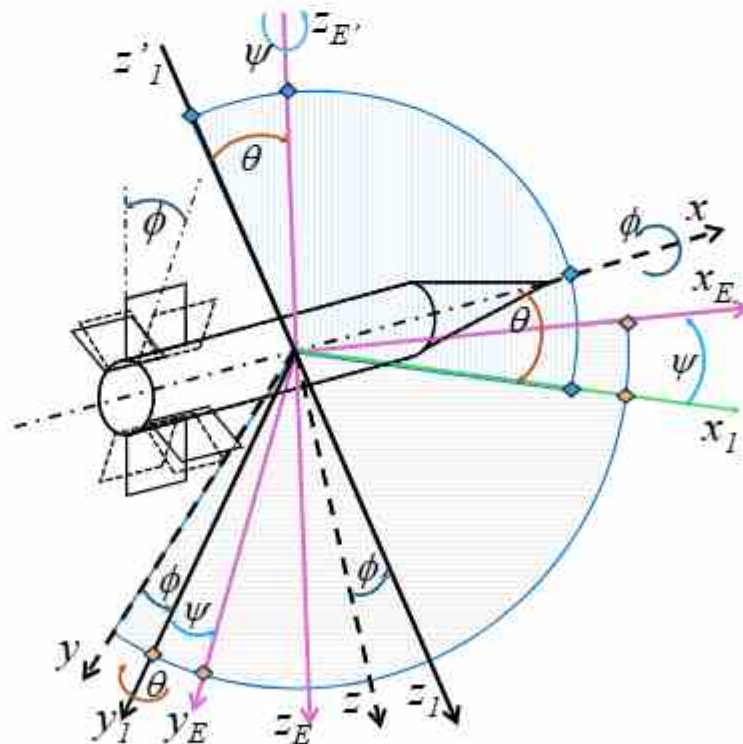
Hình 2. 2. Các hệ trục tọa độ.

Các góc Euler  $\theta, \phi, \psi$  (góc chúc ngóc, góc quay quanh trục và góc hướng) được sử dụng để xác định tư thế của tên lửa trong không gian ba chiều, và được thể hiện trên Hình 2. 3. Các góc này đồng thời phản ánh mối liên hệ giữa hệ trục tọa độ liên kết  $xyz$  và hệ trục tọa độ mặt đất  $x_E y_E z_E$ .

Trong nghiên cứu này, các thành phần lực và mô-men khí động được định nghĩa theo tài liệu [66] của Nelson. Theo đó, các lực khí động tương ứng với các trục trong hệ tọa độ liên kết được ký hiệu lần lượt là  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$  và được xác định theo công thức:

$$\begin{aligned} X &= C_x \frac{\rho V^2}{2} S_{ref} \\ Y &= C_y \frac{\rho V^2}{2} S_{ref} \\ Z &= C_z \frac{\rho V^2}{2} S_{ref} \end{aligned} \quad (2.1)$$

Trong đó:  $V$  – tốc độ dòng khí tới trong hệ quy chiếu gắn với tên lửa,  $\rho$  – mật độ không khí,  $S_{ref} = \frac{\pi d^2}{4}$  - diện tích đặc trưng của tên lửa với  $d$  là đường kính thân tên lửa;  $C_x, C_y, C_z$  là các hệ số lực khí động tương ứng với các trục tọa độ.



Hình 2. 3. Các góc Euler.

Các mô men khí động tương ứng với các trục trong hệ tọa độ liên kết được ký hiệu lần lượt là  $L, M, N$  (mô-men liệng, chúc góc và hướng) và được xác định theo công thức [66]:

$$\begin{aligned} L &= C_l \frac{\rho V^2}{2} S_{ref} l_{ref} \\ M &= C_m \frac{\rho V^2}{2} S_{ref} l_{ref} \\ N &= C_n \frac{\rho V^2}{2} S_{ref} l_{ref} \end{aligned} \quad (2.2)$$

với  $l_{ref} = d / 2$  - kích thước đặc trưng của tên lửa;  $C_l, C_m, C_n$  lần lượt là các hệ số mô men liệng, chúc góc và hướng của tên lửa.

Các vận tốc dài của tên lửa tương ứng các trục tọa độ  $(x, y, z)$  được ký hiệu lần lượt là  $(u, v, w)$ ; các vận tốc góc được ký hiệu lần lượt là  $(p, q, r)$ .

Góc tấn  $\alpha$  và góc trượt cạnh  $\beta$  được biểu diễn trên Hình 2. 2 với trục  $x'$  là hình chiếu của véc-tơ vận tốc lên mặt phẳng  $xz$ . Góc tấn không gian  $\alpha_{sp}$  được xác định theo công thức:

$$\alpha_{sp} = \sqrt{\alpha^2 + \beta^2} \quad (2.3)$$

Các góc trên có thể được xác định theo các vận tốc dài như sau:

$$\begin{aligned} \alpha &= \arctan \frac{w}{u}; \quad \beta = \arctan \frac{v}{u} \\ \alpha_{sp} &= \arctan \frac{\sqrt{w^2 + v^2}}{u} \end{aligned} \quad (2.4)$$

Hệ số lực pháp tuyến được tính theo công thức [66]:

$$\begin{aligned} C_z &= C_{z_\alpha} \alpha + C_{z_q} q^* + C_{z_\alpha} \dot{\alpha} + C_{z_q} \dot{q}^*; \\ C_y &= C_{y_\beta} \beta + C_{y_r} r^* + C_{y_\beta} \dot{\beta} + C_{y_r} \dot{r}^*. \end{aligned} \quad (2.5)$$

Trong đó:

$$q^* = q \frac{l_{ref}}{2V}; r^* = r \frac{l_{ref}}{2V}; p^* = p \frac{l_{ref}}{2V};$$

$$\dot{q}^* = \dot{q} \left( \frac{l_{ref}}{2V} \right)^2; \dot{r}^* = \dot{r} \left( \frac{l_{ref}}{2V} \right)^2; \dot{p}^* = \dot{p} \left( \frac{l_{ref}}{2V} \right)^2.$$

Do tính đối xứng của tên lửa nên ta có:

$$C_{z_x} = C_{y_\beta}; C_{z_\alpha} = C_{y_\beta}; C_{z_{q^*}} = -C_{y_{p^*}}; C_{z_{\dot{q}^*}} = -C_{y_{\dot{p}^*}}.$$

Các hệ số mô men được tính như sau [66]:

$$C_l = C_{l_{\delta_r}} \delta_r + C_{l_{p^*}} p^* + C_{l_{\dot{p}^*}} \dot{p}^*;$$

$$C_m = C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{q^*}} q^* + C_{m_{\dot{q}^*}} \dot{q}^* + C_{m_{p^*}} p^* + C_{m_{\dot{p}^*}} \dot{p}^*;$$

$$C_n = C_{n_\beta} \beta + C_{n_r} r^* + C_{n_{\dot{\beta}}} \dot{\beta} + C_{n_{\dot{r}^*}} \dot{r}^*.$$
(2.6)

Trong đó:  $\delta_r$  là góc lệch vi sai của cánh ổn định nhằm tạo ra chuyển động quay quanh trục của tên lửa.

Do tính đối xứng nên ta có [66]:

$$C_{m_x} = -C_{n_y}; C_{m_\alpha} = -C_{n_\beta}; C_{m_{q^*}} = C_{n_{r^*}}; C_{m_{\dot{q}^*}} = C_{n_{\dot{r}^*}}.$$

Trong các biểu thức (2.5) và (2.6), đạo hàm của các hệ số khí động theo các đại lượng gia tốc của vật thể bao gồm  $\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{q}^*, \dot{r}^*, \dot{p}^*, \dot{q}^*$  được gọi là các hệ số khí động không dừng, các hệ số còn lại được gọi là các hệ số khí động dừng.

Lực nâng và lực cản được xác định trong hệ trục tọa độ tốc độ [66]:

$$Z_a = C_L \frac{\rho V^2}{2} S_{ref};$$

$$X_a = C_D \frac{\rho V^2}{2} S_{ref}.$$
(2.7)

Trong đó:  $C_L, C_D$  lần lượt là lực nâng và lực cản của tên lửa.

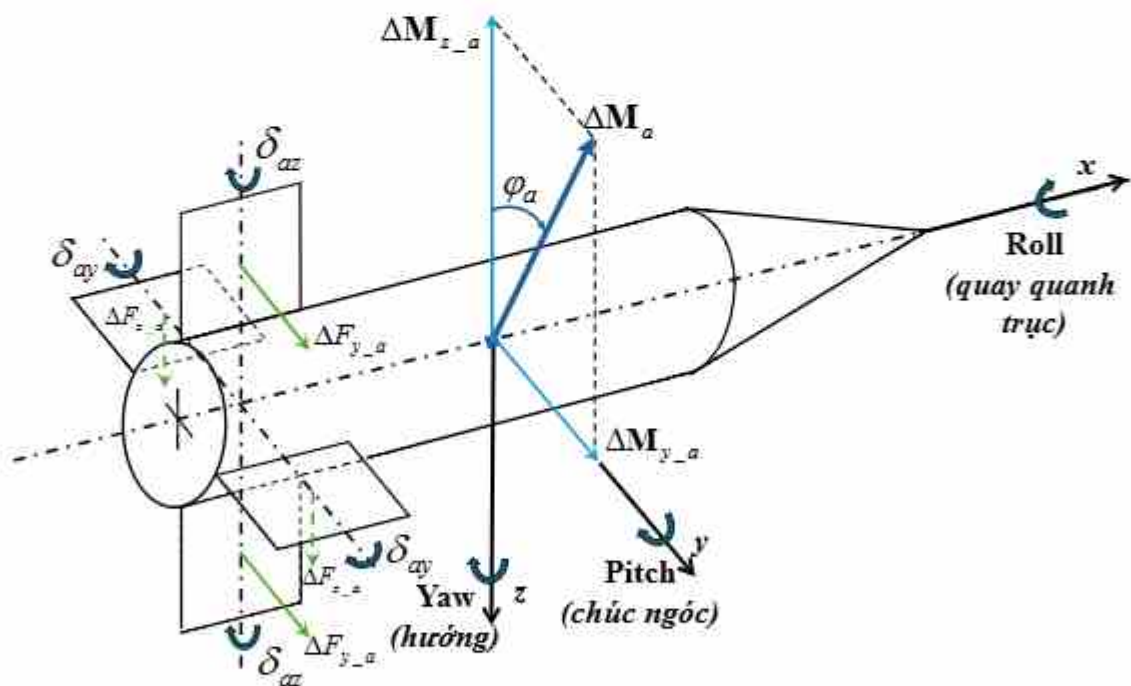
### 2.1.3. Các yếu tố bất đối xứng

Các yếu tố bất đối xứng của tên lửa trong thực tế rất đa dạng, thường xuất hiện trong quá trình chế tạo, lắp ráp, hiệu chỉnh, vận chuyển và triển khai

lắp đặt. Để có thể đưa vào trong nghiên cứu tính toán, luận án mô hình hóa các yếu tố này theo ba loại, bao gồm: bất đối xứng khí động, bất đối xứng lực đẩy động cơ và bất đối xứng phân bố khối lượng.

a) **Bất đối xứng khí động** được mô hình hóa thông qua thành phần mô-men  $\Delta \mathbf{M}_a$  nằm trong mặt phẳng  $yz$  (Hình 2. 4). Để đơn giản hóa, trong nghiên cứu này, bất đối xứng khí động được sinh ra do việc đặt lệch các cặp cánh đuôi. Giả sử các cặp cánh đuôi đối xứng được đặt lệch các góc lần lượt là  $\delta_{ay}$  và  $\delta_{az}$  như trên Hình 2. 4. Khi đó, các lực bất đối xứng khí động  $\Delta F_{y_a}$  và  $\Delta F_{z_a}$  xuất hiện trên các cánh đuôi; các lực này tạo các mô-men bất đối xứng khí động  $\mathbf{M}_{z_a}$  và  $\mathbf{M}_{y_a}$ .

$$\Delta \mathbf{M}_a = \Delta M_{y_a} \cdot \mathbf{j} + \Delta M_{z_a} \cdot \mathbf{k}. \quad (2.8)$$



Hình 2. 4. Mô hình bất đối xứng khí động.

Các lực bất đối xứng khí động được xác định như sau:

$$\Delta F_{y_a} = C_{y_{\delta_{az}}} Q S_{ref} \delta_{az}$$

$$\Delta F_{z_a} = C_{z_{\delta_{ay}}} Q S_{ref} \delta_{ay}$$

Tương tự, ta có hệ thức cho mô-men:

$$\begin{aligned}\Delta M_{y_a} &= C_{m_{\delta_{ay}}} QS_{ref} l_{ref} \delta_{ay} \\ \Delta M_{y_a} &= C_{n_{\delta_{az}}} QS_{ref} l_{ref} \delta_{az}\end{aligned}\quad (2.9)$$

Do tính chất đối xứng, nên ta có:  $C_{y_{\delta_{ay}}} = C_{z_{\delta_{az}}}$ ;  $C_{m_{\delta_{ay}}} = -C_{n_{\delta_{az}}}$ . Khi đó, thay vào biểu thức giá trị của lực và mô-men khí động, ta có:

$$\begin{aligned}\Delta F_a &= C_{y_{\delta_a}} QS_{ref} \sqrt{\delta_{ay}^2 + \delta_{az}^2} = C_{y_{\delta_a}} QS_{ref} \delta_a \\ \Delta M_a &= C_{m_{\delta_a}} QS_{ref} l_{ref} \sqrt{\delta_{ay}^2 + \delta_{az}^2} = C_{m_{\delta_a}} QS_{ref} l_{ref} \delta_a\end{aligned}\quad (2.10)$$

Trong đó:

$$\delta_a = \sqrt{\delta_{ay}^2 + \delta_{az}^2}.$$

Hướng lệch mô-men khí động, được thể hiện qua góc  $\varphi_a$  xác định như sau:

$$\begin{aligned}\varphi_a &= \frac{\pi}{2} - \arcsin\left(\frac{\delta_{az}}{\sqrt{\delta_{ay}^2 + \delta_{az}^2}}\right) \text{ khi } \delta_{ay} \geq 0 \\ \varphi_a &= -\frac{\pi}{2} + \arcsin\left(\frac{\delta_{az}}{\sqrt{\delta_{ay}^2 + \delta_{az}^2}}\right) \text{ khi } \delta_{ay} < 0\end{aligned}\quad (2.11)$$

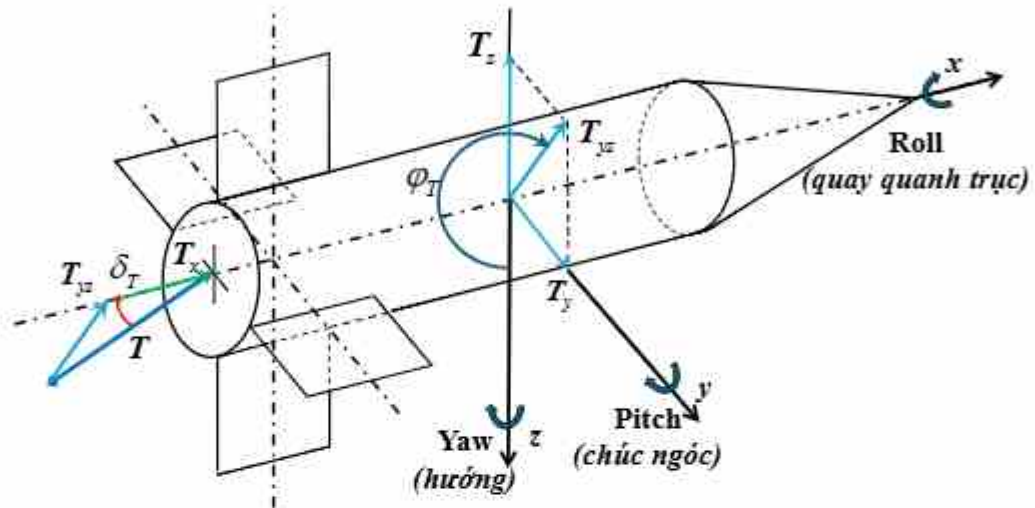
**b) Bất đối xứng lực đẩy động cơ** trên thực tế rất đa dạng: sai lệch điểm đặt (điểm đặt không nằm trên trục tên lửa), sai lệch về hướng véc-tơ lực đẩy (lực đẩy không song song với trục tên lửa), hoặc kết hợp đồng thời cả hai yếu tố trên. Trong khuôn khổ luận án, NCS chỉ tập trung vào nghiên cứu trường hợp đặc trưng cơ bản của bất đối xứng lực đẩy là sai lệch về hướng véc-tơ lực đẩy. Sai lệch này được thể hiện qua góc  $\delta_T$  giữa hướng véc-tơ lực đẩy và trục đối xứng của tên lửa. Hướng lệch được thể hiện thông qua góc  $\varphi_T$  như trên Hình 2. 5.

Giả sử lực đẩy động cơ **T** không có phương trùng với trục tên lửa (trục  $Ox$ ), ta phân tích lực này thành hai thành phần:

$$\mathbf{T} = \mathbf{T}_x + \mathbf{T}_{yz}. \quad (2.12)$$

Khi đó:

$$\delta_T = \arctan\left(\frac{T_{yz}}{T_x}\right). \quad (2.13)$$



Hình 2. 5. Mô hình bất đối xứng lực đẩy động cơ.

Trong mặt phẳng Oyz, véc-tơ  $\mathbf{T}_{yz}$  được phân tích thành hai thành phần:

$$\mathbf{T}_{yz} = \mathbf{T}_y + \mathbf{T}_z \quad (2.14)$$

Khi đó, góc hướng lệch  $\varphi_T$  được xác định như trên Hình 2. 5.

Như vậy, độ lớn của các véc-tơ lực được xác định như sau:

$$\begin{aligned} T_x &= T \cos \delta_T \\ T_y &= -T \sin \delta_T \sin \varphi_T \\ T_z &= T \sin \delta_T \cos \varphi_T \end{aligned} \quad (2.15)$$

Khi đó, giá trị của mô-men sinh ra bởi các lực cạnh  $T_y$  và  $T_z$  có thể được viết như sau:

$$\begin{aligned} \Delta M_{y\_T} &= r_\epsilon T_z \\ \Delta M_{z\_T} &= -r_\epsilon T_y \end{aligned} \quad (2.16)$$

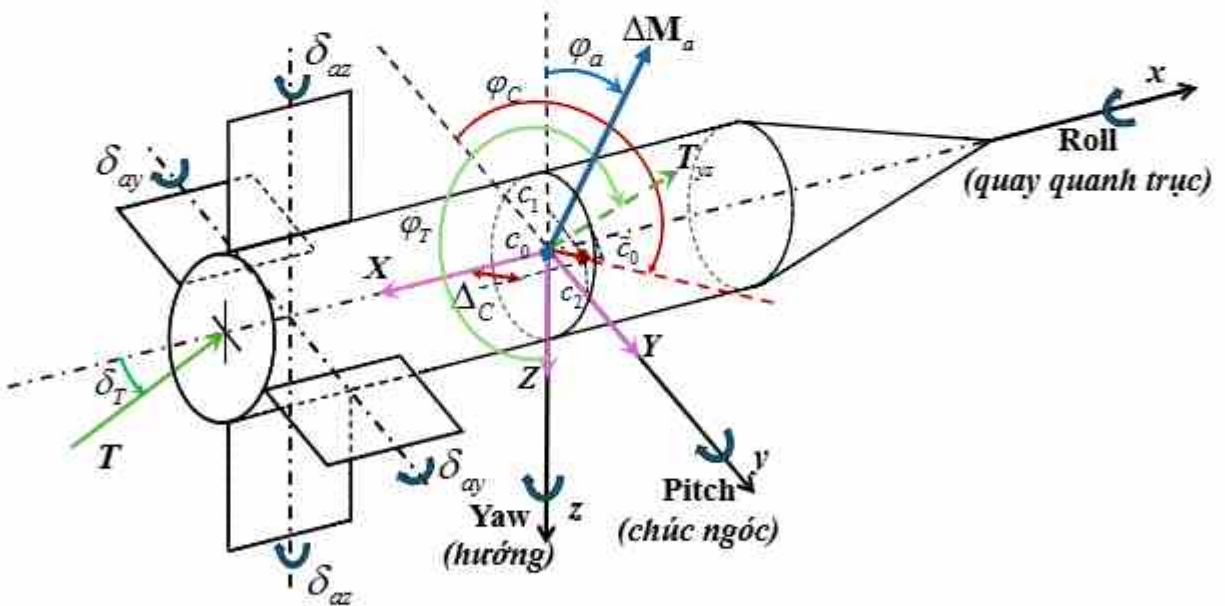
Trong đó,  $r_\epsilon$  là khoảng cách từ loa phụt ống thổi tới trọng tâm tên lửa.

Thay các biểu thức (2.16) vào (2.17) và sử dụng biểu thức gần đúng:  $\sin \delta_T \approx \delta_T$  với góc  $\delta_T$  nhỏ, ta có:

$$\begin{aligned}\Delta M_{y_I} &= r_e T \delta_T \cos \varphi_T \\ \Delta M_{z_I} &= -r_e T \delta_T \sin \varphi_T\end{aligned}\quad (2.17)$$

Khi  $\delta_T = 0$ , ta có  $T \equiv T_x$ , tương ứng với trường hợp không xảy ra bất đối xứng lực đẩy động cơ.

**c) Bất đối xứng khối lượng** trong nghiên cứu này được hiểu là độ lệch của trọng tâm so với trục của tên lửa, và được đặc trưng bởi khoảng cách  $\Delta_c$  từ trọng tâm đến trục đối xứng của tên lửa và hướng lệch được thể hiện qua góc  $\varphi_c$ , góc giữa  $\vec{c}_0 \vec{c}_0$  và tia đối của  $Oy$  (Hình 2. 6). Do bất đối xứng khối lượng và lực đẩy có liên quan đến nhau, nên trong trường hợp này, chúng ta vẫn đưa vào góc lệch và hướng lệch của lực đẩy động cơ để xem xét.



Hình 2. 6. Mô hình bất đối xứng khối lượng.

Khi đó, ta nhận thấy lực cản chính diện  $X$ , lực nâng  $Z$ , lực cạnh  $Y$  và lực đẩy  $T$  là thành phần lực chủ yếu gây ra mô-men theo kênh hướng và chúc góc (sau thời điểm 4.25 s thì không còn lực đẩy, chỉ còn các lực khí động). Gọi  $c_1$  và  $c_2$  lần lượt là hình chiếu của trọng tâm  $\vec{c}_0$  lên các trục  $y$  và  $z$ , ta thấy

mô-men  $\Delta \mathbf{M}_C$  sinh ra bởi sự bất đối xứng khối lượng đối với hệ trục tọa độ theo góc  $\tilde{c}_0$  có các thành phần xác định như sau:

$$\begin{aligned}\Delta M_{x_c} &= T_{yz} \cdot \tilde{c}_0 c_0 \sin\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_T + \varphi_C\right) - C_L Q S_{ref} \cdot (\alpha \cdot c_0 c_2 - \beta \cdot c_0 c_1) \\ \Delta M_{y_c} &= (C_A Q S_{ref} - T_x) \cdot c_0 c_1 + r_\epsilon T_z \\ \Delta M_{z_c} &= (C_A Q S_{ref} - T_x) \cdot c_0 c_2 + r_\epsilon T_y\end{aligned} \quad (2.18)$$

Trong đó  $C_A$  là hệ số lực cản dọc trục, được tính theo:  $C_A = C_D \cos \alpha_{sp}$ .

Sau khi thay thế các biểu thức các thành phần  $T_x$ ,  $T_y$ , và  $T_z$ , thu được:

$$\begin{aligned}\Delta M_{x_c} &= T \delta_T \Delta_C \sin\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_T + \varphi_C\right) - C_L Q S_{ref} \cdot (\alpha \Delta_C \cos \varphi_C - \beta \Delta_C \sin \varphi_C) \\ \Delta M_{y_c} &= -(C_A Q S_{ref} - T \cos \delta_T) \cdot \Delta_C \sin \varphi_C + r_\epsilon T \sin \delta_T \sin \varphi_T \\ \Delta M_{z_c} &= -(C_A Q S_{ref} - T \cos \delta_T) \cdot \Delta_C \cos \varphi_C + r_\epsilon T \sin \delta_T \cos \varphi_T\end{aligned} \quad (2.19)$$

#### 2.1.4. Chuyển động quay quanh trục

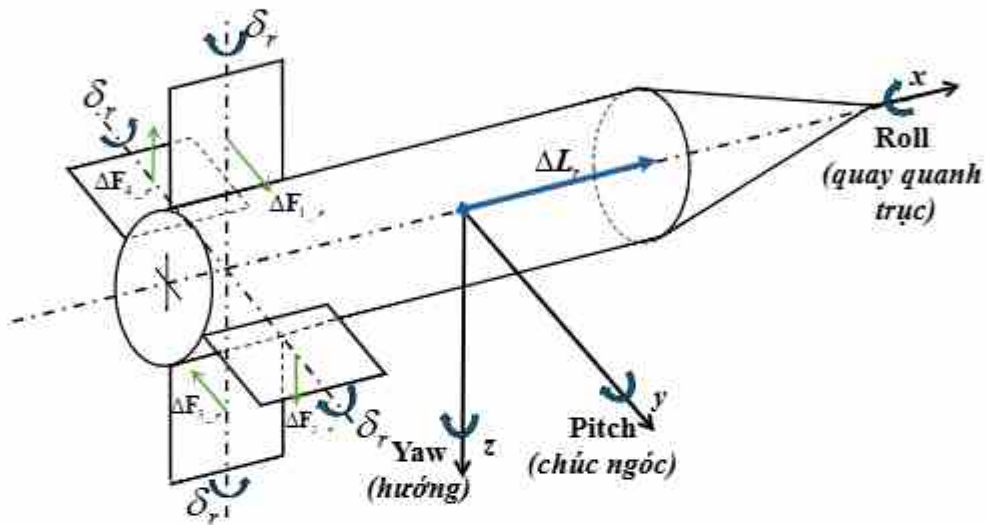
Bên cạnh yếu tố bất đối xứng, luận án còn nghiên cứu sự biến thiên của vận tốc góc chuyển động quay quanh trục của tên lửa. Chuyển động này được tạo ra một cách có chủ đích thông qua mô-men khí động quay quanh trục (mang giá trị dương), sinh ra nhờ đặt lệch các cánh đuôi một góc  $\delta$ , so với trục của tên lửa (Hình 2. 7).

Khi đó, các lực khí động pháp tuyến tác dụng lên các cánh đuôi lần lượt là  $\Delta \mathbf{F}_{1_r}, \Delta \mathbf{F}_{2_r}, \Delta \mathbf{F}_{3_r}, \Delta \mathbf{F}_{4_r}$  sẽ chia thành các cặp ngược chiều nhau và đều có cùng độ lớn. Bỏ qua ảnh hưởng của các lực này đến thành phần lực tổng hợp tác dụng lên tên lửa, ta chỉ quan tâm đến mô-men sinh ra bởi các lực này. Dễ dàng nhận thấy, các lực này sẽ sinh ra các mô-men bằng nhau do tính đối xứng của tên lửa và có hướng theo trục  $Ox$  của tên lửa.

Gọi mô-men này là  $\Delta L_r$ , khi đó độ lớn của nó sẽ là:

$$\Delta L_r = C_{L_s} Q S_{ref} l_{ref} \delta_r \quad (2.20)$$

Mô-men này sẽ tạo cho tên lửa chuyển động quay quanh trục một cách chủ động, đồng thời sự bất đối xứng của tên lửa sinh ra các mô-men theo kênh hướng và chúc góc. Vì vậy, tên lửa sẽ tham gia đồng thời hai chuyển động: quay quanh trục và dao động quanh trọng tâm. Chúng ta sẽ nghiên cứu khảo sát tương tác cộng hưởng của hai chuyển động này trong các chương tiếp theo.



Hình 2. 7. Góc lệch cánh đuôi tạo chuyển động quay quanh trục tên lửa.

## 2.2. Phương pháp xác định các đặc tính khí động lực học

### 2.2.1. Phương pháp panel trong tính toán khí động lực học

Dựa trên các nội dung đã được tổng quan và đánh giá trong Chương 1, luận án lựa chọn sử dụng phương pháp panel để tiến hành tính toán các hệ số khí động của tên lửa. Đây là một phương pháp cổ điển nhưng vẫn giữ nguyên giá trị ứng dụng, được xây dựng trên cơ sở lý thuyết dòng thế (potential flow theory), vốn đã được phát triển mạnh mẽ từ những năm 1960–1970 bởi các nhà khoa học tiên phong như Belotserkovsky [26], Woodward [6], Katz [25] cùng nhiều tác giả khác.

Phương pháp panel cho phép mô phỏng trường dòng xung quanh các vật thể khí động có hình dạng phức tạp như máy bay, tên lửa, hay các cấu trúc khí động học khác. Ý tưởng cơ bản là phân chia bề mặt vật thể thành một tập hợp

các panel nhỏ. Trên mỗi panel, ta giả thiết tồn tại một trường kỳ dị (singularity distribution), sao cho tổng hợp các phần tử kỳ dị đó sẽ tái hiện đúng trường dòng chảy xung quanh vật thể. Phần tử kỳ dị là phần tử mà tại đó xuất hiện sự thay đổi đột ngột về thế năng/vận tốc [25]. Bằng cách kết hợp với điều kiện biên không thấm (no-penetration boundary condition), hệ phương trình khí động có thể được thiết lập và giải để xác định phân bố áp suất trên bề mặt, từ đó tính toán các lực và mômen khí động tác dụng lên toàn bộ vật thể.

Trong quá trình phát triển, nhiều biến thể của phương pháp panel đã được xây dựng nhằm phục vụ các lớp bài toán khác nhau. Tiêu biểu, Woodward (1968) [6] đã phát triển phương pháp panel dựa trên phương trình Prandtl–Glauert, cho phép áp dụng không chỉ trong miền dòng dưới âm (subsonic) mà còn trong miền dòng siêu âm (supersonic). Hình 2.8 minh họa một cấu hình thiết bị bay điển hình (tổ hợp cánh–thân) được mô hình hóa theo phương pháp panel của Woodward, trong đó các panel thường được chọn dạng hình thang và trên đó phân bố các phần tử kỳ dị. Trong phạm vi của luận án này, phương pháp panel được xây dựng dựa trên nền tảng lý thuyết của Woodward, đồng thời có những chỉnh sửa và bổ sung để phù hợp với mục tiêu nghiên cứu. Khi áp dụng, một số giả thiết và lưu ý quan trọng cần được nêu rõ:

- Giả thiết dòng không nhớt: dòng chảy được coi là không nhớt, do đó lực cản nhớt không được xét đến trực tiếp; thành phần này sẽ được hiệu chỉnh và bổ sung trong phần sau. Đồng thời, vì bỏ qua ảnh hưởng lớp biên, điều kiện biên không thấm có thể áp dụng trực tiếp trên bề mặt hình học của vật thể.

- Không xác định được lực cản đáy: thành phần lực cản đáy không nằm trong phạm vi tính toán của phương pháp panel và sẽ được xác định riêng tại Mục 2.2.4.

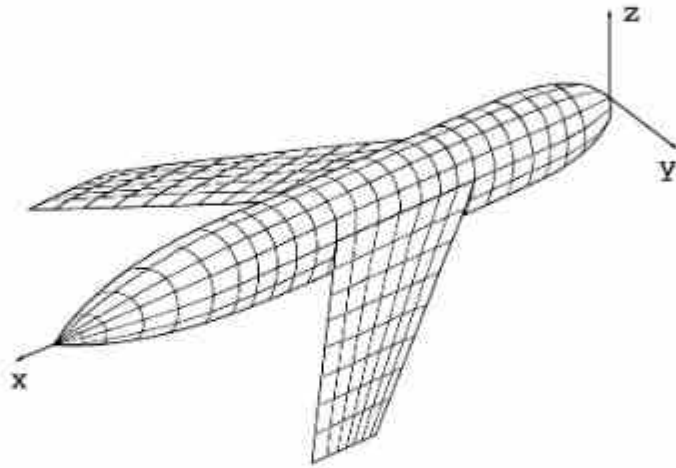
Chỉ áp dụng cho hệ số khí động dừng: phương pháp panel trong khuôn khổ nghiên cứu hiện tại chỉ xác định các hệ số khí động ở trạng thái dừng; các

hệ số không dùng, phụ thuộc vào gia tốc và dao động của vật thể, sẽ được xem xét độc lập ở Mục 2.2.5.

Phương trình Prandtl-Glauert đặc trưng cho dòng thể có tính đến tính nén được biểu diễn như sau [6]:

$$(1 - M_a^2) \varphi_{xx} + \varphi_{yy} + \varphi_{zz} = 0. \quad (2.21)$$

Trong đó:  $M$  là số Mach;  $\varphi$  là hàm thế vận tốc nhiều động, với  $\varphi_{xx}, \varphi_{yy}, \varphi_{zz}$  là các đạo hàm riêng cấp 2 theo các tọa độ  $x, y, z$ .



Hình 2. 8. Tổ hợp cánh – thân thiết bị bay điển hình.

Mối liên hệ giữa hàm  $\varphi$  và vận tốc nhiều động được thể hiện như sau:

$$\Delta u = \frac{\partial \varphi}{\partial x}; \Delta v = \frac{\partial \varphi}{\partial y}; \Delta w = \frac{\partial \varphi}{\partial z}. \quad (2.22)$$

Đối với bài toán khí động, các lực khí động và các thành phần vận tốc nhiều động được xác định theo hệ tọa độ vận tốc.

Để mô hình hóa tên lửa cần sử dụng kết hợp các loại phần tử kỳ dị khác nhau bao gồm các phần tử dạng dây nguồn, dây lưỡng cực, các phần tử dạng panel nguồn, panel xoáy. Phần tử kỳ dị là phần tử mà hàm thế tương ứng với nó thỏa mãn phương trình Prandtl-Glauert trên toàn bộ vùng tính toán, ngoại trừ vị trí đặt phần tử đó. Thế vận tốc nhiều động tại các điểm trong không gian tạo bởi các phần tử trên được tính toán như dưới đây.

Theo Woodward [6], đối với phần tử kỳ dị dạng dây với cường độ đơn vị, thế vận tốc nhiễu động được xác định theo công thức:

$$\varphi_n = \int \frac{f_n(\xi) d\xi}{\left[ (x - \xi)^2 + (1 - M^2)r^2 \right]^{1/2}}, \quad n \in \{1; 2\}. \quad (2.23)$$

Trong đó:  $f_1 = -\xi$  đối với dây nguồn;

$$f_2 = \sin \theta \times \xi(x - \xi)/r \text{ đối với dây lưỡng cực.}$$

Ở đây, phần tử kỳ dị dạng dây được sử dụng trong mô hình hóa thân tên lửa dạng tròn xoay và được đặt trùng với trục đối xứng của thân. Vị trí điểm kiểm tra (điểm cần tính toán thế vận tốc) được xác định thông qua các tọa độ  $x$ ,  $r$ ,  $\theta$  (Hình 2. 9);  $\xi$  là biến tọa độ của phần tử kỳ dị dạng dây.

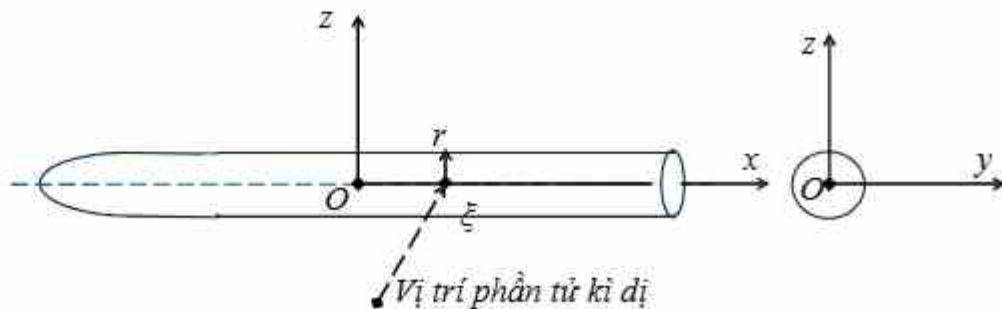
Đối với phần tử kỳ dị dạng panel với cường độ đơn vị, thế vận tốc nhiễu động được xác định theo công thức [6]:

$$\varphi_n = \frac{K}{n} \iint \frac{f_n(\xi, \eta) d\xi d\eta}{\left\{ (x - \xi)^2 + (1 - M_a^2) \left[ (y - \eta)^2 + z^2 \right] \right\}^{1/2}} + \frac{1 - K}{\pi} \iint \frac{z d\xi d\eta}{(y - \eta)^2 + z^2}, \quad n \in \{3; 4\}. \quad (2.24)$$

Trong đó:  $K = 0,5$  đối với  $M_a < 1$  và  $K = 1$  đối với  $M_a > 1$ ;

$$f_3 = -1 : \text{đối với nguồn phân bố đều;}$$

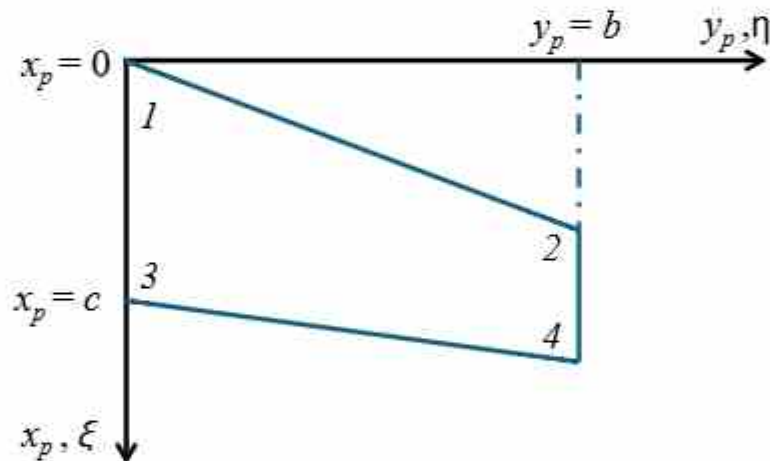
$$f_4 = z(x - \xi) / \left[ (y - \eta)^2 + z^2 \right] : \text{đối với xoay phân bố đều.}$$



Hình 2. 9. Hệ tọa độ trụ.

Ở đây,  $x, y, z$  là tọa độ của điểm kiểm tra trong hệ tọa độ của panel (Hình 2. 10);  $\xi, \eta$  là các biến tọa độ tích phân tương ứng với phần tử kỳ dị dạng panel.

Phương pháp panel được áp dụng cho hai bài toán độc lập bao gồm: bài toán tính toán lực cân áp suất chính diện và bài toán tính toán các hệ số lực khí động liên quan tới các thành phần lực pháp tuyến và mô-men. Đối với bài toán tính toán lực cân áp suất chính diện, phương pháp panel được áp dụng với đầy đủ các phần tử kỳ dị nêu ở trên bao gồm phần tử dây nguồn, panel nguồn, panel xoáy. Thân tên lửa được giả sử có dạng tròn xoay, đối xứng trục nên được mô hình hóa bằng các phần tử dạng dây. Cánh/đuôi tên lửa được mô hình hóa bằng các phần tử panel nguồn và xoáy [22].



Hình 2. 10. Tọa độ trong hệ quy chiếu gắn với panel

Về cơ bản, có thể hiểu các phần tử nguồn chủ yếu được sử dụng trong việc mô hình hóa ảnh hưởng của bề dày của vật, trong khi đó các phần tử lưỡng cực và xoáy được sử dụng để mô hình hóa ảnh hưởng của góc tấn, độ cong của vật. Tại vị trí tiếp giáp thân, cánh/đuôi; thân được mô hình hóa bổ sung bằng các panel xoáy (Hình 2. 8) để đảm bảo có thể tính được sự giao thoa khí động giữa thân và cánh/đuôi. Đối với bài toán này, điều kiện biên không thấm được áp dụng có tính đến độ dốc (góc tấn cục bộ) trên thân, cánh/đuôi và bề dày của thân và cánh/đuôi. Điều kiện biên không thấm sẽ đảm bảo rằng tổng hợp vận tốc của dòng khí tới và

vận tốc cảm ứng do các phần tử kỳ dị gây ra trên bề mặt vật thể luôn song song với bề mặt. Sử dụng điều kiện biên không thấm ta có thể xác định được giá trị của các phần tử kỳ dị trên thân và cánh/đuôi.

Theo Woodward [22], giá trị cường độ của các phần tử kỳ dị dạng dây được xác định trước dựa trên các đặc điểm hình học của thân (sự thay đổi bán kính thân dọc theo trục tên lửa, độ dốc cục bộ của trục tên lửa) kết hợp với góc tấn dòng tới. Giá trị cường độ của các panel nguồn trên cánh/đuôi được xác định dựa trên sự thay đổi của độ dày theo phương  $x$ . Giá trị cường độ của các panel xoáy trên thân và cánh/đuôi được xác định theo điều biên không thấm tại các điểm kiểm tra. Điểm kiểm tra nằm tại vị trí 95% của dây cung panel và đi qua tâm hình học.

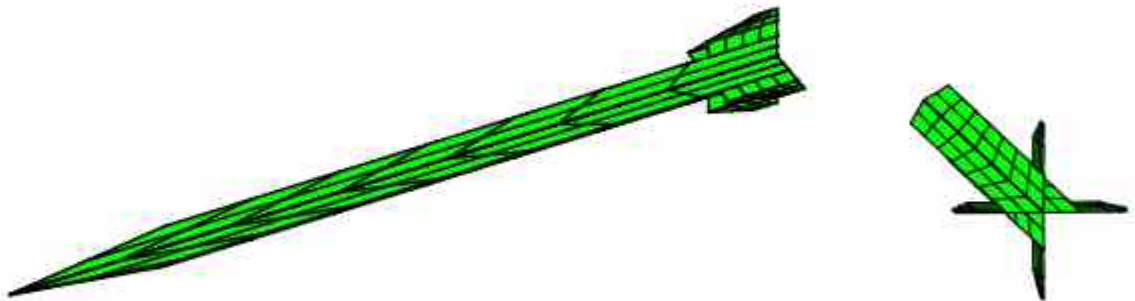
Hệ số áp suất  $C_p$  được xác định theo công thức sau [6]:

$$C_p = \frac{2}{\gamma M_\infty^2} \left\{ \left[ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 \left( 1 - (1 + \Delta\bar{u})^2 + \Delta\bar{v}^2 + \Delta\bar{w}^2 \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right\} \quad (2.25)$$

Trong đó  $\gamma$  là chỉ số đoạn nhiệt;  $\Delta\bar{u}, \Delta\bar{v}, \Delta\bar{w}$  là các thành phần vận tốc nhiễu động không thứ nguyên (chia cho tốc độ dòng tới) theo các phương  $x, y, z$ .

Trong nghiên cứu này, trước hết phương pháp panel được sử dụng để xác định lực cản áp suất chính diện (góc tấn bằng 0). Khi đó tên lửa được mô hình hóa với đầy đủ các phần tử kỳ dị dạng dây và panel kể trên. Lực cản áp suất được xác định bằng cách tích phân các áp suất phân bố trên toàn bộ bề mặt tên lửa. Đối với bài toán xác định các hệ số lực khí động còn lại, mô hình khí động với các phần tử panel xoáy được áp dụng. Cánh/đuôi tên lửa được coi là các tấm mỏng, trong khi đó thân được mô hình hóa về dạng 2 tấm chữ thập (Hình 2. 11). Cần lưu ý rằng phương pháp panel kết hợp sử dụng các phần tử dạng dây để mô hình hóa thân không thể xác định chính xác được lực nâng của thân. Do đó, mô hình panel xoáy với thân dạng chữ thập được sử dụng cho các thành phần lực khí động liên quan tới lực pháp tuyến và mô-men.

Phương pháp panel chia bề mặt vật thể thành nhiều mảng nhỏ (panel), giúp dễ dàng phân tích và giải quyết các bài toán khí động phức tạp với độ chính xác cao mà không yêu cầu tài nguyên tính toán quá lớn như các phương pháp CFD truyền thống. Phương pháp này đặc biệt phù hợp để tính toán các bài toán khí động học liên quan đến hình dạng phức tạp, như cánh máy bay, thân tên lửa, hay các cấu trúc có bề mặt cong, do dễ dàng điều chỉnh số lượng và vị trí các panel. Hơn nữa, phương pháp panel cho phép xử lý tốt các điều kiện biên trên bề mặt vật thể, như điều kiện không thấm qua (no penetration condition), làm cho kết quả tính toán sát với thực tế hơn. Ngoài ra, phương pháp này có khả năng tính toán và dự đoán rõ ràng lực nâng, lực cản và mômen khí động ở từng vùng cụ thể của vật thể, hỗ trợ tối ưu hóa hình dạng khí động hiệu quả hơn. Đây là phương pháp có tính ứng dụng cao, thường được sử dụng trong giai đoạn thiết kế sơ bộ và tối ưu hóa nhanh các cấu trúc khí động, giúp rút ngắn thời gian phát triển và tiết kiệm chi phí so với các mô phỏng phức tạp hơn như CFD 3D chi tiết.



Hình 2.11. Mô hình hóa tên lửa theo phương pháp panel xoắn.

Hệ số chênh áp (hiệu của hệ số áp suất mặt dưới và mặt trên của panel) được xác định theo công thức sau [22]:

$$\Delta C_p = -2\Delta\bar{u}_{diff} \quad (2.26)$$

Trong đó  $\Delta\bar{u}_{diff}$  là hiệu của vận tốc dòng nhiễu động không thứ nguyên theo phương  $x$  giữa mặt dưới và mặt trên panel.

### 2.2.2. Phương pháp tính toán một số thành phần lực cản

Lực cản chính diện của tên lửa bao gồm ba thành phần: lực cản áp suất, lực cản ma sát và lực cản đáy. Khi đó, hệ số lực cản chính diện  $C_{D0}$  (hệ số lực cản khi góc tấn bằng 0 độ) sẽ là tổng các hệ số thành phần, được biểu diễn trong công thức:

$$C_{D0} = C_{D_p} + C_{D_f} + C_{D_b}.$$

Trong đó:  $C_{D_p}$  - hệ số lực cản áp suất, được tính theo phương pháp panel ở mục 2.2.3;  $C_{D_f}$  - hệ số lực cản ma sát;  $C_{D_b}$  - hệ số lực cản đáy.

Như đã trình bày ở trên, phương pháp panel không xác định được các thành phần lực cản ma sát và lực cản đáy. Các thành phần lực này cần phải được xác định một cách độc lập và bổ sung vào kết quả tính toán. Theo Fleeman [67], việc tính toán lực cản ma sát và lực cản đáy có thể dựa vào các công thức thực nghiệm giúp tính toán nhanh chóng và chính xác hơn trong các điều kiện khí động học phức tạp.

Lực cản ma sát chủ yếu sinh ra do sự tương tác giữa lớp ranh giới nhớt của dòng không khí và bề mặt vật thể chuyển động. Thành phần lực cản này phụ thuộc mạnh vào hình học của thân, tốc độ bay, và tính chất của dòng chảy (rối hay tầng). Công thức thực nghiệm cho hệ số lực cản ma sát được Fleeman xây dựng như sau [67]:

$$C_{D_f} = 0.053 \times \frac{l}{d} \frac{14.6 M_a}{\left(\frac{\rho V^2}{2} l\right)^{0.2}} + \frac{n_f \times 0.023}{\left(\frac{\rho V^2}{2} c_{mac}\right)^{0.2}} \times 2 \times \frac{S_f}{S_{ref}}, \quad (2.27)$$

Trong đó:  $l$  và  $d$  là chiều dài và đường kính thân;  $c_{mac}$  – dây cung khí động trung bình;  $n_f$  là số lượng cánh/đuôi;  $S_f$  và  $S_{ref}$  – diện tích cánh/đuôi và diện tích đặc trưng (trong trường hợp này diện tích đặc trưng là diện tích mặt cắt ngang lớn nhất của thân).

Lực cản đáy là thành phần lực cản xuất hiện do hiện tượng giảm áp suất đột ngột ở vùng sau cùng của tên lửa, đặc biệt rõ rệt khi động cơ đã ngừng hoạt

động. Khi đó, dòng khí không còn được lấp đầy bởi luồng phụt từ động cơ, tạo ra một vùng chân không tương đối hoặc vùng áp suất thấp ở đáy, từ đó sinh ra lực kéo ngược lại chuyển động của tên lửa. Tác giả Fleeman cung cấp các công thức thực nghiệm để tính toán hệ số lực cản đáy dựa trên số Mach như sau:

$$\begin{aligned} C_{D_b} &= (0.12 + 0.13M_a^2) \text{ khi } M_a < 1; \\ C_{D_b} &= \frac{0.25}{M_a} \text{ khi } M_a > 1. \end{aligned} \quad (2.28)$$

### 2.2.3. Phương pháp tính toán các thành phần khí động không dừng

Tính toán các thành phần khí động không dừng liên quan đến việc xác định các lực khí động học thay đổi theo thời gian khi vật thể (như máy bay, tên lửa hoặc tàu vũ trụ) chuyển động trong môi trường không khí. Trong điều kiện không dừng, các hiện tượng này không thể được mô tả bằng các phương trình dòng chảy dừng đơn giản mà phải áp dụng các phương pháp tính toán không dừng. Đối với tên lửa thăm dò, do vận tốc chuyển động và quá tải lớn nên việc tính toán các thành phần khí động không dừng là cần thiết nhằm đảm bảo độ chính xác cho tính toán quỹ đạo bay của tên lửa.

Như đã trình bày ở mục 2.1.1, các hệ số khí động không dừng liên quan tới gia tốc dài và gia tốc góc của tên lửa. Ở đây, các hệ số khí động không dừng của tên lửa được coi là tổng hợp của các hệ số đối với thân và các cánh/đuôi. Các hệ số khí động không dừng của thân được xác định dựa trên lý thuyết Munk xây dựng cho các vật mảnh (slender body), được trình bày trong tài liệu [68]. Các hệ số khí động không dừng của cánh được xác định theo lý thuyết khối lượng bổ sung (added mass) đối với tấm phẳng, được trình bày trong tài liệu [25]. Phương pháp này giúp tính toán nhanh và đầy đủ các thành phần lực và mô-men khí động trong dải số Mach lớn (cả cận âm và trên âm). Độ tin cậy của phương pháp được kiểm chứng dựa trên các thông số thực nghiệm trong chương 3.

Lực khí động pháp tuyến không dùng  $Z$  và mô-men chúc ngóc không dùng  $M$  tác dụng lên thân tên lửa dựa trên lý thuyết Munk [68] được biểu diễn trong hệ tọa độ liên kết như sau:

$$\begin{aligned} Z_{body} &= -\rho \int_{body} S(x) \dot{w}(x) dx; \\ M_{body} &= \rho \int_{body} S(x) \dot{w}(x) x dx. \end{aligned} \quad (2.29)$$

Trong đó,  $\rho$  là khối lượng riêng của không khí;  $S(x)$  là diện tích mặt cắt thân;  $w(x)$  là vận tốc của phần tử thân tên lửa tại vị trí tọa độ  $x$  và có mối liên hệ với góc tấn, vận tốc góc chúc ngóc như sau:

$$w(x) = \alpha V - qx. \quad (2.30)$$

Từ các công thức (2.29) và (2.30), ta xác định được các hệ số lực pháp tuyến và mô-men chúc ngóc như sau:

$$\begin{aligned} C_{Z(body)} &= -\frac{1}{\frac{1}{2} V^2 S_{ref} body} \int S(x) (\alpha V - qx) dx; \\ M_{(body)} &= \frac{1}{\frac{1}{2} V^2 S_{ref} l_{ref} body} \int S(x) (\alpha V - qx) x dx. \end{aligned} \quad (2.31)$$

Ta thu được các đạo hàm hệ số khí động không dùng:

$$C_{Z_{\alpha}(body)} = -\frac{4}{S_{ref} l_{ref} body} \int S(x) dx \quad (2.32)$$

$$C_{m_{\alpha}(body)} = \frac{4}{S_{ref} l_{ref}^2 body} \int S(x) x dx \quad (2.33)$$

$$C_{Z_{\dot{\alpha}}(body)} = \frac{8}{S_{ref} l_{ref}^2 body} \int S(x) x dx \quad (2.34)$$

$$C_{m_{\dot{\alpha}}(body)} = -\frac{8}{S_{ref} l_{ref}^3 body} \int S(x) x^2 dx \quad (2.35)$$

Công thức tính lực pháp tuyến và mô-men chúc góc không dùng cho cánh/đuôi dựa trên lý thuyết lực bổ sung như sau [25]:

$$\begin{aligned} Z_{(fin)} &= -n_f \times \frac{\pi}{4} \rho \int_{fin} \dot{w}(y) c^2(y) dy; \\ M_{(fin)} &= n_f \times \frac{\pi}{4} \rho \int_{fin} \dot{w}(y) c^2(y) x_f dy; \end{aligned} \quad (2.36)$$

Ở đây:  $n_f$ - số lượng cánh/đuôi tham gia vào tính toán;  $x_f$ - tọa độ vị trí cánh/đuôi. Mặt khác, ta có:

$$\dot{w}(y) = \dot{\alpha}V - \dot{q}x_f \quad (2.37)$$

Biến đổi tương tự như đã làm với thân, ta thu được các đạo hàm hệ số khí động không dùng theo thời gian cho cánh/đuôi như sau:

$$C_{Z_{\dot{\alpha}}(fin)} = -\frac{n_f \pi}{l_{ref} S_{ref}} \int_{fin} c^2(y) dy; \quad (2.38)$$

$$C_{m_{\dot{\alpha}}(fin)} = \frac{n_f \pi x_f}{l_{ref} S_{ref}} \int_{fin} c^2(y) dy; \quad (2.39)$$

$$C_{Z_{\dot{q}}(fin)} = \frac{2n_f \pi x_f}{S_{ref} l_{ref}^2} \int_{fin} c^2(y) dy; \quad (2.40)$$

$$C_{m_{\dot{q}}(fin)} = -\frac{2n_f \pi x_f^2}{S_{ref} l_{ref}^3} \int_{fin} c^2(y) dy \quad (2.41)$$

Các đạo hàm hệ số khí động không dùng của tên lửa được xác định bằng tổng của thân và cánh/đuôi, do đó ta có:

$$C_{Z_{\dot{\alpha}}} = -\left( \frac{4}{S_{ref} l_{ref} body} \int S(x) dx + \frac{n_f \pi}{l_{ref} S_{ref}} \int_{fin} c^2(y) dy \right); \quad (2.42)$$

$$C_{m_{\dot{\alpha}}} = \frac{4}{S_{ref} l_{ref}^2 body} \int S(x) x dx + \frac{n_f \pi x_f}{l_{ref} S_{ref}} \int_{fin} c^2(y) dy; \quad (2.43)$$

$$C_{z_{\dot{\alpha}}} = \frac{8}{S_{ref} l_{ref}^2} \int_{body} S(x) x dx + \frac{2n_f \pi x_f}{S_{ref} l_{ref}^2} \int_{fin} c^2(y) dy; \quad (2.44)$$

$$C_{m_{\dot{\alpha}}} = - \left( \frac{8}{S_{ref} l_{ref}^3} \int_{body} S(x) x^2 dx + \frac{2n_f \pi x_f^2}{S_{ref} l_{ref}^3} \int_{fin} c^2(y) dy \right). \quad (2.45)$$

Tiếp theo, dựa trên lý thuyết về khối lượng bổ sung hệ số mô-men quay quanh trục không dùng được tính theo công thức [25]:

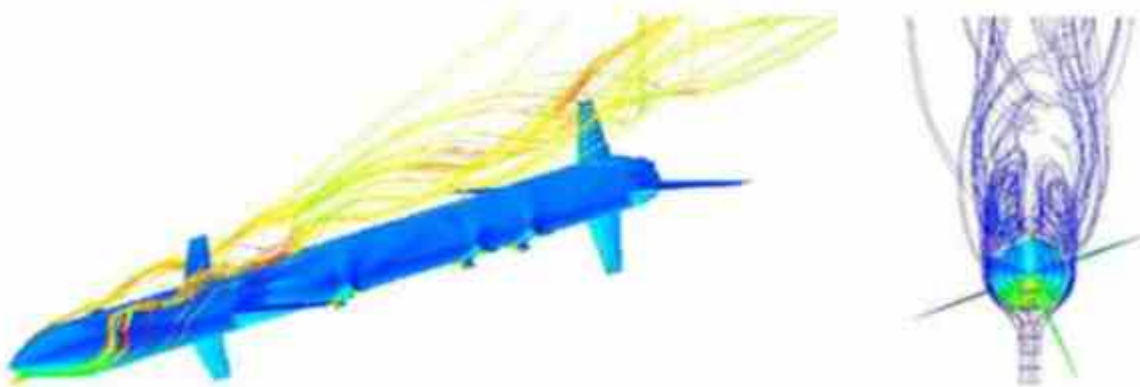
$$C_l = - \frac{n_f}{\frac{1}{2} V^2 S_{ref} l_{ref}} \times \frac{\pi}{4} \dot{p} \int_{fin} c^2(y) y dy. \quad (2.46)$$

Đạo hàm của hệ số mô-men quay quanh trục được tính theo công thức:

$$C_{l_{\dot{\alpha}}} = \frac{-2n_f \pi}{S_{ref} l_{ref}^3} \int_{fin} c^2(y) y dy. \quad (2.47)$$

#### 2.2.4. Phương pháp tính mô-men cảm ứng quanh trục dọc

Mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Induced Roll Moment) là thành phần mô-men khí động quay quanh trục  $x$  xuất hiện khi các cánh đuôi cảm ứng ảnh hưởng của các xoáy tách ra từ mũi tên lửa (Hình 2. 12). Đối với trường hợp góc tấn nhỏ, thành phần này thường không gây ra hiệu ứng đáng kể. Tuy nhiên, khi tên lửa bay với góc tấn lớn, kết hợp với chuyển động quay quanh trục, thành phần này cần phải được xem xét đầy đủ [69].



Hình 2. 12. Ảnh hưởng của tách dòng tại mũi tên lửa đến các cánh đuôi [70].

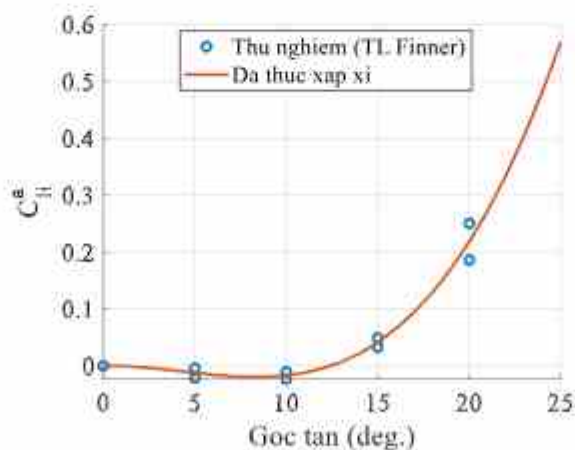
Trong nghiên cứu này, mô-men cảm ứng quanh trục dọc được tính toán theo mô hình đơn giản dựa trên một số kết quả thực nghiệm đã được công bố của Oberkampf và Nicolaidis [71]. Hệ số mô-men cảm ứng quanh trục dọc được giả thiết phụ thuộc theo góc tấn, đường kính thân, diện tích của cánh đuôi và góc quay quanh trục của tên lửa được tính theo công thức:

$$C_l = C_l^a \sin(n\varphi_a). \quad (2.48)$$

Dựa trên kết quả thực nghiệm của Oberkampf và Nicolaidis đối với mẫu tên lửa Finner, ta thu được đa thức xấp xỉ như sau:

$$C_l^a = \left(13.95\alpha_{sp}^3 - 3.17\alpha_{sp}^2 + 0.03\alpha_{sp}\right) \frac{d_{body} S_{fin}}{l_{ref} S_{ref}} \quad (2.49)$$

Trong đó,  $\alpha_{sp}$  là góc tấn không gian;  $d_{body}$  và  $S_{fin}$  lần lượt là đường kính thân và diện tích cánh đuôi;  $l_{ref}$  và  $S_{ref}$  là độ dài và diện tích đặc trưng, trong nghiên cứu này được lựa chọn tương ứng với bán kính và diện tích mặt cắt thân;  $n$  - số lượng cánh đuôi;  $\varphi_a$  là góc quay quanh trục trong hệ tọa độ vận tốc và được xác định như sau  $\varphi_a = \arctan(\alpha / \beta)$  khi  $\beta > 0$  và  $\varphi_a = \pi + \arctan(\alpha / \beta)$  khi  $\beta < 0$ , với  $\alpha, \beta$  là góc tấn và góc trượt cạnh.



Hình 2. 13. Sự phụ thuộc của hệ số  $C_l^a$  theo góc tấn không gian của mẫu tên lửa Finner.

Hình 2. 13 biểu diễn sự phụ thuộc của biên độ hệ số mô-men cảm ứng quanh trục dọc  $C_i^a$  theo góc tấn không gian dựa trên số liệu thực nghiệm và đa thức xấp xỉ đối với mẫu tên lửa Finner. Đồ thị cho thấy giá trị của đa thức luôn bám sát các điểm thực nghiệm, chứng tỏ độ chính xác của đa thức xấp xỉ được đảm bảo. Đa thức xấp xỉ trên sẽ được kiểm chứng ở chương tiếp theo của luận án.

### 2.3. Mô hình động lực học của tên lửa thăm dò

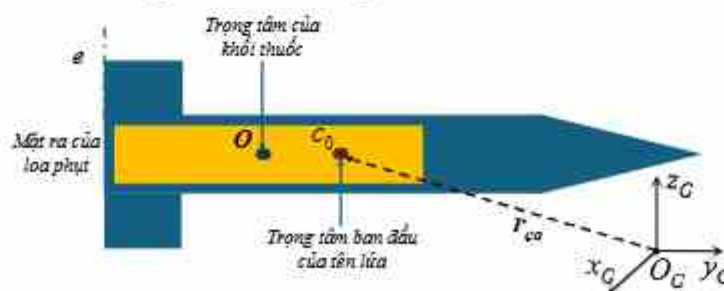
#### 2.3.1. Mô hình 6 bậc tự do có tính đến ảnh hưởng của sự thay đổi khối lượng

Dựa trên mô hình động lực học 6 bậc tự do của Thomson [8] cùng với việc đưa vào các yếu tố bất đối xứng như đã trình bày ở mục 2.1.3, ta xây dựng hệ phương trình lực cho tên lửa thăm dò như sau:

$$\mathbf{F}^b = m\ddot{\mathbf{r}}_e^b - \ddot{m}(\mathbf{r}_{Oe}^b - \mathbf{r}_{Oc}^b) - \dot{m}\left(2\boldsymbol{\omega}^b \times (\mathbf{r}_{Oe}^b - \mathbf{r}_{Oc}^b) - 2\frac{d\mathbf{r}_{Oc}^b}{dt} + \mathbf{u}^b\right). \quad (2.50)$$

Trong đó, ký hiệu chỉ số trên  $b$  biểu thị hệ tọa độ liên kết gắn cố định với thân tên lửa,  $\mathbf{F}^b$  là lực tác động bên ngoài,  $m$  là khối lượng của tên lửa,  $r$  là véc-tơ vị trí,  $\mathbf{u}$  là vận tốc của luồng phụt động cơ so với tên lửa,  $\boldsymbol{\omega}$  là vận tốc góc của tên lửa, và các ký hiệu  $O$ ,  $c$  và  $e$  lần lượt biểu thị điểm tham chiếu, trọng tâm của tên lửa và vị trí nơi khối lượng được đẩy ra.

Giả thiết rằng nhiên liệu cháy sao cho vị trí của trọng tâm không thay đổi. Theo Eke [72], động cơ tên lửa hiện tại có thể cháy theo một trong các kịch bản sau: cháy đều, cháy theo phương hướng tâm. Giả sử rằng trọng tâm của khối nhiên liệu  $O$  là điểm tham chiếu để nghiên cứu động lực học của mô hình tên lửa (Hình 2. 14).



Hình 2. 14. Mô hình tên lửa cùng nhiên liệu.

Vận tốc và gia tốc của trọng tâm có thể được biểu diễn như sau:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{r}}_c^b &= \dot{\mathbf{r}}_O^b + \boldsymbol{\omega}^b \times \mathbf{r}_{O_c}^b + \frac{d\mathbf{r}_{O_c}^b}{dt} \\ \ddot{\mathbf{r}}_c^b &= \ddot{\mathbf{r}}_O^b + \dot{\boldsymbol{\omega}}^b \times \mathbf{r}_{O_c}^b + 2\boldsymbol{\omega}^b \times \frac{d\mathbf{r}_{O_c}^b}{dt} + \boldsymbol{\omega}^b \times (\boldsymbol{\omega}^b \times \mathbf{r}_{O_c}^b) + \frac{d^2\mathbf{r}_{O_c}^b}{dt^2}.\end{aligned}\quad (2.51)$$

Sau khi đơn giản hóa phương trình lực, ta nhận được [27]:

$$\mathbf{F}^b + \mathbf{F}_T^b + \Delta m \ddot{\mathbf{r}}_O^b + \dot{m} \dot{\mathbf{r}}_{O_c}^b + 2\dot{m} \boldsymbol{\omega}^b \times \mathbf{r}_{O_c}^b = m_0 \ddot{\mathbf{r}}_{c_0}^b. \quad (2.52)$$

Phương trình mô-men tổng quát được thể hiện theo Thomson [8] như sau:

$$\begin{aligned}\mathbf{M}_O^b &= -m \ddot{\mathbf{r}}_O^b \times \mathbf{r}_{O_c}^b + \mathbf{I}^b \frac{d\boldsymbol{\omega}^b}{dt} + \boldsymbol{\omega}^b \times (\mathbf{I}^b \boldsymbol{\omega}^b) + \\ &2 \sum_B m_i \mathbf{r}_{O_i}^b \times \left( \boldsymbol{\omega}^b \times \frac{d\mathbf{r}_{O_i}^b}{dt} \right) + \sum_B m_i \mathbf{r}_{O_i}^b \times \frac{d^2\mathbf{r}_{O_i}^b}{dt^2} - \sum_S \dot{m}_i \mathbf{r}_{O_i}^b \times \mathbf{u}_i^b.\end{aligned}\quad (2.53)$$

Trong đó,  $B$  là bề mặt biên đóng bên trong chứa lượng vật chất biến đổi khối lượng;  $S$  là bề mặt nơi các hạt vượt qua  $B$ . Ký hiệu  $\mathbf{I}^b$  biểu thị mô men quán tính của tên lửa quanh điểm  $O$  trong hệ tọa độ gắn cố định với thân.

Để đơn giản, chúng ta giả định rằng bên trong động cơ, tất cả các hạt được phân bố đối xứng và chuyển động đồng nhất với vận tốc không đổi.

Do đó, các biểu thức  $2 \sum_B m_i \mathbf{r}_{O_i}^b \times \left( \frac{d\mathbf{r}_{O_i}^b}{dt} \right)$  và  $\sum_B m_i \mathbf{r}_{O_i}^b \times \left( \frac{d^2\mathbf{r}_{O_i}^b}{dt^2} \right)$  đều bằng

không. Biểu thức  $\sum_S \dot{m}_i \mathbf{r}_{O_i}^b \times \mathbf{u}_i^b$  là mô men  $\mathbf{M}_T^b$  sinh ra bởi lực đẩy quanh điểm

$O$ , được biểu diễn trong hệ tọa độ gắn với thân. Do đó, phương trình (2.53) có thể được viết lại như sau:

$$\mathbf{M}_O^b = -m \ddot{\mathbf{r}}_O^b \times \mathbf{r}_{O_c}^b + \mathbf{I}^b \frac{d\boldsymbol{\omega}^b}{dt} + \boldsymbol{\omega}^b \times (\mathbf{I}^b \boldsymbol{\omega}^b) - \mathbf{M}_T^b. \quad (2.54)$$

Từ đó:

$$\begin{aligned}
& \mathbf{M}_O^b + \mathbf{M}_T^b + \Delta \mathbf{I}^b \frac{d\boldsymbol{\omega}^b}{dt} + \boldsymbol{\omega}^b \times (\Delta \mathbf{I}^b \boldsymbol{\omega}^b) \\
& = -m_0 \ddot{\mathbf{r}}_O^b \times \mathbf{r}_{O_{c_0}}^b + \mathbf{I}_0^b \frac{d\boldsymbol{\omega}^b}{dt} + \boldsymbol{\omega}^b \times (\mathbf{I}_0^b \boldsymbol{\omega}^b)
\end{aligned} \tag{2.55}$$

Ở đây,  $m_0$  và  $\mathbf{I}_0^b$  lần lượt là khối lượng và ten-zơ mô-men quán tính ban đầu;  $\Delta m$  và  $\Delta \mathbf{I}^b$  là khối lượng và ten-zơ mô-men quán tính bị mất đi;  $\mathbf{F}_T^b$  và  $\mathbf{M}_T^b$  lần lượt là lực và mô-men do lực đẩy động cơ sinh ra;  $\mathbf{F}^b$  và  $\mathbf{M}_O^b$  là lực và mô-men ngoại lực;  $\boldsymbol{\omega}^b$  là véc-tơ vận tốc góc;  $\mathbf{r}$  là véc-tơ tọa độ không gian; chỉ số  $O$  dùng để chỉ vị trí tọa độ gốc gắn trên tên lửa được lựa chọn ở trọng tâm khối thuốc phóng;  $c_0$  là vị trí trọng tâm ban đầu của tên lửa.

Ta có hệ phương trình chuyển động cuối cùng như sau:

$$\begin{aligned}
& \mathbf{F}^b + \mathbf{F}_T^b + \Delta m \ddot{\mathbf{r}}_O^b + \dot{m} \mathbf{r}_{O_{c_0}}^b + 2\dot{m} \boldsymbol{\omega}^b \times \mathbf{r}_{O_{c_0}}^b = m_0 \ddot{\mathbf{r}}_O^b \\
& \mathbf{M}_O^b + \mathbf{M}_T^b + \Delta \mathbf{I}^b \frac{d\boldsymbol{\omega}^b}{dt} + \boldsymbol{\omega}^b \times (\Delta \mathbf{I}^b \boldsymbol{\omega}^b) = \\
& = -m_0 \ddot{\mathbf{r}}_O^b \times \mathbf{r}_{O_{c_0}}^b + \mathbf{I}_0^b \frac{d\boldsymbol{\omega}^b}{dt} + \boldsymbol{\omega}^b \times (\mathbf{I}_0^b \boldsymbol{\omega}^b)
\end{aligned} \tag{2.56}$$

Hệ phương trình (2.56) được sử dụng trong xây dựng chương trình mô phỏng động lực học bay của tên lửa. Thông qua hệ phương trình này, bài toán chuyển động của cơ hệ biến đổi khối lượng được giải quyết tương tự như đối với cơ hệ có khối lượng và đặc tính quán tính không đổi với sự bổ sung các thành phần ngoại lực thay thế cho các ảnh hưởng trên.

Khi có bất đối xứng, các thành phần lực và mô-men bổ sung sẽ xuất hiện (Mục 2.1.2.). Ở đây, xuất phát từ phương trình mô-men trong (2.56), ta sẽ xác định được các thành phần lực và mô-men do bất đối xứng sinh ra.

Khi các cánh đuôi cùng lệch góc  $\delta$ , theo cùng một hướng, tức các thành phần lực sẽ triệt tiêu, do đó chỉ xuất hiện mô-men quay quanh trục  $\Delta \mathbf{M}_T$ , cụ thể như sau:

$$\begin{aligned}\Delta \mathbf{F}_r &= \mathbf{0} \\ \Delta \mathbf{M}_r &= C_{l_{z_r}} Q S_{r_{ef}} l_{r_{ef}} \delta_r (1 \ 0 \ 0)^T.\end{aligned}\quad (2.57)$$

Khi có bất đối xứng khí động với góc lệch  $\delta_a$  và hướng lệch  $\varphi_a$ , trong thành phần lực và mô-men sẽ xuất hiện véc-tơ lực bổ sung  $\Delta \mathbf{F}_a$  và véc-tơ mô-men bổ sung  $\Delta \mathbf{M}_a$  như sau:

$$\begin{aligned}\Delta \mathbf{F}_a &= C_{y_{z_a}} Q S_{r_{ef}} \delta_a (0 \ \cos \varphi_a \ \sin \varphi_a)^T \\ \Delta \mathbf{M}_a &= C_{m_{z_a}} Q S_{r_{ef}} l_{r_{ef}} \delta_a (0 \ \sin \varphi_a \ -\cos \varphi_a)^T.\end{aligned}\quad (2.58)$$

Khi có bất đối xứng lực đẩy với góc lệch  $\delta_T$  và hướng lệch  $\varphi_T$ , trong thành phần lực và mô-men sẽ xuất hiện véc-tơ lực bổ sung  $\Delta \mathbf{F}_T$  và véc-tơ mô-men bổ sung  $\Delta \mathbf{M}_T$  như sau:

$$\begin{aligned}\Delta \mathbf{F}_T &= T \cdot (0 \ \delta_T \sin \varphi_T \ -\delta_T \cos \varphi_T)^T \\ \Delta \mathbf{M}_T &= r_e T \delta_T (0 \ \cos \varphi_T \ \sin \varphi_T)^T.\end{aligned}\quad (2.59)$$

Khi có bất đối xứng khối lượng với độ lệch trọng tâm  $\Delta_c$  và hướng lệch  $\varphi_c$ , trọng tâm  $c_0$  dịch chuyển đến  $\tilde{c}_0$  (Hình 2. 6). Khi đó, lực bổ sung không xuất hiện, mà chỉ xuất hiện mô-men bổ sung do thay đổi trọng tâm. Biến đổi số hạng  $-m_0 \ddot{\mathbf{r}}_O^b \times \mathbf{r}_{O\tilde{c}_0}^b$  trong công thức (2.56), ta được:

$$\begin{aligned}-m_0 \ddot{\mathbf{r}}_O^b \times \mathbf{r}_{O\tilde{c}_0}^b &= -m_0 \ddot{\mathbf{r}}_O^b \times (\mathbf{r}_{O c_0}^b - \mathbf{r}_{\tilde{c}_0 c_0}^b) \\ &= -m_0 \ddot{\mathbf{r}}_O^b \times \mathbf{r}_{O c_0}^b + m_0 \ddot{\mathbf{r}}_O^b \times \mathbf{r}_{\tilde{c}_0 c_0}^b.\end{aligned}\quad (2.60)$$

Có thể coi  $-m_0 \ddot{\mathbf{r}}_O^b \times \mathbf{r}_{O\tilde{c}_0}^b \approx -m_0 \ddot{\mathbf{r}}_O^b \times \mathbf{r}_{O c_0}^b$ , dựa vào mục 2.1.2, ta có mô-men bổ sung xuất hiện khi có bất đối xứng khối lượng như sau:

$$\Delta \mathbf{M}_c = m_0 \ddot{\mathbf{r}}_O^b \times \mathbf{r}_{c_0 \tilde{c}_0}^b = m_0 \ddot{\mathbf{r}}_O^b \times \overline{\tilde{c}_0 c_0}.$$

Trong đó véc-tơ:  $\overline{\tilde{c}_0 c_0} = (0 \ \Delta_c \cos \varphi_c \ \Delta_c \sin \varphi_c)^T$ .

Sau khi triển khai, ta được thành phần mô-men bổ sung do bất đối xứng khối lượng như sau:

$$\Delta \mathbf{M}_c = (\Delta L_c \quad \Delta M_c \quad \Delta N_c)^T. \quad (2.61)$$

### 2.3.2. Mô hình chuyển động góc của tên lửa thăm dò.

Khi nghiên cứu đặc tính động lực học tức thời của tên lửa, ta có thể đơn giản hóa hệ phương trình bằng cách bỏ qua ảnh hưởng của sự biến đổi khối lượng, đặc tính quán tính, vị trí trọng tâm. Chọn gốc tọa độ tại vị trí tức thời của trọng tâm tên lửa, ta thu được hệ phương trình chuyển động như sau:

$$\begin{aligned} \mathbf{F}^b + \mathbf{F}_T^b &= m\ddot{\mathbf{r}}_c^b \\ \mathbf{M}_c^b + \mathbf{M}_T &= \mathbf{I}^b \frac{d\boldsymbol{\omega}^b}{dt} + \boldsymbol{\omega}^b \times (\mathbf{I}^b \boldsymbol{\omega}^b) \end{aligned} \quad (2.62)$$

Ở đây  $m$ ,  $\mathbf{I}^b$  và vị trí trọng tâm  $c$  là các đại lượng tức thời được xác định quanh thời điểm nghiên cứu. Sau khi chiếu lên các trục tọa độ phương trình (2.62), ta thu được hệ phương trình động lực học mô tả chuyển động của tên lửa được sáu phương trình lực và mô-men [73]:

$$\begin{aligned} X - mg \sin \theta &= m(\dot{u} + qw - rv) \\ Y + mg \cos \theta \sin \phi &= m(\dot{v} + ru - pw) \\ Z + mg \cos \theta \cos \phi &= m(\dot{w} + pv - qu) \\ L = I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz} pq & \\ M = I_y \dot{q} + rp(I_x - I_z) - I_{xz}(p^2 - r^2) & \\ N = -I_{xz} \dot{p} + I_z \dot{r} + pq(I_y - I_x) + I_{xz} qr & \end{aligned} \quad (2.63)$$

Trong đó:  $X, Y, Z$  – các lực khí động,  $L, M, N$  – các mô-men khí động trong hệ trục tọa độ liên kết;  $u, v, w$  – các vận tốc theo các trục;  $p, q, r$  – các vận tốc góc theo các trục trong hệ trục tọa độ liên kết.

Các phương trình liên hệ giữa hệ trục tọa độ mặt đất và hệ trục tọa độ liên kết được thể hiện trong công thức dưới đây:

$$\begin{aligned}
\dot{x}^E &= V_{O_2} \cos \theta \cos \psi + V_{O_2} (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) \\
&\quad + V_{O_2} (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi); \\
\dot{y}^E &= V_{O_2} \cos \theta \sin \psi + V_{O_2} (\sin \phi \sin \theta \sin \psi - \cos \phi \cos \psi) \quad (2.64) \\
&\quad + V_{O_2} (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi); \\
\dot{z}^E &= -V_{O_2} \sin \theta + V_{O_2} \sin \phi \cos \theta + V_{O_2} \cos \phi \cos \theta.
\end{aligned}$$

Như đã trình bày ở trên, để xác định hướng của tên lửa trong không gian, chúng ta cần theo dõi sự thay đổi của các góc Euler  $\theta, \phi, \psi$ . Mối liên hệ giữa các đại lượng này và các vận tốc góc quay  $p, q, r$  được thể hiện như sau:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (2.65)$$

Để đơn giản hóa hệ phương trình chuyển động (2.63), các giả thiết được đưa ra như sau:

- Bỏ qua ảnh hưởng của trọng lực tên lửa; ảnh hưởng của  $u$ , ảnh hưởng của các thành phần bậc hai của  $q, w, r, v$ ;
- Do tính đối xứng của tên lửa, nên có thể coi:  $I_y = I_z = I; I_x = 0$ .
- Coi thành phần vận tốc theo trục  $X$  là không đổi trong khi nghiên cứu hiện tượng cộng hưởng tần số quay quanh trục và tần số dao động riêng của tên lửa ( $\dot{u} = 0$ ).

Khi đó, hệ phương trình lực và mô-men (2.63) được rút gọn thành hệ gồm năm phương trình như sau:

$$\begin{aligned}
mu(\dot{\beta} + r - p\alpha) &= Y; \\
mu(\dot{\alpha} - q - p\beta) &= Z; \\
I_x \dot{p} &= L; \\
I\dot{q} - (I - I_x)pr &= M; \\
I\dot{r} + (I - I_x)pq &= N.
\end{aligned} \quad (2.66)$$

Để phân tích và giải hệ phương trình trên, đưa vào các biến phức sau:

$$\begin{aligned}\zeta &= \beta + i\alpha; \\ \Omega &= q + ir.\end{aligned}\quad (2.67)$$

Khi đó, hệ phương trình (2.66) được đưa về hệ ba phương trình vi phân với các biến mới:

$$\begin{aligned}\dot{\zeta} + ip\zeta - i\Omega &= \frac{Y + iZ}{mu}; \\ \dot{\Omega} + ip\left(1 - \frac{I_x}{I}\right)\Omega &= \frac{M + iN}{I}; \\ \dot{p} &= \frac{L}{I_x}.\end{aligned}\quad (2.68)$$

Các lực và mô-men khí động được xác định theo góc tấn, góc trượt, các góc Euler và các hệ số khí động. Ngoài ra, các yếu tố bất đối xứng cũng được tính đến và đưa vào trong các biểu thức của lực và mô-men trong (2.69).

$$\begin{aligned}Y &= C_{y\beta} \beta QS_{ref}; \\ Z &= C_{z\alpha} \alpha QS_{ref}; \\ L &= T \delta_T \Delta_C \sin(\varphi_C + \pi/2 - \varphi_T) + QS_{ref} l_{ref} C_{l\zeta} \delta_r - QS_{ref} l_{ref} C_{l\zeta} + \\ &\quad + QS_{ref} l_{ref} C_{l_p} p \frac{l_{ref}}{2V} - QS_{ref} C_{L\alpha} \Delta_C (\alpha \cos \varphi_C - \beta \sin \varphi_C); \\ M &= C_{m\alpha} QS_{ref} l_{ref} \alpha + C_{m\beta} QS_{ref} l_{ref} \beta - T \Delta_C \cos \varphi_C + \\ &\quad + \left( \Delta C_{m_z} \cos \varphi_\alpha + C_A \frac{\Delta_C}{l_{ref}} \cos \varphi_C \right) QS_{ref} l_{ref} + T \delta_T r_e \cos \varphi_T; \\ N &= C_{n\beta} QS_{ref} l_{ref} \beta + C_{n\alpha} QS_{ref} l_{ref} \alpha + T \Delta_C \sin \varphi_C + \\ &\quad + \left( \Delta C_{m_z} \sin \varphi_\alpha - C_A \frac{\Delta_C}{l_{ref}} \sin \varphi_C \right) QS_{ref} l_{ref} + T \delta_T r_e \sin \varphi_T.\end{aligned}\quad (2.69)$$

Ở đây  $\Delta C_{m_0}$  là hệ số mô-men bất đối xứng khí động, còn  $\varphi_a$  là hướng bất đối xứng khí động (Hình 2. 4);  $r_e$  - khoảng cách từ loa phụt ống thổi tới trọng tâm tên lửa,  $C_A$  - hệ số lực cản dọc trục của tên lửa.

Do tính đối xứng của tên lửa, ta có:

$$C_{y_{\beta}} = C_{z_a} = -C_{N_a}; C_{n_{\beta}} = -C_{m_z}; C_{n_{\gamma}} = C_{m_x} = C_{m_y} + C_{m_z}. \quad (2.70)$$

Khi đó ta có:

$$\frac{Y+iZ}{mu} = -\frac{C_{N_a}\zeta}{m'};$$

$$\frac{M+iN}{I} = -\frac{i}{I'} \left\{ i \left[ \left( \Delta C_{m_x} \cos \varphi_a + \left( C_A - \frac{T}{QS_{ref}} \right) \frac{\Delta C}{l_{ref}} \cos \varphi_C \right) + \frac{T \delta_T r_e \cos \varphi_T}{QS_{ref} l_{ref}} \right] + \left[ \left( \Delta C_{m_x} \sin \varphi_a - \left( C_A - \frac{T}{QS_{ref}} \right) \frac{\Delta C}{l_{ref}} \sin \varphi_C \right) + \frac{T \delta_T r_e \sin \varphi_T}{QS_{ref} l_{ref}} \right] \right\} \quad (2.71)$$

Trong đó: 
$$m' = \frac{mV}{QS_{ref}}; I' = \frac{I}{QS_{ref} l_{ref}}.$$

Sử dụng phương pháp thế để biến đổi hệ phương trình (2.68) dựa trên các biểu thức (2.67) và các điều kiện (2.70) cùng với giả thiết bỏ qua ảnh hưởng của đạo hàm vận tốc góc quay quanh trục  $\dot{p}$  đến dao động chúc ngóc của tên lửa, ta nhận được phương trình vi phân bậc hai của  $\zeta$ . Tiếp tục kết hợp với phương trình vi phân của  $p$ , ta được hệ phương trình sau:

$$\begin{aligned} \ddot{\zeta} + A\dot{\zeta} - B\zeta &= C; \\ \dot{p} &= \frac{L}{I_x}. \end{aligned} \quad (2.72)$$

Trong đó:

$$\begin{aligned}
A &= \frac{C_{N_a}}{m'} - \frac{C_{m_a}}{I'} + ip \left( 2 - \frac{I_x}{I} \right); \\
B &= \frac{C_{m_a}}{I'} + p^2 \left( 1 - \frac{I_x}{I} \right) + \frac{C_{m_a}}{I'} \frac{C_{N_a}}{m'} + i \left[ p \frac{C_{N_a}}{m'} \left( 1 - \frac{I_x}{I} \right) \right]; \\
C &= - \frac{\left[ \Delta C_{m_a} \sin \varphi_a - \left( C_A - \frac{T}{QS_{ref}} \right) \frac{\Delta C}{l_{ref}} \sin \varphi_C \right] + \frac{T \delta_T r_e \sin \varphi_T}{QS_{ref} l_{ref}}}{I'} + \\
&+ i \left\{ \frac{\left[ \Delta C_{m_a} \cos \varphi_a + \left( C_A - \frac{T}{QS_{ref}} \right) \frac{\Delta C}{l_{ref}} \cos \varphi_C \right] + \frac{T \delta_T r_e \cos \varphi_T}{QS_{ref} l_{ref}}}{I'} \right\}.
\end{aligned}$$

Sau khi biến đổi (2.72), tách phần thực và phần ảo, ta thu được hệ phương trình vi phân của góc tần  $\alpha$ , góc trượt  $\beta$ , và vận tốc góc  $p$  như sau:

$$\begin{aligned}
\ddot{\beta} + A_1 \dot{\beta} - A_2 \dot{\alpha} - B_1 \beta + B_2 \alpha &= C_1; \\
\ddot{\alpha} + A_1 \dot{\alpha} + A_2 \dot{\beta} - B_1 \alpha - B_2 \beta &= C_2; \\
\dot{p} &= L / I_x.
\end{aligned} \tag{2.73}$$

Trong đó:

$$\begin{aligned}
A_1 &= \frac{QS_{ref}}{mV} \left( C_{L_a} - \frac{ml_{ref}^2}{2I_y} (C_{m_{y^*}} + C_{m_{a^*}}) \right); \quad A_2 = p \left( 2 - \frac{I_x}{I_y} \right); \\
B_1 &= \frac{C_{m_a} QS_{ref} l_{ref}}{I_y} + \frac{C_{m_a} QS_{ref} l_{ref}}{I_y} \frac{C_{N_a} QS_{ref}}{mV} + p^2 \left( 1 - \frac{I_x}{I_y} \right); \\
B_2 &= -p \frac{QS_{ref}}{mV} \left[ C_{L_a} \left( 1 - \frac{I_x}{I_y} \right) - \frac{ml_{ref}^2}{2I_y} (C_{m_{y^*}} + C_{m_{a^*}}) \right]; \\
C_1 &= \left[ \Delta C_{m_a} \cos \varphi_a + \left( C_A - \frac{T}{QS_{ref}} \right) \frac{\Delta C}{l_{ref}} \cos \varphi_C \right] \frac{QS_{ref} l_{ref}}{I_y} + \frac{T \delta_T r_e \cos \varphi_T}{I_y}; \\
C_2 &= \left[ \Delta C_{m_a} \sin \varphi_a - \left( C_A - \frac{T}{QS_{ref}} \right) \frac{\Delta C}{l_{ref}} \sin \varphi_C \right] \frac{QS_{ref} l_{ref}}{I_y} + \frac{T \delta_T r_e \sin \varphi_T}{I_y}.
\end{aligned}$$

Giải hệ phương trình (2.73) bằng phương pháp số nhận được các giá trị góc tần, góc trượt cạnh cùng với các tham số động lực học như vận tốc góc, quá tải, ... Thông qua việc phân tích các đại lượng này, chúng ta sẽ tìm ra nguyên nhân của hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số, cũng như các hiệu ứng gây ra bởi các hiện tượng này.

Đưa vào véc-tơ:  $\xi = (\alpha \ \beta \ \dot{\alpha} \ \dot{\beta})^T$ .

Khi đó hệ phương trình mô tả dao động của tên lửa, tương ứng với hai phương trình đầu tiên của hệ (2.73) được viết như sau:

$$\dot{\xi} = \mathbf{A}\xi + \mathbf{C} \quad (2.74)$$

Trong đó:

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ B_1 & B_2 & -A_1 & -A_2 \\ -B_2 & B_1 & A_2 & -A_1 \end{pmatrix}; \quad \mathbf{C} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ C_2 \\ C_1 \end{pmatrix}.$$

Sử dụng giả thiết  $I_x \ll I_y$ , ta có thể đưa ra các hệ thức sau:

$$\begin{aligned} A_2 &= 2p \\ B_1 &= p^2 - \omega_n^2 \\ B_2 &= -pA_1 \end{aligned}$$

Trong đó:  $\omega_n$  là tần số dao động riêng khi tên lửa không quay và có giá trị như sau:

$$\omega_n = \left( -\frac{C_{m_n} QS_{ref} l_{ref}}{I_y} - \frac{C_{m_z} QS_{ref} l_{ref}}{I_y} \frac{C_{N_a} QS_{ref}}{mV} \right)^{1/2} \quad (2.75)$$

Khi đó:

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ p^2 - \omega_n^2 & -pA_1 & -A_1 & -2p \\ pA_1 & p^2 - \omega_n^2 & 2p & -A_1 \end{pmatrix}$$

Trị riêng của ma trận  $\mathbf{A}$  là nghiệm của phương trình đặc trưng sau:

$$|\mathbf{A} - \lambda \mathbf{I}| = 0. \quad (2.76)$$

Ở đây  $\mathbf{I}$  là ma trận đơn vị.

Các nghiệm của phương trình đặc trưng:

$$\begin{aligned} \lambda_{1,2} &= -\frac{A_1}{2} \pm \frac{i}{2} \left( \sqrt{4\omega_n^2 - A_1^2} + 2p \right) \\ \lambda_{3,4} &= -\frac{A_1}{2} \pm \frac{i}{2} \left( \sqrt{4\omega_n^2 - A_1^2} - 2p \right) \end{aligned} \quad (2.77)$$

Thông qua việc phân tích phần ảo của các nghiệm trên, ta nhận thấy, khi tên lửa không quay, tần số dao động của tên lửa bằng  $\sqrt{\omega_n^2 - \frac{A_1^2}{4}}$ , giá trị này xấp xỉ  $\omega_n$  khi  $A_1 \ll \omega_n$ .

Cần lưu ý rằng tên lửa có đặc điểm đối xứng trục nên đối với mô hình tuyến tính các kênh chuyển động chúc góc, hướng cạnh và quay quanh trục không có sự giao thoa và có thể phân tích độc lập. Các tần số dao động của tên lửa theo kênh chuyển động chúc góc và kênh chuyển động hướng cạnh bằng nhau. Đối với chuyển động quay quanh trục của tên lửa, phương trình chuyển động như sau [73]:

$$\frac{\partial L}{\partial \delta_r} \Delta \delta_r + \frac{\partial L}{\partial p} \Delta p = I_x \Delta \ddot{\phi}. \quad (2.78)$$

Ở đây,  $L$  là mô-men quay quanh trục;  $I_x$  là mô-men quán tính đối với trục tên lửa;  $\delta_r$  là góc đặt lệch cánh tạo chuyển động quay quanh trục;  $p$  là vận tốc góc quay quanh trục;  $\phi$  là góc quay. Nghiệm của phương trình được xác định:

$$p(t) = -\frac{\tilde{L}_{\delta_r}}{L_p} (1 - e^{-t/\tau}) \Delta \delta_r. \quad (2.79)$$

với  $\tau$  là hằng số thời gian, đặc trưng cho thời gian chuyển sang trạng thái ổn lập mới của vận tốc góc:

$$\tau = -\frac{1}{\tilde{L}_p} = -\frac{2VI_x}{QSI_{ref}^2 C_{I_x}}. \quad (2.80)$$

Cần lưu ý ở đây:

$$\tilde{L}_p = \frac{\partial L / \partial p}{I_x}; \quad \tilde{L}_{\delta_z} = \frac{\partial L / \partial \delta_r}{I_x}. \quad (2.81)$$

Từ đó, giá trị vận tốc góc quay quanh trục ổn lập  $p_{zz}$  xác định như sau:

$$p_{zz} = -\frac{\tilde{L}_{\delta_z}}{\tilde{L}_p} \Delta \delta_r. \quad (2.82)$$

Việc xác định các tần số dao động của tên lửa theo công thức (2.75) và vận tốc quay quanh trục theo công thức (2.82) sẽ cho phép dự đoán các thời điểm và vị trí xảy ra hiện tượng cộng hưởng trên quỹ đạo bay của tên lửa.

### 2.3.3. Mô hình chất điểm

Để xây dựng quỹ đạo sơ bộ của tên lửa, ta sử dụng mô hình chất điểm. Đối với mô hình này, ta cần giả thiết rằng trục tên lửa luôn tiếp tuyến với quỹ đạo. Giả thiết này tương ứng với trường hợp lý tưởng, tên lửa bay trong môi trường không có nhiễu động. Khi đó ta có thể giải bài toán chuyển động của tên lửa giống như chuyển động của chất điểm trong không gian với lực khí động bằng lực cản trực diện. Phương trình cơ bản mô tả chuyển động của tên lửa trong mô hình chất điểm được viết dưới dạng:

$$\mathbf{F}_a + \mathbf{F}_T + m\mathbf{g} = m\ddot{\mathbf{r}}. \quad (2.83)$$

Trong đó:  $m$  là khối lượng tên lửa,  $\mathbf{r}$  là tọa độ của tên lửa trong hệ tọa độ tốc độ,  $\mathbf{F}_T$  là lực đẩy do động cơ tạo ra,  $\mathbf{F}_a$  là lực khí động học,  $\mathbf{g}$  là gia tốc trọng trường.

Mô hình chất điểm dựa trên phương trình động lực học đơn giản và là công cụ hữu ích để phân tích sơ bộ quỹ đạo tên lửa trong giai đoạn thiết kế ban đầu.

Phương trình (2.83) được giải theo phương pháp số dự đoán và chỉnh sửa (predictor-corrector method) với độ chính xác bậc 2 theo bước thời gian  $dt$ .

Trước hết ta biểu diễn vận tốc tên lửa bởi  $\mathbf{V} = \mathbf{V}(t) = \dot{\mathbf{r}}$ , phương trình (2.83) được viết lại như sau:

$$\dot{\mathbf{V}}(t) = \frac{\mathbf{F}_a(V, r)}{m(t)} + \frac{\mathbf{F}_T(t)}{m(t)} + \mathbf{g}. \quad (2.84)$$

Thực hiện tính dự đoán vận tốc và vị trí tại bước tính thứ  $k+1$  từ kết quả của bước tính thứ  $k$ :

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{V}}_{k+1} &= \mathbf{V}_k + \left( \frac{\mathbf{F}_a(\mathbf{V}_k, \mathbf{r})}{m_k} + \frac{\mathbf{F}_T(t)}{m_k} + \mathbf{g} \right) dt. \\ \tilde{\mathbf{r}}_{k+1} &= \mathbf{r}_k + \mathbf{V}_k dt. \end{aligned} \quad (2.85)$$

Giá trị dự đoán của vận tốc và vị trí sau đó được hiệu chỉnh:

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_{k+1} &= \mathbf{V}_k + \left( \frac{\mathbf{F}_a(\tilde{\mathbf{V}}_{k+1}, \mathbf{r}_{k+1})}{m_{k+1}} + \frac{1}{2} \frac{\mathbf{F}_a(\mathbf{V}_k, \mathbf{r}_k)}{m_k} + \frac{\mathbf{F}_T(t_{k+1})}{m_{k+1}} + \frac{\mathbf{F}_T(t_k)}{m_k} + 2\mathbf{g} \right) dt \\ \mathbf{r}_{k+1} &= \mathbf{r}_k + \frac{1}{2} (\tilde{\mathbf{V}}_{k+1} + \mathbf{V}_k) dt. \end{aligned} \quad (2.86)$$

## 2.4. Kết luận chương 2

Chương 2 của luận án đã trình bày một cách hệ thống và chi tiết về đối tượng nghiên cứu là tên lửa thăm dò, đồng thời xây dựng cơ sở lý thuyết và các mô hình tính toán phục vụ giải quyết các bài toán đặt ra trong luận án. Các nội dung chính có thể tóm tắt như sau:

- Giới thiệu đầy đủ về các tham số của tên lửa thăm dò, các hệ trục tọa độ được sử dụng, các yếu tố lực và mô-men tác dụng lên tên lửa, ... Các yếu tố bất đối xứng cùng với sự mô hình hóa của chúng đã được mô tả chi tiết và đưa vào khảo sát trong luận án.

- Mô hình tính toán khí động dựa trên phương pháp panel cùng với các công thức bán thực nghiệm cho phép mô hình hóa và xác định đầy đủ các bộ hệ số khí động lực học tên lửa thăm dò cho dải vận tốc lớn với thời gian tính

toán gần, trong đó bao gồm cả các thành phần khí động không dừng và mô-men cảm ứng quay quanh trục. Đặc biệt, phương pháp panel cho phép xử lý tốt các điều kiện biên trên bề mặt vật thể, như điều kiện không thấm, làm cho kết quả tính toán sát với thực tế hơn.

- Các mô hình động lực học bao gồm:

+ Mô hình 6 bậc tự do cho phép mô tả chính xác ảnh hưởng của sự thay đổi khối lượng, vị trí trọng tâm và các đặc tính quán tính khác trong quá trình bay. Ngoài ra, các yếu tố bất đối xứng có thể dễ dàng được mô hình hóa và đưa vào theo cách tiếp cận này thông qua giao diện của phần mềm thương mại.

+ Mô hình khảo sát chuyên động góc của tên lửa: cho phép phân tích chi tiết các vấn đề liên quan tới cộng hưởng động lực học của tên lửa khi xuất hiện các yếu tố bất đối xứng thông qua việc xây dựng và giải hệ phương trình vi phân liên quan đến chuyển động quay, từ đó xác định được góc tấn, góc trượt cạnh và tần số quay quanh trục. Đây là các tham số cần thiết cho việc nghiên cứu hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số.

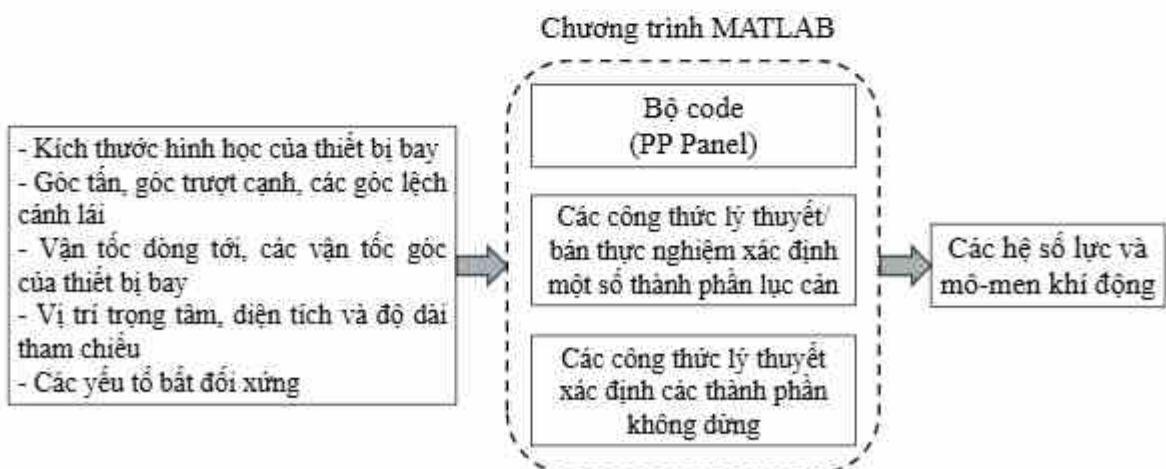
+ Mô hình động lực học chất điểm để xây dựng các thông số cơ bản của quỹ đạo bay.

### Chương 3. XÂY DỰNG CHƯƠNG TRÌNH TÍNH TOÁN, MÔ PHỎNG VÀ KIỂM CHỨNG

#### 3.1. Chương trình tính toán khí động và kiểm chứng

##### 3.1.1. Mô tả chương trình tính toán

Chương trình tính toán khí động lực học được mô tả theo sơ đồ trên Hình 3.1. Trong đó, chương trình tính toán theo phương pháp panel trình bày trong Chương 2 được xây dựng trên cơ sở bộ code mở phát triển bởi NASA và Boeing trong khoảng những năm 1966-1969 [74]. Bộ code được viết trên ngôn ngữ lập trình FORTRAN, cho phép người dùng khai báo các tham số hình học cơ bản của thiết bị bay và đưa ra một số hệ số khí động cơ bản bao gồm hệ số lực nâng, hệ số lực cản và mô-men chúc góc theo lý thuyết dòng thể tốc độ cao. Bộ code cũng giới hạn về số lượng panel được sử dụng khi xây dựng mô hình (dưới 100 panel). Nghiên cứu sinh và nhóm nghiên cứu đã xây dựng chương trình tính toán khí động lực học của tên lửa nói riêng và thiết bị bay nói chung trên cơ sở chỉnh sửa và cải tiến bộ code ban đầu, cho phép chương trình xuất ra đầy đủ các hệ số lực khí động tính toán theo lý thuyết dòng thể. Bên cạnh đó, mô hình cũng được mở rộng, không giới hạn về số lượng panel được sử dụng.



Hình 3.1. Sơ đồ khối của chương trình tính toán khí động cho tên lửa.

Các thành phần lực khí động không xác định được theo lý thuyết dòng thể (lực cản nhớt, lực cản đáy và các thành phần khí động không dừng) được bổ sung trong chương trình tính toán thông qua các công thức thực nghiệm và bán thực nghiệm.

Đầu vào của chương trình tính toán bao gồm các khai báo kích thước hình học của thiết bị bay, góc tấn, góc trượt cạnh, các góc lệch cánh lái, vận tốc dòng tới, các vận tốc góc của thiết bị bay, vị trí trọng tâm, diện tích và độ dài tham chiếu. Hình 3.2 thể hiện file dữ liệu khai báo đầu vào và hình ảnh của tên lửa được mô hình hóa theo phương pháp panel.

```

1  xyt=0.0111;
2  char=0.06;
3  mach=4.001;
4  rzhon=[1.200 0 0];
5  alpha=0;
6  beta=0;
7  omega=0;
8  omega=0;
9  omega=0;
10 u=0.95;
11 v=0;
12 w=0;
13 l body
14 4 rootlx=0;rootly=2.010;rootlz=0;rootlx=0;rticle=2.600;rticle=2.010;rticle=0.36;rticle=0;rticle=7;rticle=2;rticle=0;
15 4 rootlx=0;rootly=2.010;rootlz=0;rootlx=0;rticle=0.400;rticle=2.010;rticle=0.06;rticle=0.36;rticle=7;rticle=2;rticle=0;
16 4 rootlx=0;rootly=2.010;rootlz=0;rootly=2;rticle=0.430;rticle=2.010;rticle=0.36;rticle=0.301;rticle=7;rticle=2;rticle=0;
17 4 rootlx=0;rootly=2.010;rootlz=0;rootly=0;rticle=0.430;rticle=2.010;rticle=0.36;rticle=0.301;rticle=7;rticle=2;rticle=0;
18 1 line
19 4 rootlx=1.930;rootly=2.010;rootlz=0.06;rootlx=0;rticle=1.930;rticle=2.010;rticle=0.165;rticle=0;rticle=4;rticle=1;rticle=1;
20 4 rootlx=1.930;rootly=2.010;rootlz=0.165;rootlx=0;rticle=1.930;rticle=2.010;rticle=0.165;rticle=0;rticle=4;rticle=1;rticle=1;
21 4 rootlx=1.930;rootly=2.010;rootlz=-0.06;rootlx=0;rticle=1.930;rticle=2.010;rticle=-0.165;rticle=0;rticle=4;rticle=1;rticle=1;
22 4 rootlx=1.930;rootly=2.010;rootlz=0.06;rootlx=0;rticle=1.930;rticle=2.010;rticle=0.165;rticle=0;rticle=4;rticle=1;rticle=1;
23 4 rootlx=1.930;rootly=2.010;rootlz=0;rticle=1.930;rticle=2.010;rticle=0.165;rticle=0;rticle=4;rticle=1;rticle=1;
24 4 rootlx=1.930;rootly=2.010;rootlz=-0.06;rootly=0;rticle=1.930;rticle=2.010;rticle=-0.165;rticle=0;rticle=4;rticle=1;rticle=1;
25 4 rootlx=1.930;rootly=2.010;rootlz=0.165;rootly=0;rticle=1.930;rticle=2.010;rticle=0.165;rticle=0;rticle=4;rticle=1;rticle=1;

```



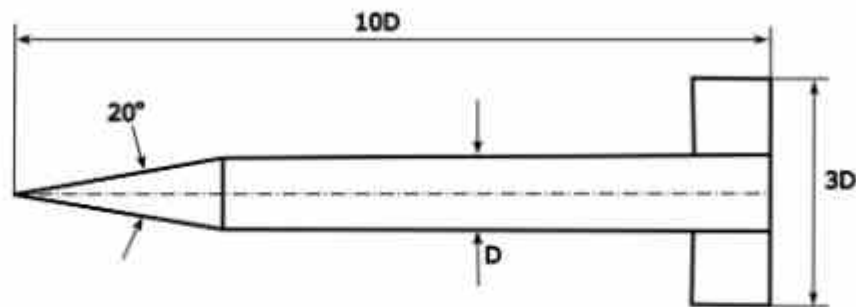
Hình 3.2. Khai báo dữ liệu khai báo đầu vào và hình ảnh của tên lửa được mô hình hóa theo phương pháp panel.

Chương trình được chạy trong môi trường MATLAB. Ở đây, MATLAB đóng vai trò biên dịch các file text dữ liệu đầu vào sang định dạng phù hợp với file chạy (.exe). Dữ liệu đầu ra dưới dạng phân bố áp suất được MATLAB đọc và tích phân để đưa ra các hệ số khí động tổng thể cho thiết bị bay.

Để tính toán nhanh các hệ số khí động trong dải vận tốc lớn, nghiên cứu sinh đã xây dựng module vòng lặp ngoài theo số Mach.

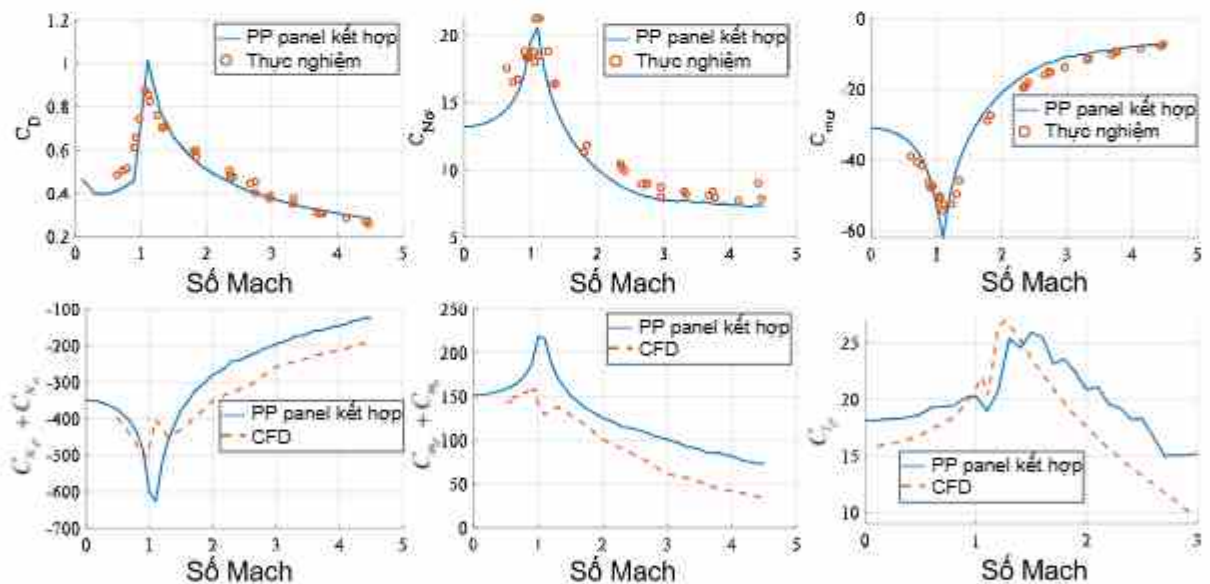
### 3.1.2. Kiểm chứng

Để kiểm chứng phương pháp và chương trình tính toán khí động, ta đưa vào mẫu tên lửa thăm dò đơn giản Finner (Hình 3. 3) và so sánh với kết quả thử nghiệm đã được trình bày trong [75, 76].



Hình 3. 3. Mô hình mẫu tên lửa Finner ( $D=3\text{ cm}$ ).

Trong phần này, các hệ số khí động được tính toán theo phương pháp panel [6, 22] kết hợp với các công thức lý thuyết bán thực nghiệm [25, 67, 68] đã được trình bày trong Chương 2 của luận án cho dải số Mach từ 0 tới 4,5.



Hình 3. 4. Kết quả tính toán và kiểm chứng các hệ số: lực cản, lực pháp tuyến, hệ số mô men chúc góc, các hệ số đạo hàm quay và hệ số mô men liệng.

Hình 3. 4 cho thấy sai số giữa tính toán và thực nghiệm tương đối nhỏ. Tại một số giá trị của số Mach (đặc biệt tại vùng cận âm), có thể xuất hiện sai số đáng kể, tuy nhiên xu hướng chung vẫn đảm bảo. Do đó, các hệ số khí động được xác

định theo phương pháp trên sẽ không gây ra những ảnh hưởng lớn khi đưa vào mô phỏng động lực học. Sai số của mô hình khí động quanh vùng cận âm cũng là hạn chế của phương pháp Panel, bởi đây là phương pháp dựa trên lý thuyết dòng thế, phương trình Prandtl-Glauert (2.21) sẽ có nghiệm kỳ dị.

### ***Kiểm chứng thành phần khí động không dừng***

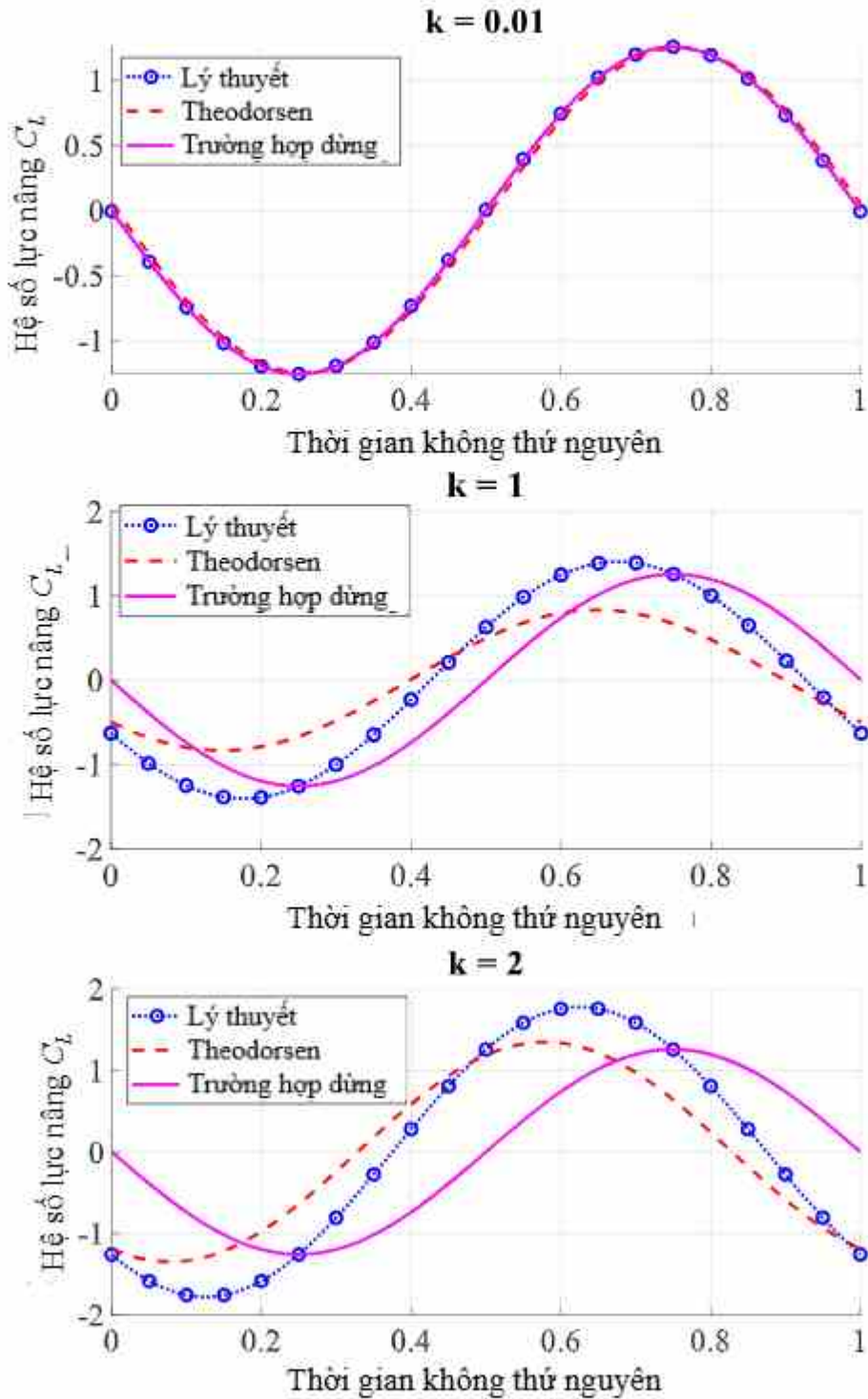
Để kiểm chứng kết quả tính toán khí động không dừng, nghiên cứu sinh tiến hành nghiên cứu bài toán một mẫu biên dạng cánh đối xứng với chiều dài dây cung  $c$  chuyển động lên xuống với tần số  $\omega$ . Khi đó, tần số rút gọn không thứ nguyên  $k$  được xác định theo công thức:

$$k = \frac{\omega c}{V}. \quad (3.1)$$

Nghiên cứu sinh sử dụng 3 phương pháp khác nhau bao gồm: phương pháp tính toán khí động theo lý thuyết dừng [25] và theo lý thuyết không dừng trình bày ở Chương 2. Phương pháp theo lý thuyết không dừng Theodorson [77] được dùng để kiểm chứng kết quả tính toán. Tiến hành khảo sát với các tần số rút gọn  $k$  khác nhau ta thu được các kết quả hệ số lực nâng như trong Hình 3. 5.

Kết quả tính toán cho thấy khi hệ số  $k$  rất nhỏ (tính không dừng thấp), cả 3 phương pháp cho kết quả gần như trùng khớp với nhau. Khi hệ số  $k$  lớn, kết quả theo các phương pháp khác nhau đã có sự khác biệt. Trong đó, khi  $k = 1$  hệ số lực nâng tính theo phương pháp hiện tại mặc dù chưa thực sự chính xác về mặt biên độ nhưng thể hiện được sự thay đổi về pha. Khi  $k = 2$ , phương pháp hiện tại cho kết quả gần với kết quả chính xác theo lý thuyết của Theodorsen [77]. Trong cả 2 trường hợp  $k = 1$  và  $k = 2$ , phương pháp dựa trên lý thuyết khí động dừng cho kết quả sai lệch lớn. Kết quả nghiên cứu cho thấy với giá trị tần số rút gọn càng lớn ảnh hưởng của tính không dừng tăng lên. Khi đó, mô hình khí động không dừng đưa ra kết quả gần với kết

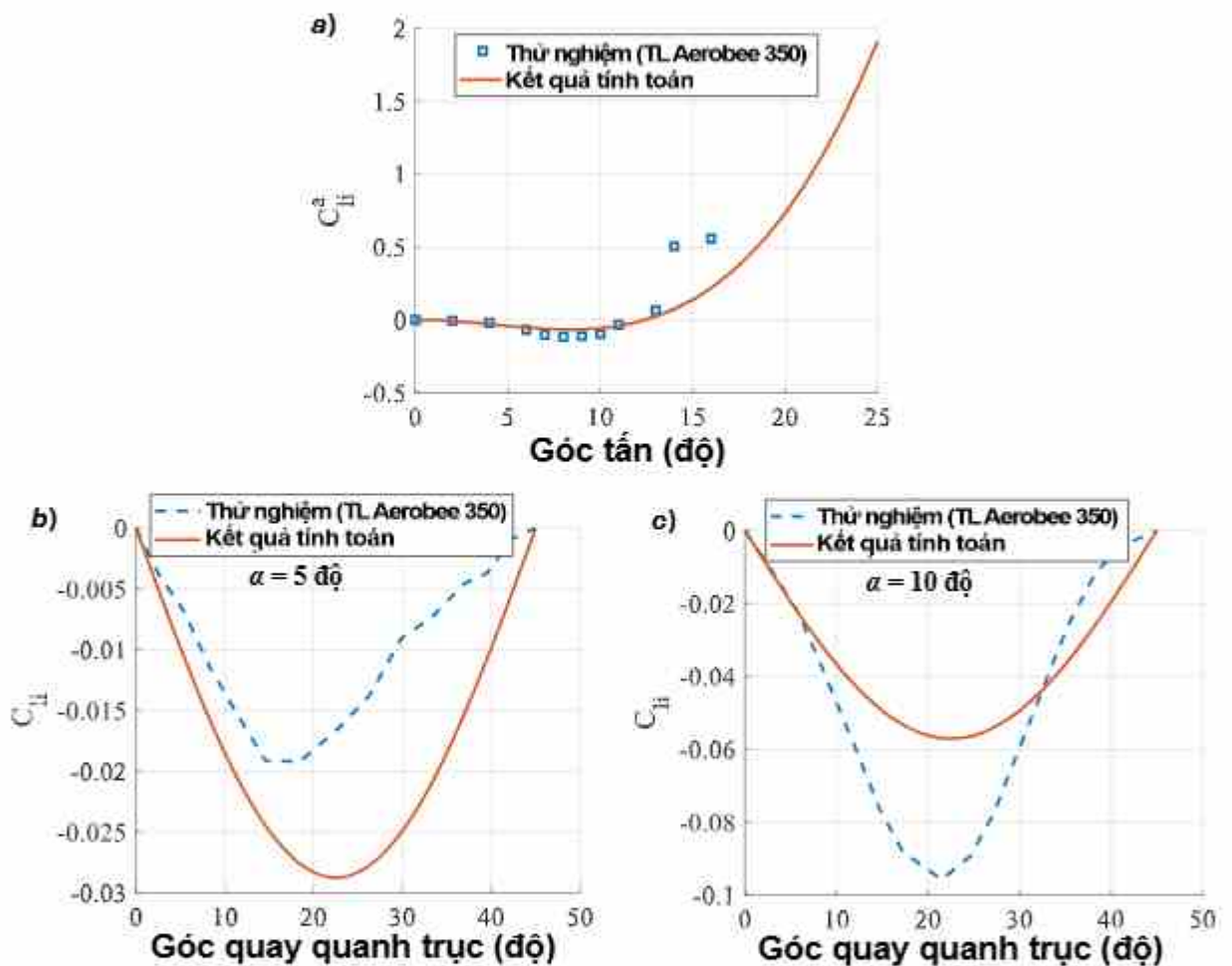
quả chính xác theo lý thuyết của Theodorsen (Hình 3. 5). Điều này khẳng định vai trò của thành phần khí động không dừng phải tính đến khi tần số dao động  $\omega$  lớn.



Hình 3. 5. So sánh hệ số lực nâng tính theo các phương pháp khác nhau.

### Kiểm chứng mô-men cảm ứng quanh trục dọc

Phương pháp tính hệ số mô-men khí động xoay quanh trục cảm ứng ở trên được kiểm chứng với kết quả thử nghiệm cho tên lửa Aerobee 350 [69] và được biểu diễn trong Hình 3. 6. Cần lưu ý rằng, độ dài và diện tích đặc trưng sử dụng trong phương trình (2.36) cho so sánh kiểm chứng lần lượt là đường kính và diện tích mặt cắt của thân.



Hình 3. 6. Kiểm chứng giá trị mô-men cảm ứng với kết quả thực nghiệm [69]

Kết quả kiểm chứng cho thấy đa thức xấp xỉ có đồ thị rất gần với các điểm thực nghiệm, do đó, có thể sử dụng đa thức này làm công thức tính hệ số mô-men cảm ứng quanh trục dọc cho mô hình tên lửa thăm dò trong luận án. Hình 3. 6 đưa ra kết quả kiểm chứng cho biên độ của hệ số mô-men cảm ứng quanh trục dọc cho

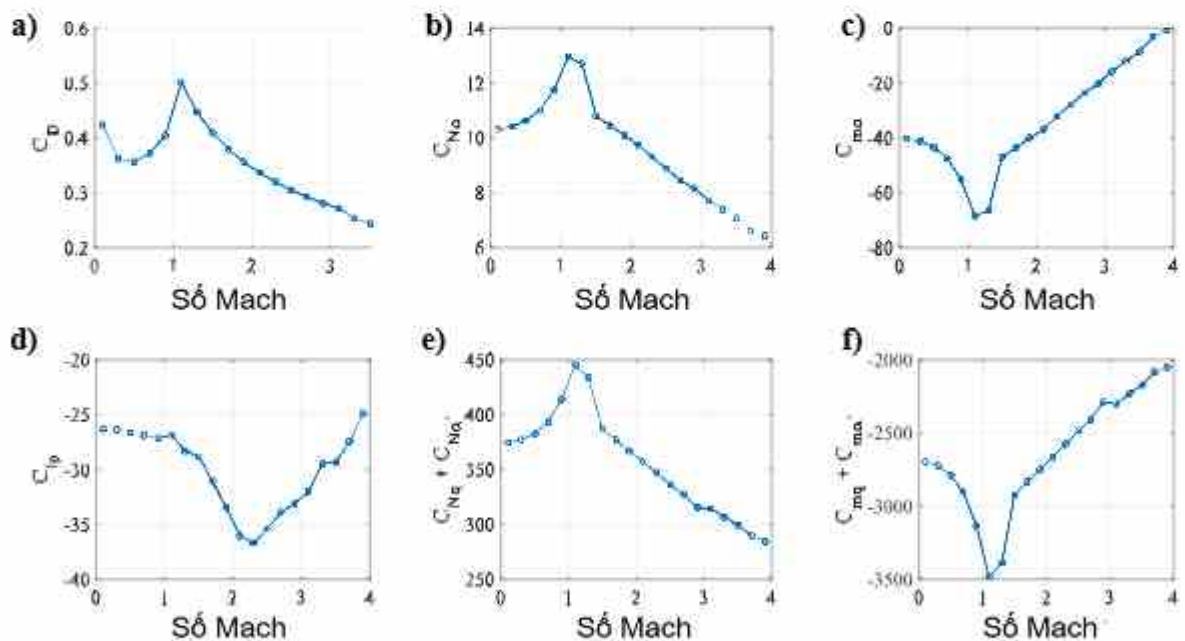
mẫu tên lửa Aerobee 350 (Hình 3. 6a), và kết quả kiểm chứng cho sự phụ thuộc của hệ số mô-men cảm ứng quanh trục dọc vào góc quay quanh trục khi  $\alpha = 5$  độ (Hình 3. 6b) và khi  $\alpha = 10$  độ (Hình 3. 6c). Các đường tính toán khá sát với các điểm thực nghiệm cho thấy độ tin cậy của phương pháp.

### 3.2. Chương trình tính toán, mô phỏng động lực học và kiểm chứng

Trong luận án này, chương trình tính toán, mô phỏng được xây dựng cho mẫu rút gọn của tên lửa TV-02 (Hình 2. 1). Việc kiểm chứng được thực hiện bằng cách so sánh kết quả mô phỏng với kết quả tính toán lý thuyết và một số dữ liệu từ thử nghiệm bắn bay.

#### 3.2.1. Chương trình tính toán động lực học theo cách tiếp cận lý thuyết

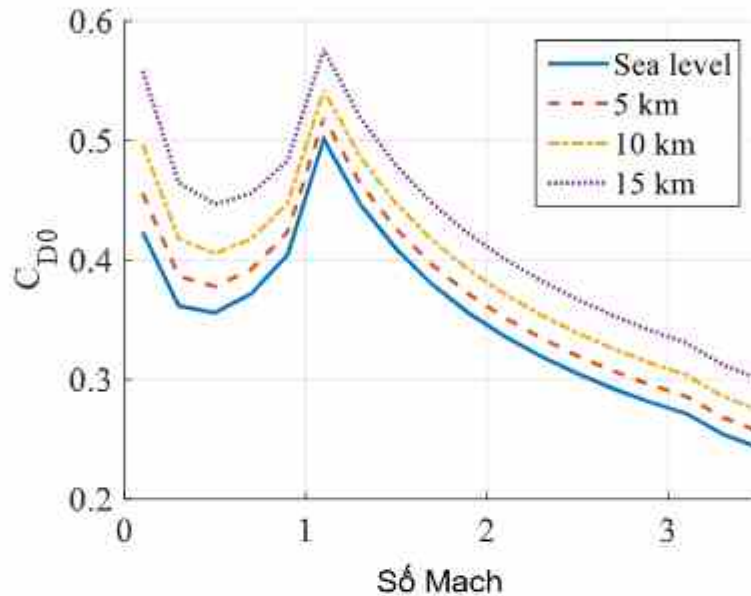
Trước hết, áp dụng phương pháp tính toán khí động cho mô hình tên thăm dò đã nêu trong luận án, ta xác định được các hệ số khí động được thể hiện trên Hình 3. 7.



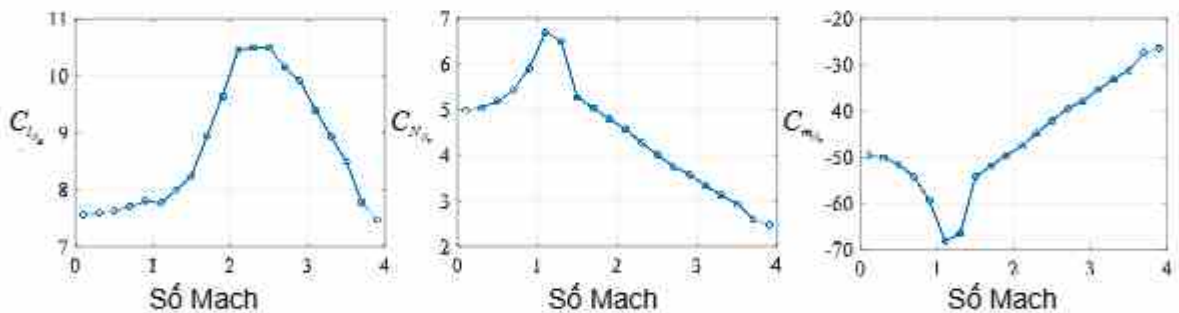
Hình 3. 7. Kết quả tính toán các hệ số khí động tên lửa thăm dò

Cần lưu ý rằng hệ số lực cản chính diện được trình bày ở Hình 3. 7 tương ứng với trường hợp bay ở độ cao ngang mực nước biển. Với các độ

cao khác nhau, hệ số này thay đổi như trong Hình 3. 8. Một số thành phần khí động không dùng còn lại được thể hiện trên Hình 3. 9, bao gồm: Đạo hàm hệ số mô-men quay quanh trục theo góc bất đối xứng khí động  $\delta_a$ , đạo hàm hệ số lực pháp tuyến và đạo hàm hệ số mô-men chúc góc theo góc lệch cánh đuôi  $\delta_r$ .

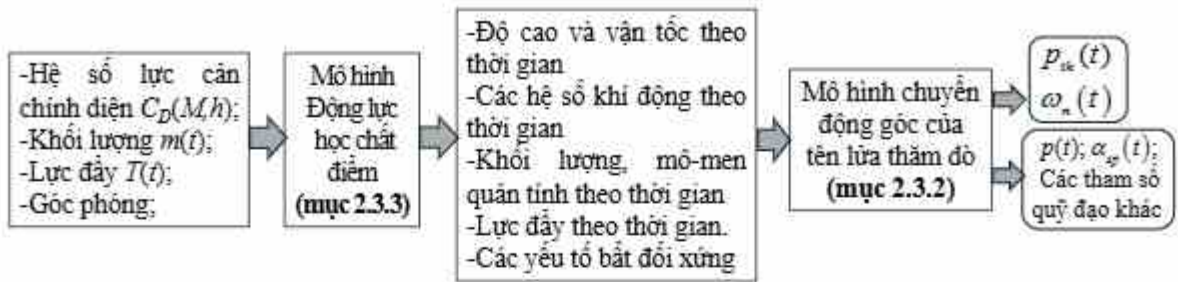


Hình 3. 8. Hệ số lực cản chính diện của tên lửa thăm dò ở các độ cao khác nhau.



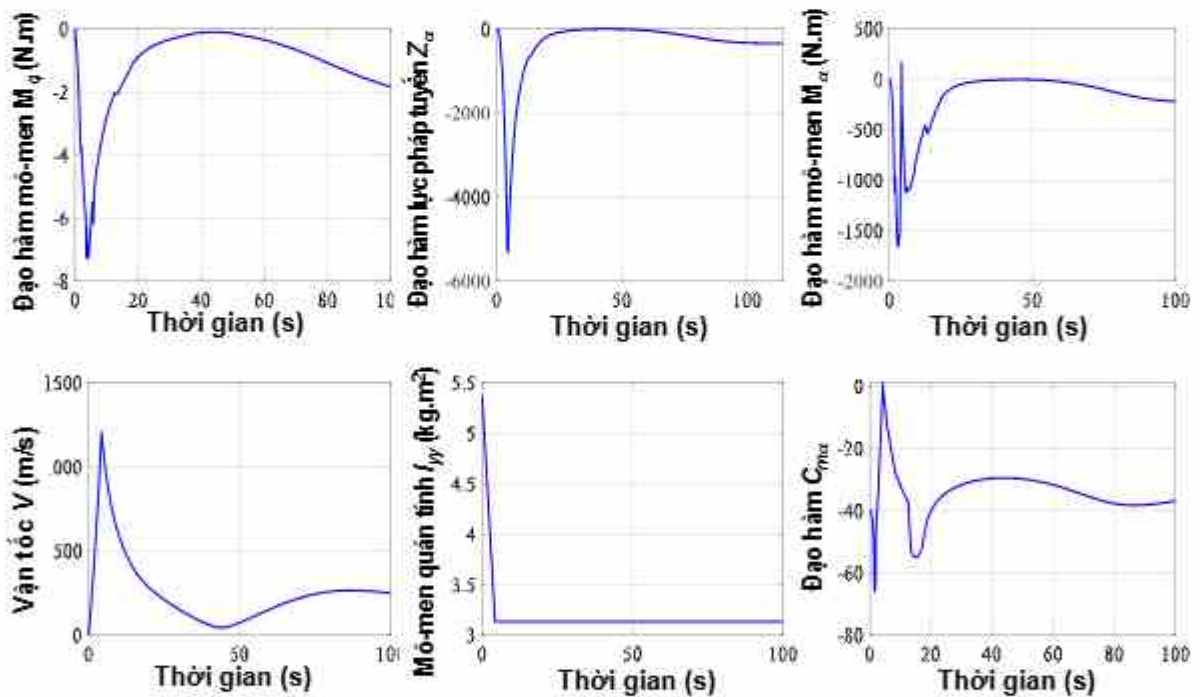
Hình 3. 9. Các đạo hàm của hệ số mô-men quay quanh trục, hệ số lực pháp tuyến và hệ số mô-men chúc góc.

Cách tiếp cận lý thuyết trong nghiên cứu động lực học bay của tên lửa thăm dò được thể hiện trên sơ đồ tính toán trên Hình 3. 10 với ba chương trình được xây dựng trên phần mềm Matlab tương ứng với cơ sở lý thuyết được đưa ra trong các mục 2.3.1, 2.3.2 và 2.3.3.



Hình 3. 10. Sơ đồ nguyên lý tính toán theo cách tiếp cận lý thuyết.

Dựa trên các tham số đầu vào bao gồm hệ số lực cản chính diện, khối lượng, lực đẩy và góc phóng, ta xây dựng chương trình tính toán động lực học bay theo mô hình chất điểm trên phần mềm Matlab (theo mục 2.3.1). Mô hình này cho phép xác định các tham số quỹ đạo sơ bộ (độ cao, vận tốc), các hệ số khí động, khối lượng, mô-men quán tính, lực đẩy theo thời gian (Hình 3. 11).



Hình 3. 11. Các tham số động lực học theo mô hình chất điểm.

Sau đó, các tham số này được đưa vào mô hình lý thuyết để tính toán tần số dao động của tên lửa  $\omega_{res}$  và tần số quay quanh trục  $p_{ik}$  (theo mục 2.3.2). Các giá trị này được sử dụng cho việc dự đoán các thời điểm xảy ra cộng hưởng và nghiên cứu hiện tượng khóa tần số của tên lửa thăm dò. Tiếp theo, chúng ta xây

dựng chương trình Matlab để giải hệ phương trình vi phân (2.58) theo phương pháp số (mục 2.3.3) để tìm giá trị của góc tấn, góc trượt cạnh và vận tốc góc quay quanh trục theo thời gian. Qua đó, có thể đưa ra các đánh giá định lượng về hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số đối với đối tượng tên lửa thăm dò trong luận án.

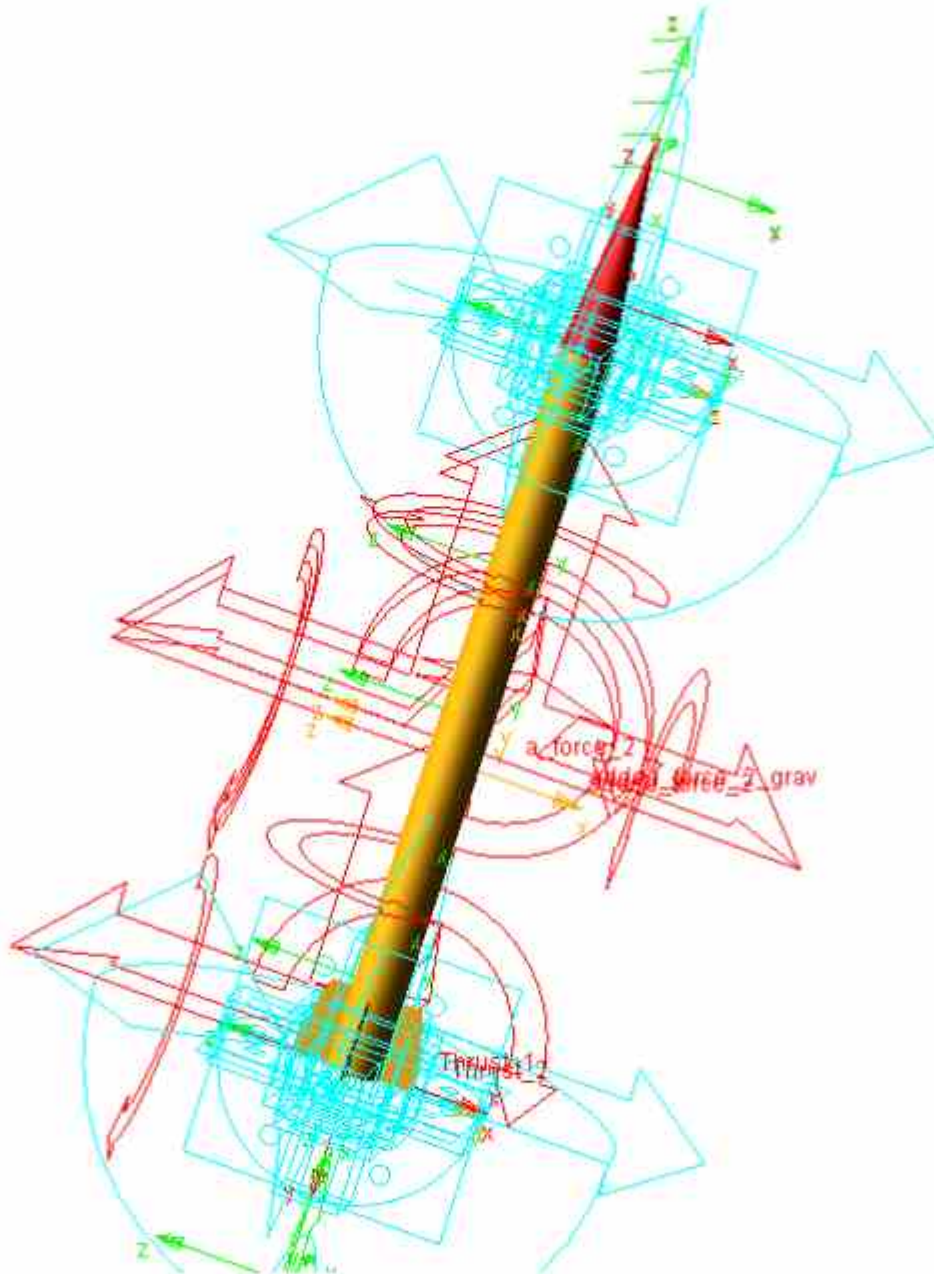
Trong chương trình Matlab, ta có thể đưa vào các yếu tố bất đối xứng (khí động, khối lượng và lực đẩy) cùng với việc thay đổi các góc  $\delta$  khác nhau, ta có thể đi sâu nghiên cứu hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số. Ngoài ra, yếu tố mô-men cảm ứng quay quanh trục có thể xem xét đến như một tác nhân có thể gây ra hiện tượng khóa tần số. Do đó, ta có thể xét trường hợp có và không có mô-men này, từ đó đưa ra đánh giá và nhận xét chính xác.

### **3.2.2. Xây dựng chương trình mô phỏng động lực học bay 6 bậc tự do**

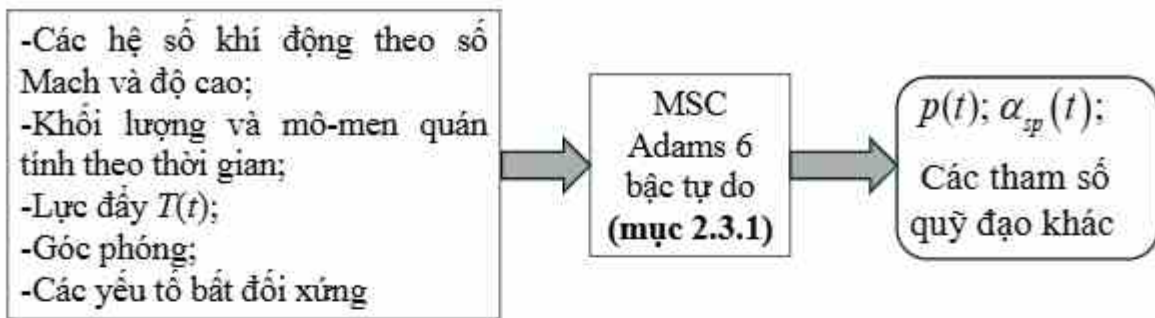
Chương trình mô phỏng động lực học bay của tên lửa được xây dựng theo mô hình 6 bậc tự do (đã trình bày ở mục 2.4) với các hệ số lực và mô-men khí động được xác định theo các đồ thị trên hình 3.6+3.8. Các hệ phương trình chuyển động (2.52) và (2.55) được giải bằng cách sử dụng bộ giải động lực học của phần mềm MSC Adams. Các thành phần liên quan đến sự thay đổi khối lượng, quán tính được thể hiện dưới dạng các ngoại lực tác dụng lên cơ hệ. Các ngoại lực này phụ thuộc theo thời gian và giá trị các tham số động lực học của tên lửa trong quá trình bay. Phần mềm MSC Adams sử dụng phương pháp dự đoán và hiệu chỉnh để giải hệ phương trình vi phân: sau mỗi bước tính toán, nếu sai số vượt ngưỡng cho phép thì bước thời gian sẽ được điều chỉnh. Quá trình lặp lại cho đến khi sai số nằm trong ngưỡng cho phép; sau đó, chương trình sẽ chuyển sang bước thời gian tiếp theo.

Mô hình tên lửa được xây dựng trong phần mềm MSC Adams (Hình 3. 12); được khai báo đầy đủ về kích thước, khối lượng, mô men quán tính, mối liên kết, lực đẩy; các hệ số khí động được nhập vào thông qua code Fortran, được biên dịch thành file thư viện động (.dll).

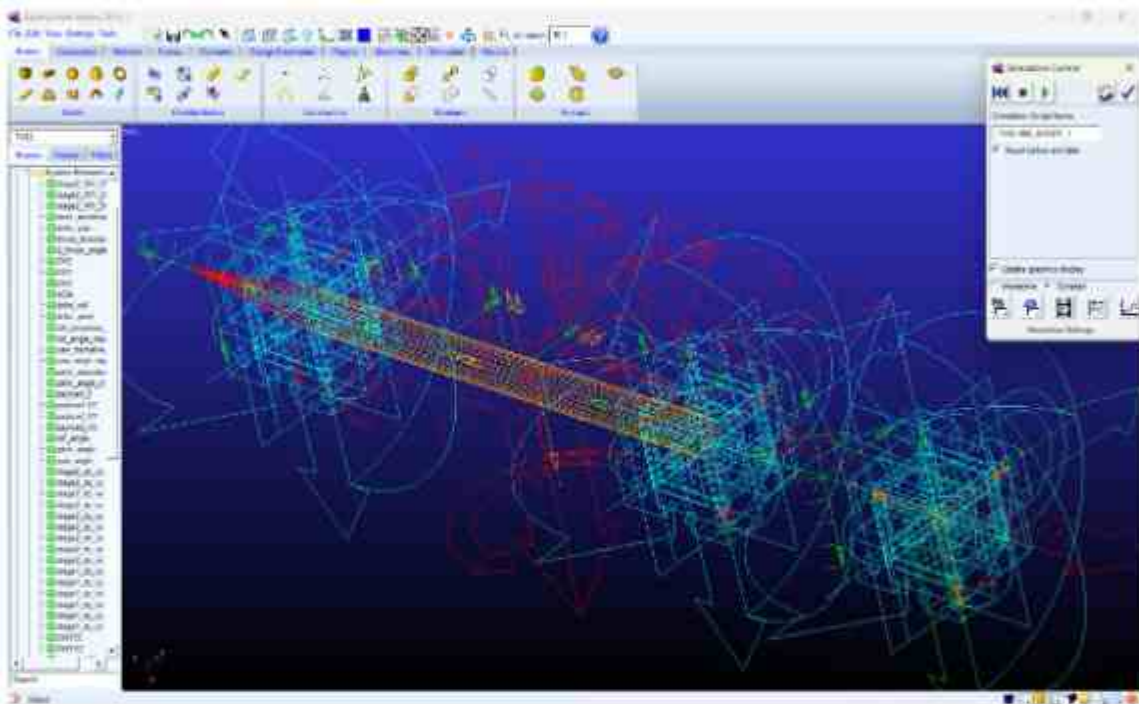
Chương trình mô phỏng bay và giao diện của nó được biểu diễn trên Hình 3. 13 và Hình 3. 14, với các thông số đầu vào là các yếu tố bất đối xứng cùng với dữ liệu khí động học và động lực học, hình học, khối lượng, quán tính, các ràng buộc và lực đẩy động cơ. Sau khi tính toán, ta nhận được quỹ đạo tên lửa theo thời gian và các tham số động lực học.



Hình 3. 12. Mô hình tên lửa thăm dò được xây dựng trong phần mềm MSC Adams.



Hình 3. 13. Sơ đồ nguyên lý tính toán theo cách tiếp cận mô phỏng bay.



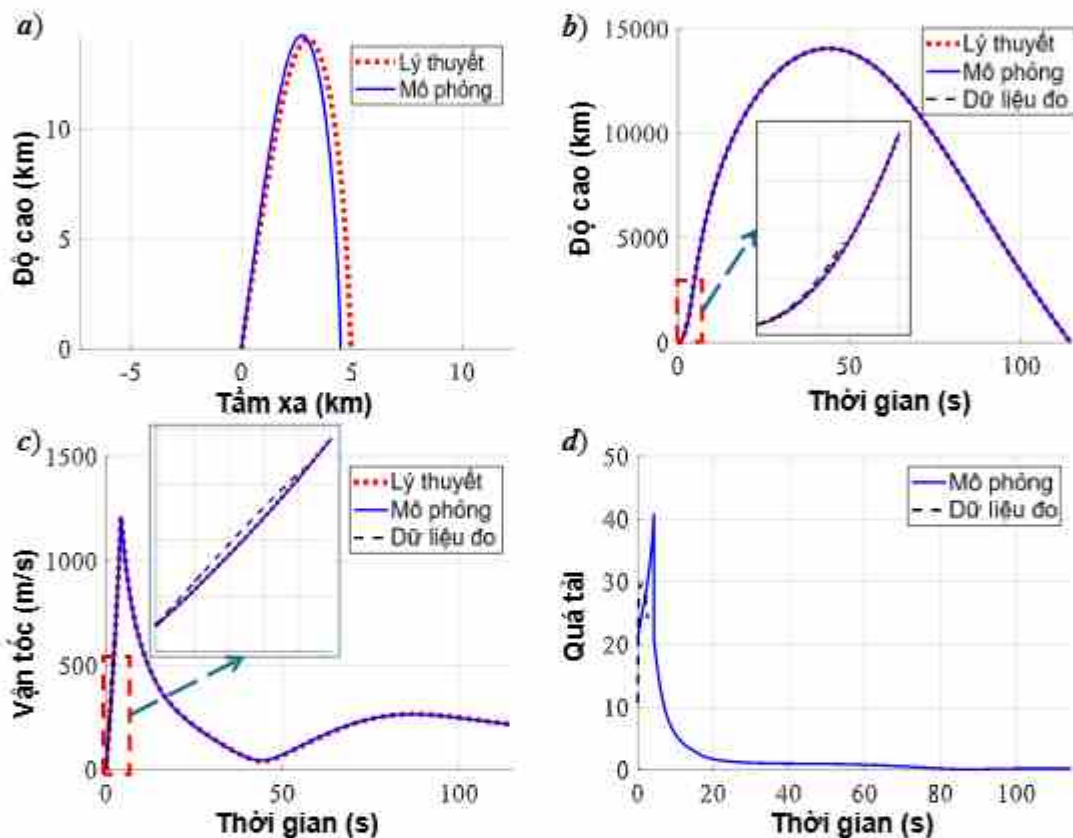
Hình 3. 14. Giao diện phần mềm MSC Adams.

### 3.2.3. Kiểm chứng tính toán, mô phỏng động lực học bay

Để kiểm chứng độ tin cậy của các phương pháp tính toán, mô phỏng động lực học, trước hết ta so sánh kết quả quỹ đạo thu được từ mô hình chất điểm được lập trình tính toán trên MATLAB và mô hình mô phỏng 6 bậc tự do xây dựng trên phần mềm MSC Adams với dữ liệu đo được trong quá trình phóng của tên lửa thăm dò TV-02 (Hình 3. 15).

Dữ liệu quỹ đạo tương đối trùng khớp giữa các mô hình tính toán và dữ liệu phóng cho thấy độ tin cậy của phương pháp nghiên cứu được áp dụng trong luận án. Hình 3. 15a cho thấy đồ thị quỹ đạo theo lý thuyết và mô phỏng khá

sát nhau, còn hình Hình 3. 15b thể hiện sự biến đổi vận tốc theo thời gian và Hình 3. 15c thể hiện sự biến đổi độ cao theo thời gian dựa trên phương pháp lý thuyết và mô phỏng được so sánh với kết quả phóng thực nghiệm tên lửa. Hình 3. 15d thể hiện sự so sánh quá tải pháp tuyến của tính toán mô phỏng và dữ liệu đo. Có thể nói các kết quả thực nghiệm (tuy không đầy đủ) khá trùng khớp với tính toán lý thuyết cũng khẳng định sự đúng đắn của phương pháp.



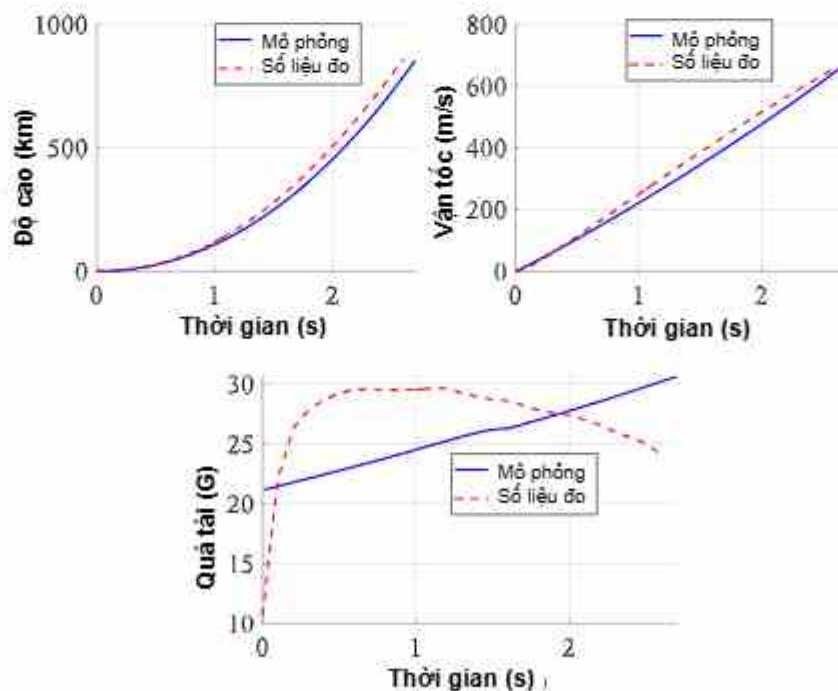
Hình 3. 15. Quỹ đạo sơ bộ của tên lửa

Bảng 3.1 trình bày kết quả đối chiếu các tham số quỹ đạo đặc trưng (độ cao lớn nhất, tầm xa, vận tốc lớn nhất và quá tải lớn nhất) giữa mô hình lý thuyết và mô hình mô phỏng trong điều kiện  $\delta_r = 0.0$  độ,  $\delta_a = 0.0$  độ. Kết quả cho thấy sai số tương đối giữa hai phương pháp đều nhỏ (dưới 3%), chứng tỏ mô hình mô phỏng đã tái hiện chính xác các quy luật động lực học cơ bản của chuyển động tên lửa. Điều này khẳng định tính đúng đắn trong việc xây dựng mô hình cũng như phương pháp tính toán được sử dụng.

Bảng 3.1. So sánh các tham số quỹ đạo tính toán theo mô hình lý thuyết và mô phỏng khi  $\delta_r = 0.0$  độ,  $\delta_a = 0.0$  độ.

Tham số	Lý thuyết	Mô phỏng	Sai số (%)
Độ cao lớn nhất (km)	14,15	14,05	-0,71
Tâm xa (km)	4,95	5,06	2,22
Vận tốc lớn nhất (m/s)	1225	1223	-0,16
Quá tải lớn nhất (G)	41,02	40,84	-0,44

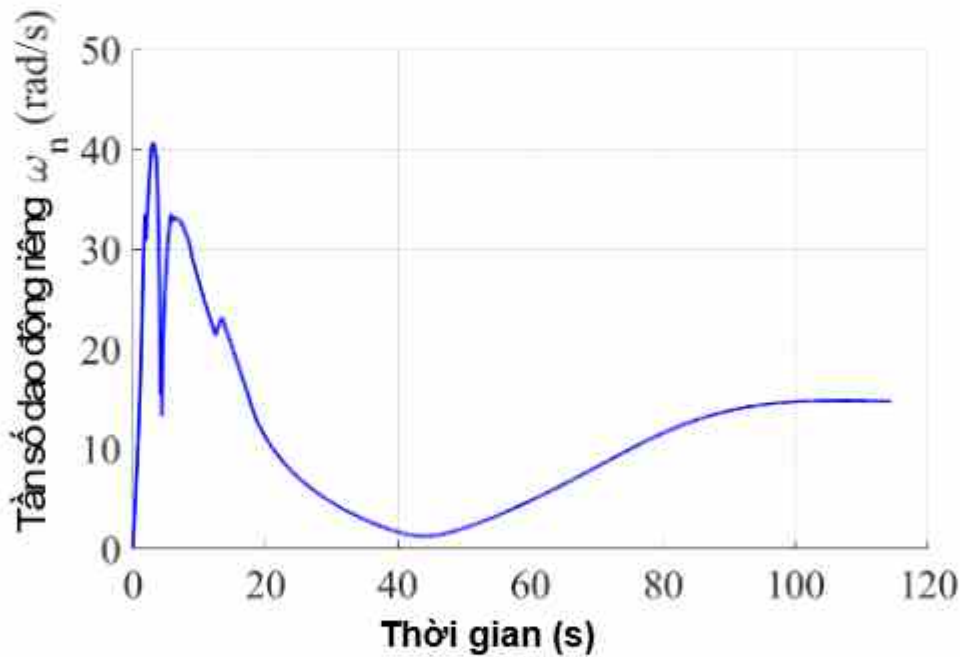
Tiếp theo, tiến hành kiểm chứng kết quả tính toán một số tham số động lực học của mô hình mô phỏng với dữ liệu đo đạc trong khoảng thời gian 0÷2,5 s. Kết quả thể hiện trên Hình 3. 16 cho thấy các đồ thị mô phỏng của độ cao và vận tốc bám sát tốt số liệu đo trong toàn bộ khoảng khảo sát, phản ánh khả năng mô tả đúng quy luật biến thiên của mô hình đối với các tham số quỹ đạo cơ bản. Sau 2,5 s tính từ thời điểm phóng, sai số giữa mô phỏng và thử nghiệm là 12,5 % đối với độ cao và 4,86 % đối với vận tốc tên lửa.



Hình 3. 16. So sánh tham số động lực học của tên lửa TV-02 giữa dữ liệu mô phỏng và số liệu đo

Đối với quá tải, mặc dù tồn tại sai khác nhất định giữa kết quả mô phỏng và dữ liệu đo, xu thế biến thiên tổng thể vẫn tương đối phù hợp. Sai lệch này có thể được lý giải bởi đặc điểm của giai đoạn bay tích cực, khi tên lửa chịu dao động mạnh làm cho thiết bị đo bị rung lắc đáng kể, từ đó ảnh hưởng đến độ ổn định và độ chính xác của tín hiệu đo quá tải. Vì vậy, có thể nhận thấy rằng mô hình mô phỏng vẫn bảo đảm độ tin cậy cần thiết trong việc phản ánh các đặc trưng động lực học chủ yếu của tên lửa trong giai đoạn đầu của quỹ đạo bay.

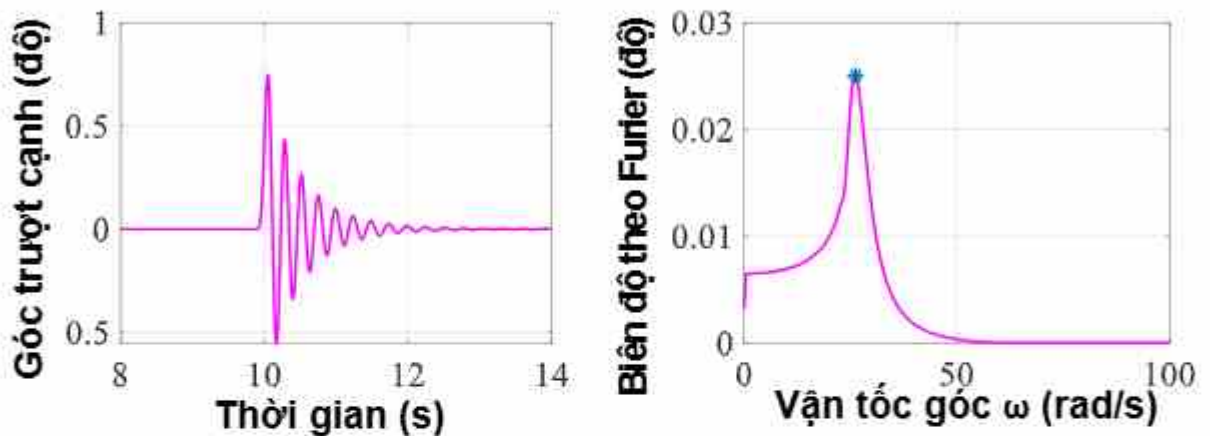
Như vậy, có thể khẳng định rằng mô hình mô phỏng được xây dựng có độ tin cậy cao, đủ khả năng sử dụng làm công cụ nghiên cứu cho các bài toán phân tích sâu hơn về ảnh hưởng của các yếu tố bất đối xứng, cũng như hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số trong các chương tiếp theo của luận án.



Hình 3. 17. Giá trị tính toán lý thuyết của tần số dao động riêng  $\omega_n$  theo thời gian bay của tên lửa.

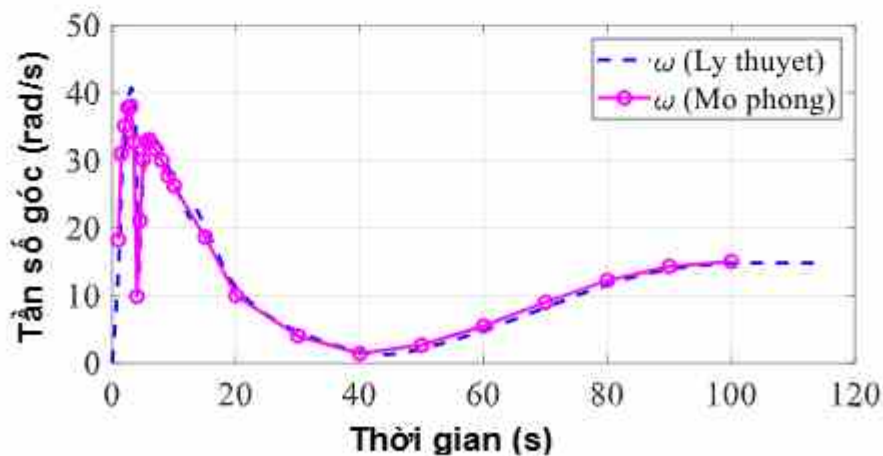
Dựa trên quỹ đạo lý thuyết (Hình 3. 15), xác định được sự thay đổi của tần số dao động riêng của tên lửa theo công thức (2.75) và được biểu diễn trong Hình 3. 17. Tần số dao động thực của tên lửa trong mô hình mô phỏng có thể được xác định thông qua phép biến đổi Fourier. Khi đó, xung lực nhỏ theo

phương vuông góc với trục của tên lửa được tác động để tạo dao động. Đáp ứng góc trượt cạnh được lựa chọn để phân tích phổ, xác định tần số dao động (Hình 3. 18). Tần số dao động tương ứng với vị trí đỉnh của biên độ trong biến đổi Fourier như được biểu diễn trong hình trên.



Hình 3. 18. Dao động góc trượt cạnh và biên độ trong phân tích Fourier tại thời điểm 10 giây.

Hình 3. 19 biểu diễn các giá trị tần số dao động của tên lửa được tính theo mô hình lý thuyết và mô phỏng 6 bậc tự do thông qua phép biến đổi Fourier. Kết quả cho thấy sự thống nhất giữa kết quả lý thuyết và mô phỏng. Điều đó khẳng định độ tin cậy của cả hai mô hình trong việc xác định các tần số dao động của tên lửa thăm dò.



Hình 3. 19. Sự thay đổi theo thời gian của tần số dao động xác định theo mô hình lý thuyết và mô phỏng.

### 3.3. Kết luận chương 3

Trong chương 3, nghiên cứu sinh đã xây dựng hệ thống mô hình và chương trình tính toán phục vụ nghiên cứu động lực học tên lửa thăm dò, đồng thời tiến hành kiểm chứng một cách có hệ thống các phương pháp đã đề xuất. Các kết quả chính đạt được như sau:

- Xây dựng chương trình tính toán các hệ số khí động dựa trên phương pháp panel và tiến hành kiểm chứng trên cấu hình tên lửa đơn giản Finner thông qua so sánh với các kết quả thực nghiệm đã công bố. Các thành phần khí động không dùng được kiểm chứng bằng lý thuyết Theodorsen, trong khi mô-men cảm ứng quay quanh trục được kiểm chứng thông qua dữ liệu thực nghiệm của tên lửa Aerobee 350, qua đó khẳng định độ tin cậy của mô hình khí động được xây dựng.

- Phát triển các chương trình tính toán động lực học trên Matlab, bao gồm: mô hình chất điểm để xác định quỹ đạo sơ bộ và các tham số động lực học; chương trình xác định tần số dao động riêng và tần số quay quanh trục dựa trên các biểu thức lý thuyết, cho phép dự đoán các thời điểm có khả năng xảy ra cộng hưởng; đồng thời xây dựng công cụ tính toán phục vụ phân tích mối quan hệ giữa hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số.

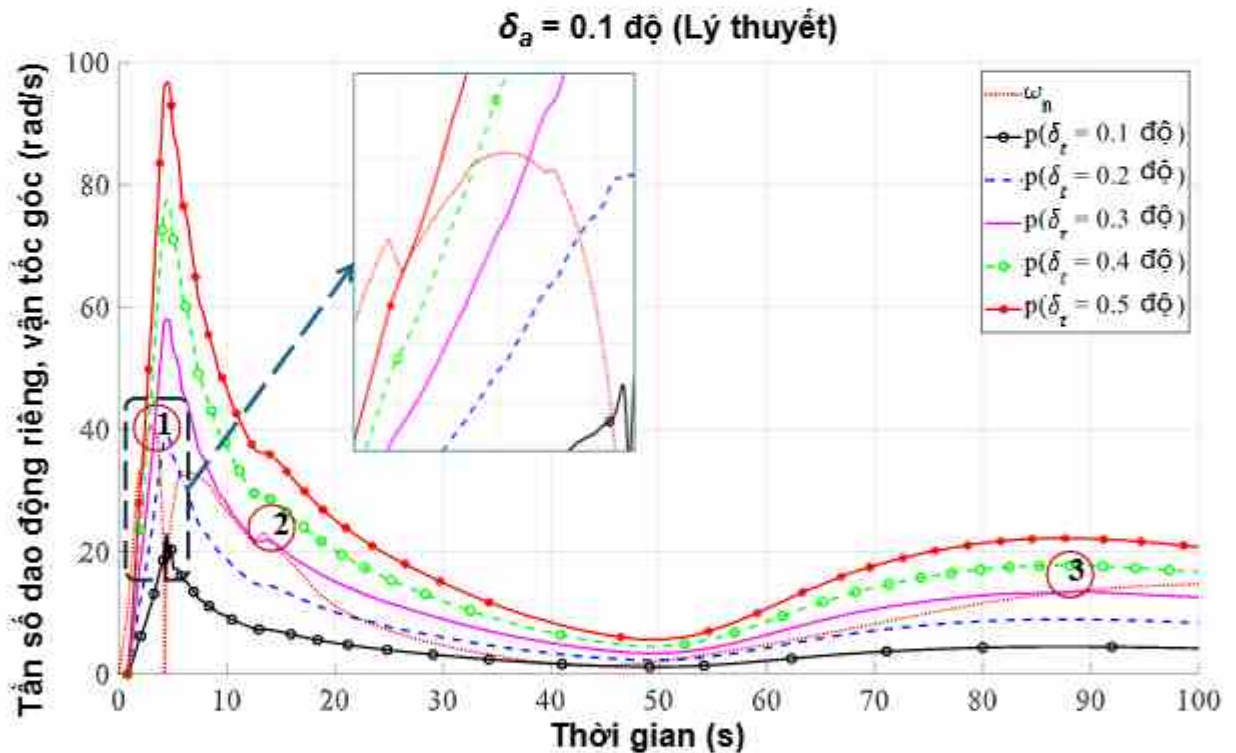
- Xây dựng mô hình mô phỏng động lực học bay của tên lửa thăm dò TV-02 trên phần mềm MSC Adams. Kết quả mô phỏng được so sánh có hệ thống với các kết quả tính toán từ các mô hình lý thuyết, qua đó đánh giá mức độ phù hợp và phạm vi áp dụng của từng phương pháp.

- Kết quả kiểm chứng cho thấy sự thống nhất tốt giữa mô phỏng số và các mô hình lý thuyết trong phần lớn các trường hợp khảo sát. Điều này khẳng định tính đúng đắn của cách tiếp cận, đồng thời chứng minh rằng các phương pháp và công cụ được xây dựng có đủ độ tin cậy để sử dụng cho các nghiên cứu sâu hơn về ảnh hưởng của các yếu tố bất đối xứng và hiện tượng cộng hưởng trong các chương tiếp theo.

## Chương 4. PHÂN TÍCH CỘNG HƯỞNG GIỮA DAO ĐỘNG DO SỰ BẤT ĐỐI XỨNG VÀ CHUYỂN ĐỘNG QUAY QUANH TRỤC

### 4.1. Xác định thời điểm cộng hưởng

Trước hết, ta xét các trường hợp góc đặt lệch cánh đuôi tạo chuyển động quay quanh trục  $\delta_r$  (Hình 2.2) nhận các giá trị lần lượt là 0.1; 0.2; 0.3; 0.4 và 0.5 độ. Dựa trên kết quả phân tích theo phương pháp lý thuyết tính toán tần số dao động và vận tốc góc quay quanh trục (mục 2.3.2) dựa trên dữ liệu quỹ đạo thu được từ mô hình động lực học chất điểm (mục 2.3.1), ta có thể tính toán và xây dựng được đồ thị theo thời gian của vận tốc góc quay quanh trục  $p(t)$  ứng với các giá trị khác nhau của  $\delta_r$  và đồ thị tần số dao động riêng  $\omega_n(t)$  như trong Hình 4.1.



Hình 4. 1. Tần số dao động riêng và vận tốc góc quay quanh trục  
với các giá trị  $\delta_r$  khác nhau.

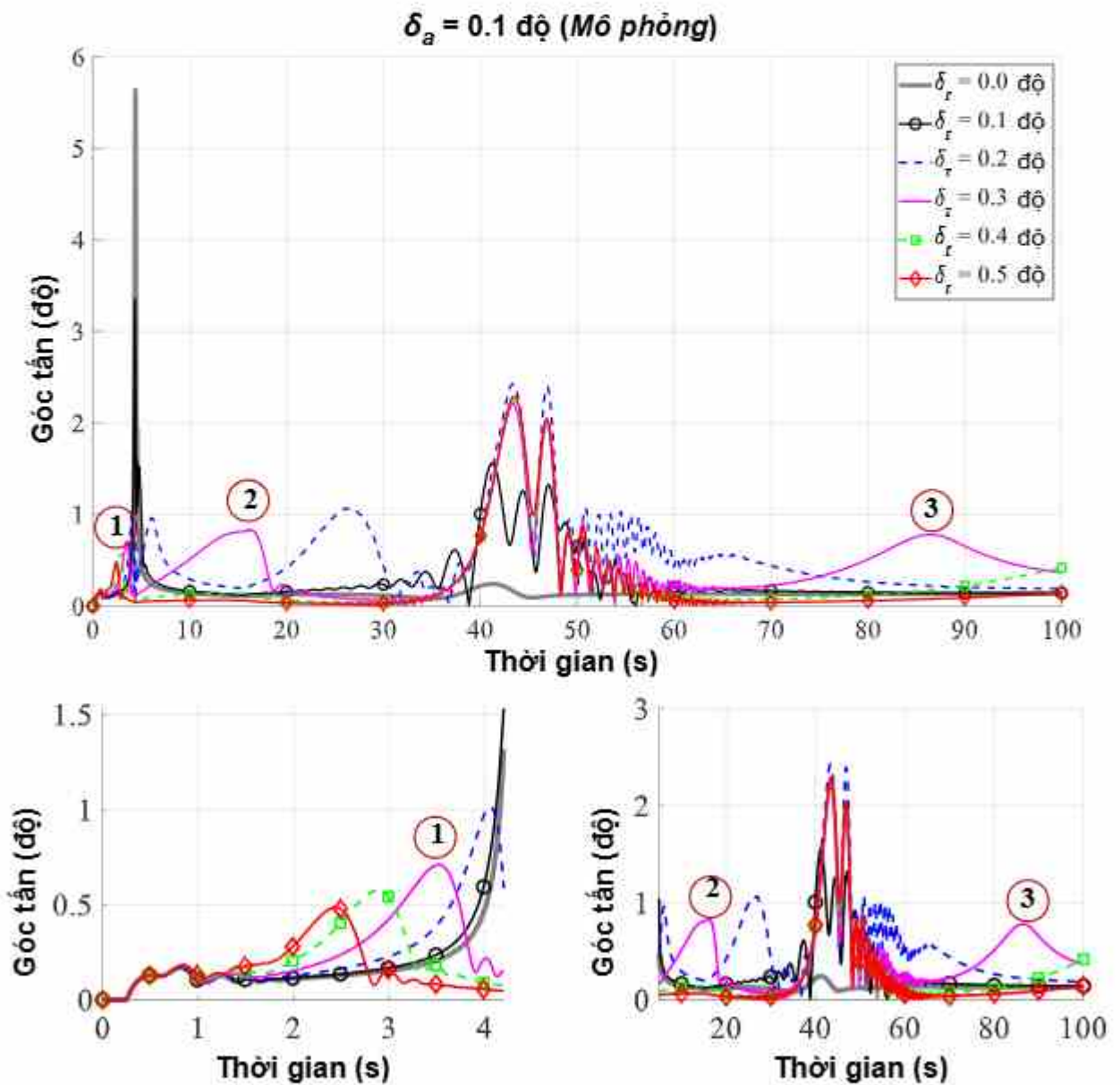
Kết quả tính toán cho thấy các đồ thị  $p(t)$  ứng với  $\delta_r = 0.1 \div 0.5$  độ lần lượt giao cắt với đường  $\omega_n(t)$  tại các điểm khác nhau trong khoảng thời gian động cơ làm việc 0 ÷ 4.2 s. Có thể nhận thấy rằng khi góc  $\delta_r$  càng lớn, vị trí giao cắt xuất

hiện càng sớm. Cần lưu ý rằng vị trí giao cắt giữa  $p(t)$  và  $\omega_n(t)$  là các điểm nghi ngờ xuất hiện hiện tượng cộng hưởng động lực học. Sau khi động cơ ngừng hoạt động (sau 4.25 s), chỉ xuất hiện giao cắt giữa đường  $\omega_n(t)$  và đồ thị  $p(t)$  ứng với  $\delta_r = 0.2$  và  $0.3$  độ. Trong hai điểm giao cắt của đường  $p(t)$  ứng với  $\delta_r = 0.2$  độ, có một điểm gần với thời điểm tên lửa quay đầu chuyển động xuống dưới. Đây là giai đoạn phức tạp, nhưng ít ảnh hưởng do vận tốc của tên lửa tương đối thấp sau khi đạt độ cao cực đại. Do đó, để có thể phân tích một cách chi tiết các hiện tượng liên quan, ta sẽ chọn giá trị  $\delta_r = 0.3$  độ để nghiên cứu bài toán cộng hưởng và khóa tần số cho các trường hợp bất đối xứng khác nhau của tên lửa thăm dò. Các điểm giao cắt của đồ thị  $p(t)$  với đường  $\omega_n(t)$  khi  $\delta_r = 0.3$  độ được kí hiệu lần lượt là 1, 2 và 3 được đánh dấu trong Hình 4. 1. Đây được coi là những điểm nghi ngờ có thể xảy ra cộng hưởng và sẽ được quan tâm nghiên cứu về sau.

Để kiểm tra tính chính xác của kết quả khảo sát trên Hình 4. 1, ta tạo ra bất đối xứng khí động thông qua góc lệch cánh đuôi  $\delta_a = 0.1$  độ theo kênh hướng và mô phỏng động lực học trên phần mềm MSC Adams (mục 2.4). Hình 4. 2 biểu diễn sự thay đổi của góc tấn không gian  $\alpha_p$  theo thời gian thu được từ mô hình động lực học trên MSC Adams khi xảy ra bất đối xứng khí động tương ứng với các giá trị  $\delta_r$  khác nhau.

Có thể nhận thấy rằng trong khoảng thời gian  $0 \div 4.2$  s, các đồ thị  $\alpha_p(t)$  với  $\delta_r = 0.1 \div 0.5$  độ lần lượt có các đỉnh cộng hưởng rất rõ nét trên Hình 4. 2, theo đúng thứ tự và thời điểm giao cắt của các đường  $p(t)$  với đường  $\omega_n(t)$ . Dễ dàng nhận thấy rằng khi  $\delta_r$  càng nhỏ đỉnh cộng hưởng trong giai đoạn động cơ làm việc càng lớn. Điều này có thể giải thích do thời điểm cộng hưởng diễn ra muộn hơn, ứng với tốc độ lớn hơn của tên lửa. Do đó, giá trị mô-men và lực bất đối xứng khí động cũng lớn hơn, tạo ra dao động với biên độ lớn. Trong khoảng thời gian tiếp theo, ta cũng thấy được các đỉnh cộng hưởng rõ nét của các đồ thị

$\alpha_{sp}(t)$  với  $\delta_r = 0.1; 0.2$  và  $0.3$  độ. Nhận thấy rằng, các điểm này đều có thời gian trùng khớp với các thời điểm giao cắt của các đường  $p(t)$  với đường  $\omega_n(t)$  (Hình 4. 1). Với  $\delta_r = 0.3$  độ, trên đồ thị của  $\alpha_{sp}(t)$  xuất hiện ba đỉnh cộng hưởng được ký hiệu tương ứng với các số 1, 2 và 3. Lưu ý, các dao động với biên độ lớn của góc tăn trong giai đoạn từ 40+60 giây là do tên lửa quay đầu và thay đổi tư thế khi đạt độ cao cực đại, không được xem là cộng hưởng.



Hình 4. 2. Góc tăn không gian với các giá trị  $\delta_r$  khác nhau khi  $\delta_a = 0.1$  độ.

Các kết quả này cho thấy việc dự đoán thời điểm có thể xảy ra cộng hưởng theo mô hình lý thuyết trình bày trong mục 2.3.3 đảm bảo về độ tin cậy. Trong các trường hợp đã khảo sát, ta nhận thấy khi  $\delta_r = 0.3$  độ, tên lửa có nhiều khả năng xuất hiện hiện tượng cộng hưởng trong quá trình bay. Vì vậy, đây sẽ là trường hợp được phân tích chủ yếu trong những nghiên cứu về sau liên quan tới cộng hưởng và khóa tần số của mô hình tên lửa thăm dò.

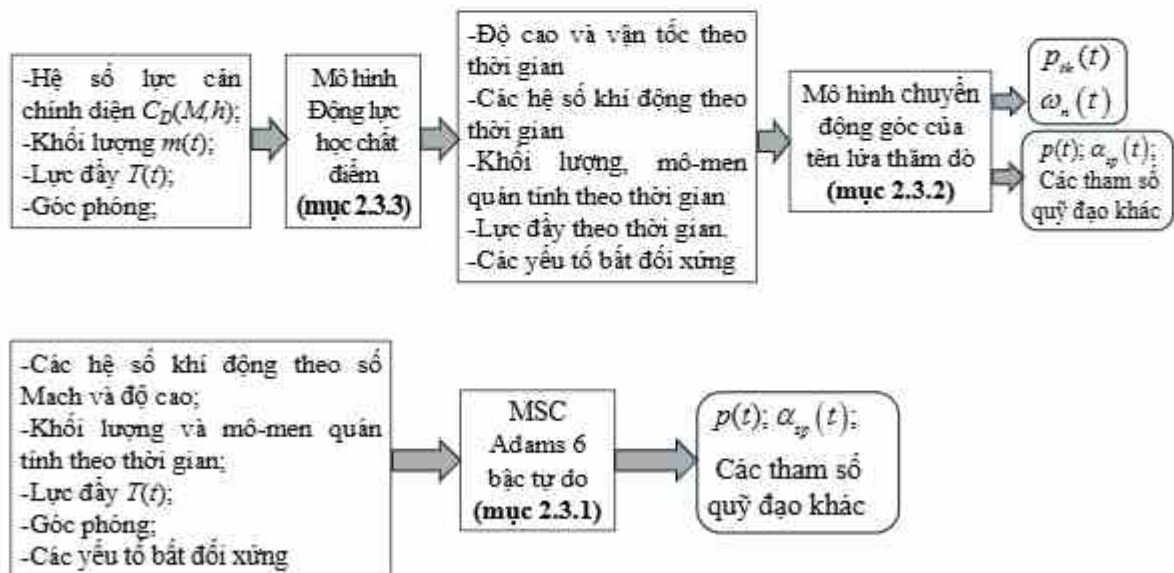
#### 4.2. Cộng hưởng và khóa tần số khi có bất đối xứng

Để nghiên cứu hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số, nghiên cứu sinh áp dụng mô phỏng trong phần mềm MSC Adams cho mô hình 6 bậc tự do (mục 2.4) và mô hình tính toán lý thuyết (mục 2.3.3). Tính toán theo hai mô hình trên giúp xác định tần số quay quanh trục  $p(t)$  và góc tấn không gian  $\alpha_{sp}(t)$ . Các giá trị được tính toán theo cách tiếp mô phỏng và lý thuyết sẽ được dùng để so sánh và đánh giá lẫn nhau.

Đối với mô hình lý thuyết, các dữ liệu đầu vào của mô hình bao gồm sự thay đổi của tốc độ, khối lượng, độ cao, mô-men quán tính, các hệ số khí động theo thời gian được lấy từ kết quả tính toán động lực học bay 3 bậc tự do cho chất điểm (mục 2.3.1). Ở đây, việc tính toán theo mô hình lý thuyết được thực hiện một cách riêng biệt cho 2 giai đoạn bao gồm giai đoạn khi động cơ làm việc (trước 4.25 s) và giai đoạn động cơ không làm việc (từ 4.25 s tới cuối giai đoạn bay). Việc phân chia như trên nhằm đảm bảo sự hội tụ của nghiệm khi giải hệ phương trình động lực học phi tuyến (2.58) theo phương pháp số bằng hàm ODE45 của MATLAB.

Đối với cách tiếp cận sử dụng mô hình mô phỏng thực hiện trong môi trường phần mềm MSC Adams cho cơ hệ biến đổi khối lượng 6 bậc tự do (mục 2.4), dữ liệu tính toán liên quan tới tần số quay quanh trục  $p$  và góc tấn không gian  $\alpha_{sp}$  được so sánh, đối chiếu với kết quả tính toán lý thuyết.

Việc so sánh kết quả tính toán tần số quay quanh trục  $p$  và góc tấn không gian  $\alpha_{sp}$  giữa mô hình mô phỏng và lý thuyết nhằm mục đích kiểm chứng chéo độ tin cậy của các mô hình được sử dụng trong nghiên cứu. Bên cạnh đó, dữ liệu từ các mô hình theo các cách tiếp cận khác nhau sẽ hỗ trợ, bổ sung cho nhau trong quá trình phân tích, đánh giá vấn đề cộng hưởng động lực học của tên lửa. Trong khi mô hình mô phỏng cho phép mô tả một cách đầy đủ và chi tiết các thông số động lực học trong quá trình bay, các mô hình lý thuyết tập trung vào việc tối giản hệ phương trình chuyển động hướng tới xác định các thành phần ảnh hưởng chính lên các thông số động lực học của tên lửa, từ đó dễ dàng hơn trong việc tìm ra bản chất, nguyên lý của vấn đề. Ngoài ra, tính toán động lực học theo mô hình mô phỏng tương đối phức tạp, đòi hỏi cần có thời gian để xây dựng và cập nhật mô hình trong quá trình nghiên cứu. Các mô hình lý thuyết được đơn giản hóa, dễ dàng trong việc khai báo, thiết lập thông số tính toán, do đó phù hợp với các giai đoạn thiết kế ban đầu nhằm lựa chọn phương án tối ưu.



Hình 4. 3. Sơ đồ tính toán và phân tích cộng hưởng và khóa tần số.

Hình 4. 3 biểu diễn sơ đồ các bước và nội dung tính toán thực hiện trong mục này theo mô hình lý thuyết (chạy trên phần mềm Matlab) và mô

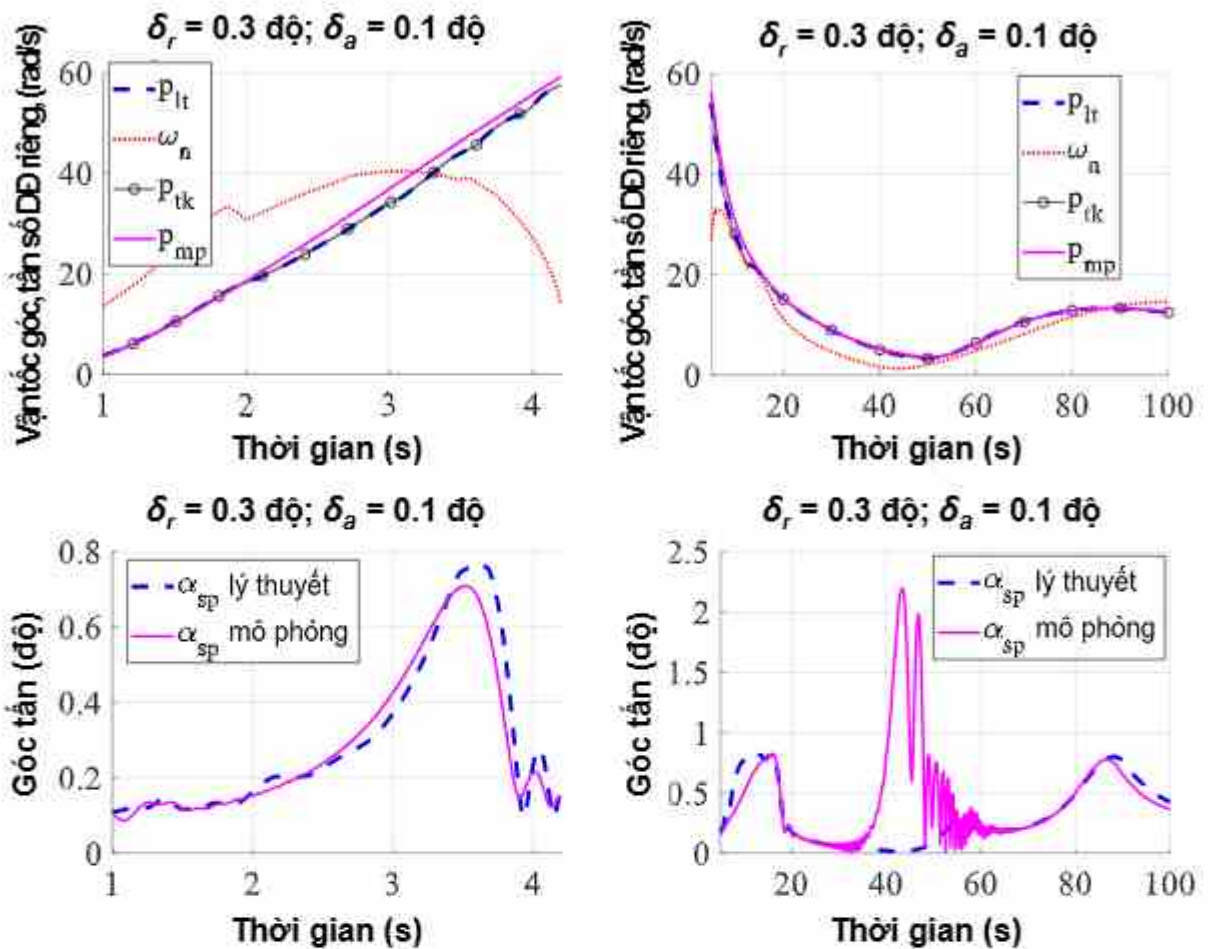
phòng (trên phần mềm MSC Adams). Kết quả tính toán cho tần số quay quanh trục và góc tấn không gian theo mô hình lý thuyết (mục 2.3.3) được so sánh với kết quả mô phỏng (mục 2.4). Đồng thời, giá trị tần số cộng hưởng  $\omega_n(t)$  và tần số quay quanh trục thiết kế  $p_{tk}(t)$  tính toán theo mô hình trình bày trong mục 2.3.2 cũng được đưa ra để tham chiếu. Sự thay đổi của một số tham số đầu vào cho mô hình lý thuyết tính toán cộng hưởng (mục 2.3.3) theo thời gian được thể hiện trên Hình 3. 11.

#### 4.2.1. Bất đối xứng khí động

Bất đối xứng khí động được mô hình hóa thông qua góc lệch  $\delta_a$  của một cặp cánh đuôi đối diện nhau trên Hình 2. 4. Ở đây, ta xét trường hợp  $\varphi_a = 0$  độ và đáp ứng động lực học của tên lửa trong trường hợp xảy ra cộng hưởng khi  $\delta_r = 0.3$  độ.

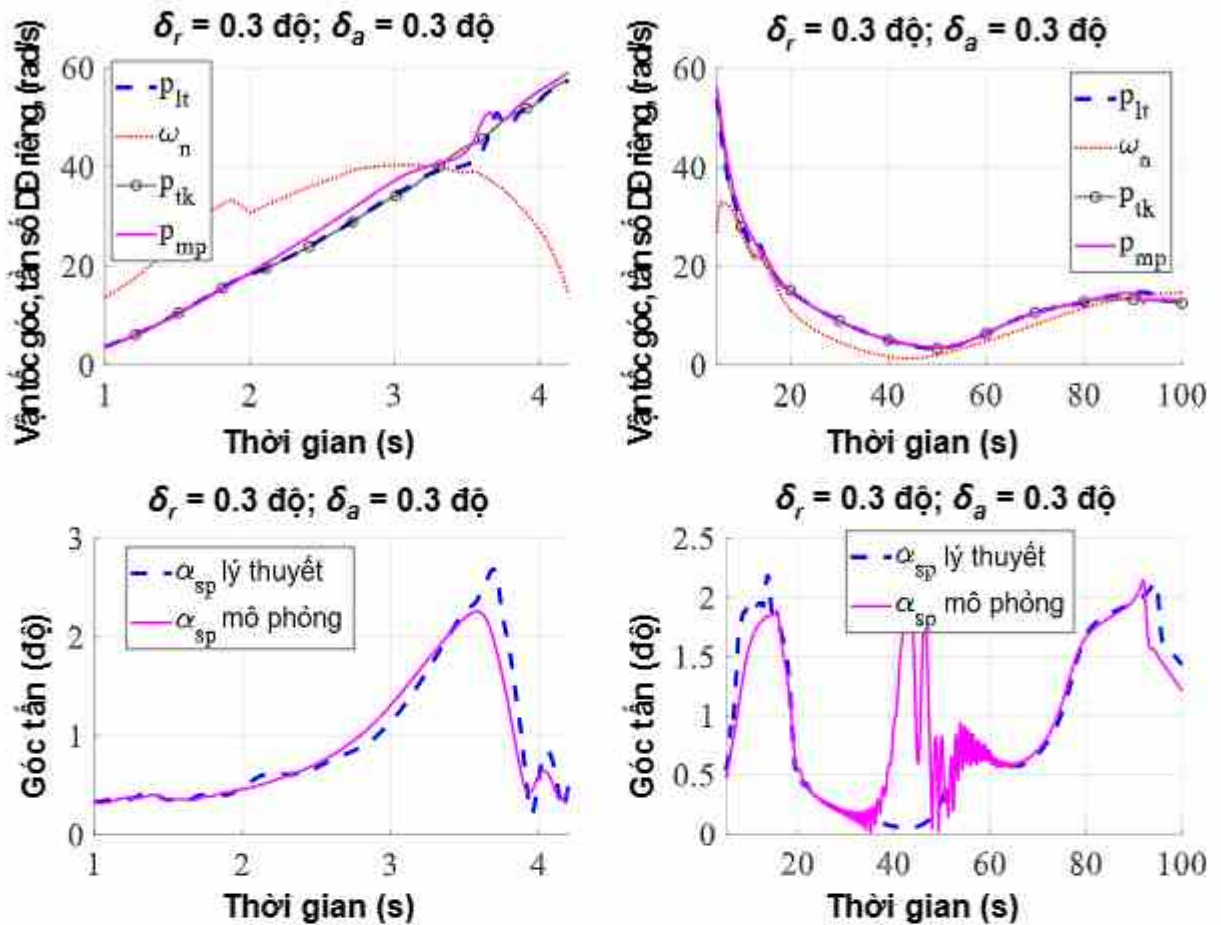
Lần lượt cho  $\delta_a$  nhận các giá trị khác nhau: 0.1, 0.3, 0.6 và 0.9 độ, ta khảo sát sự thay đổi của vận tốc góc quay quanh trục và góc tấn theo thời gian. Thông qua việc phân tích các đại lượng này, ta có thể đưa ra những đánh giá về hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số.

Khi  $\delta_a = 0.1$  độ, trên Hình 4. 4 xuất hiện 03 điểm cộng hưởng, tương ứng với 03 giao điểm của đồ thị  $p(t)$  với  $\omega_n(t)$ . Khi đó, đồ thị  $\alpha_{sp}(t)$  có 03 đỉnh cộng hưởng tương ứng các thời điểm  $t \sim 3.4+3.6$  s ;  $16+17$  s và  $84+86$ s, chứng tỏ hiện tượng cộng hưởng đã làm gia tăng giá trị của góc tấn không gian. Tuy nhiên, trong các trường hợp này, đồ thị của tần số quay quanh trục  $p(t)$  vẫn bám theo giá trị tần số được thiết kế  $p_{tk}(t)$ , chứng tỏ rằng hiện tượng khóa tần số chưa xảy ra. Bên cạnh đó, đồ thị của vận tốc góc  $p(t)$  theo lý thuyết và mô phỏng khá trùng khớp, ngoại trừ thời điểm  $42+46$  s, khi tên lửa quay đầu đi xuống. Điều này chứng tỏ kết quả tính toán lý thuyết và mô phỏng của các đại lượng này đảm bảo độ tin cậy.



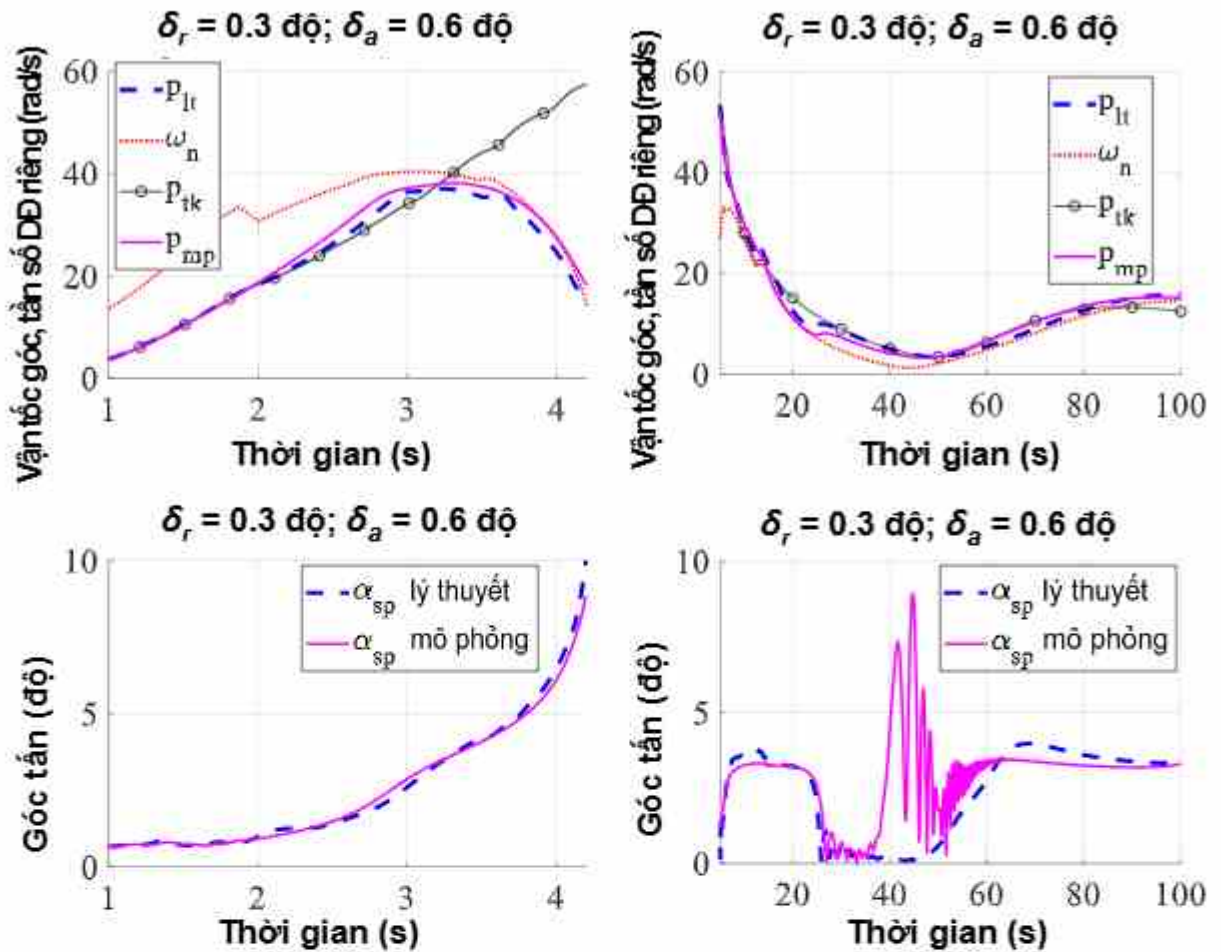
Hình 4. 4. Hiện tượng cộng hưởng khi  $\delta_r = 0.3$  độ và  $\delta_a = 0.1$  độ.

Tiếp theo, khi tăng  $\delta_a$  lên 0.3 độ trong khi vẫn giữ nguyên giá trị  $\delta_r = 0.3$  độ, trong giai đoạn đầu  $t = (0; 4.2)$  s (Hình 4. 5) đường đồ thị của  $p(t)$  vẫn bám theo đường  $p_{tk}(t)$ , tuy nhiên đã xuất hiện vị trí có xu hướng tách ra tại thời điểm  $t = (3.4+3.6)$  s (thời điểm cộng hưởng). Giá trị góc tấn không gian  $\alpha_{sp}(t)$  giữa mô hình lý thuyết và mô phỏng cơ bản trùng khớp và đạt cực đại tại điểm quanh điểm cộng hưởng khi  $p(t)$  cắt  $\omega_n(t)$ . Trong giai đoạn sau  $t = (5+100)$  s, đường  $p(t)$  lý thuyết và mô phỏng vẫn trùng với  $p_{tk}(t)$ , còn đồ thị  $\alpha_{sp}(t)$  lý thuyết và mô phỏng cũng cho thấy sự tương đồng trên phần lớn thời gian, ngoại trừ khoảng thời gian tên lửa quay đầu quanh thời điểm 40s. Có thể quan sát được một số khác biệt nhỏ tại vị trí các đỉnh cộng hưởng như trên Hình 4. 5.



Hình 4. 5. Hiện tượng cộng hưởng khi  $\delta_r = 0.3$  độ và  $\delta_a = 0.3$  độ.

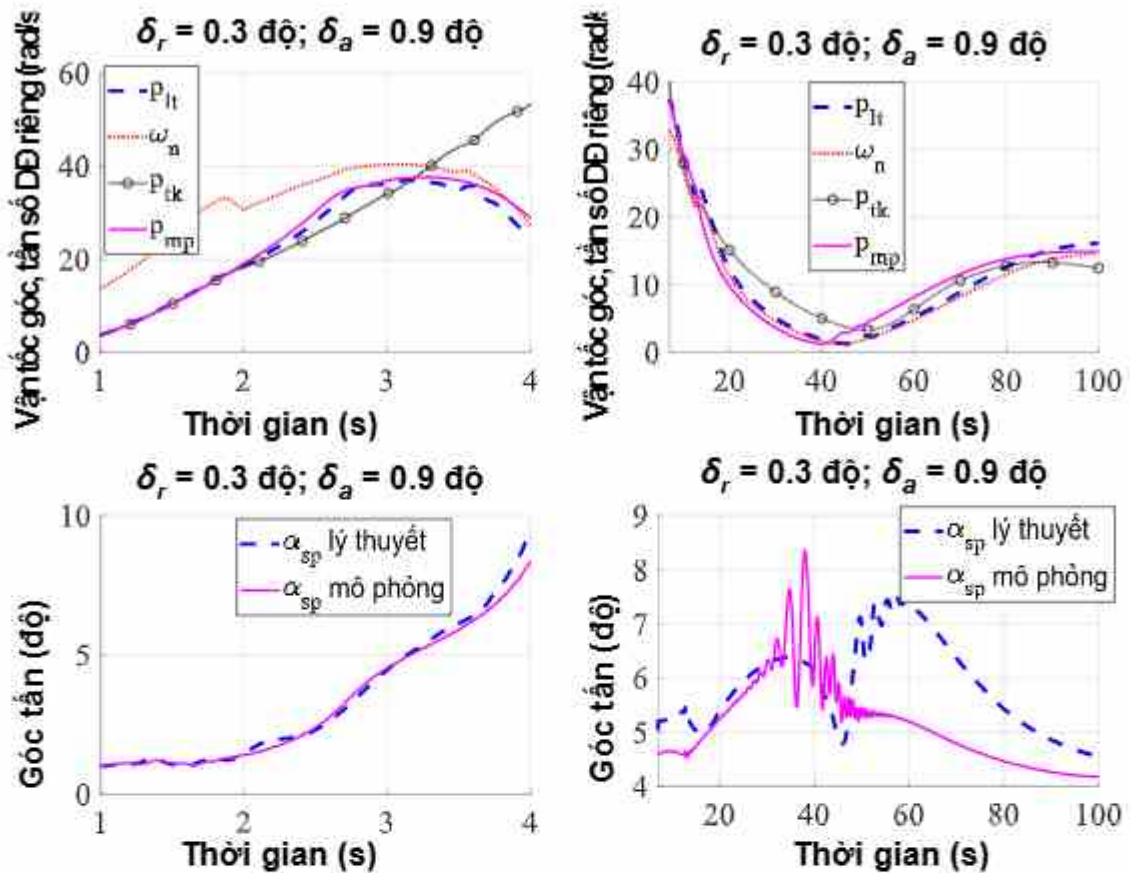
Khi  $\delta_r = 0.3$  độ và  $\delta_a = 0.6$  độ (Hình 4. 6), ta quan sát được sau khi giao cắt với đường  $\omega_n(t)$ , tần số quay quanh trục  $p(t)$  không còn bám theo giá trị thiết kế  $p_{tk}(t)$  mà bị khóa theo tần số cộng hưởng  $\omega_n(t)$  của tên lửa. Đây chính là hiện tượng khóa tần số xuất hiện khi yếu tố bất đối xứng đủ lớn. Khi xảy ra khóa tần số, thay vì chỉ xuất hiện các đỉnh cộng hưởng đơn thuần trong thời gian ngắn, đồ thị góc tần không gian  $\alpha_{sp}(t)$  cho thấy xu hướng liên tục tăng theo thời gian và duy trì giá trị lớn. Hình 4. 6 cũng cho thấy sự thống nhất giữa mô hình lý thuyết và mô phỏng, khi mà các giá trị của  $p(t)$  và  $\alpha_{sp}(t)$  của hai mô hình không có nhiều sự khác biệt trong suốt thời gian bay. Điều này khẳng định độ tin cậy của cả hai mô hình trong nghiên cứu hiện tượng khóa tần số.



Hình 4. 6. Hiện tượng cộng hưởng khi  $\delta_r = 0.3$  độ và  $\delta_a = 0.6$  độ.

Khi  $\delta_r = 0.3$  độ,  $\delta_a = 0.9$  độ (Hình 4. 7), hiện tượng khóa tần số đã trở nên rõ ràng đối với cả giai đoạn động cơ làm việc và giai đoạn động cơ không làm việc. Góc tấn không gian  $\alpha_{sp}$  duy trì giá trị lớn (trên 5 độ) trong hầu hết thời gian bay. Ở cuối giai đoạn bay, ta nhận thấy có sự khác biệt về giá trị góc tấn giữa kết quả lý thuyết và mô phỏng. Điều này có thể giải thích là do khi yếu tố bất đối xứng lớn, quỹ đạo tên lửa có sự sai lệch đáng kể so với quỹ đạo chuẩn được sử dụng làm dữ liệu đầu vào cho mô hình lý thuyết, dẫn đến sai số trong kết quả đầu ra.

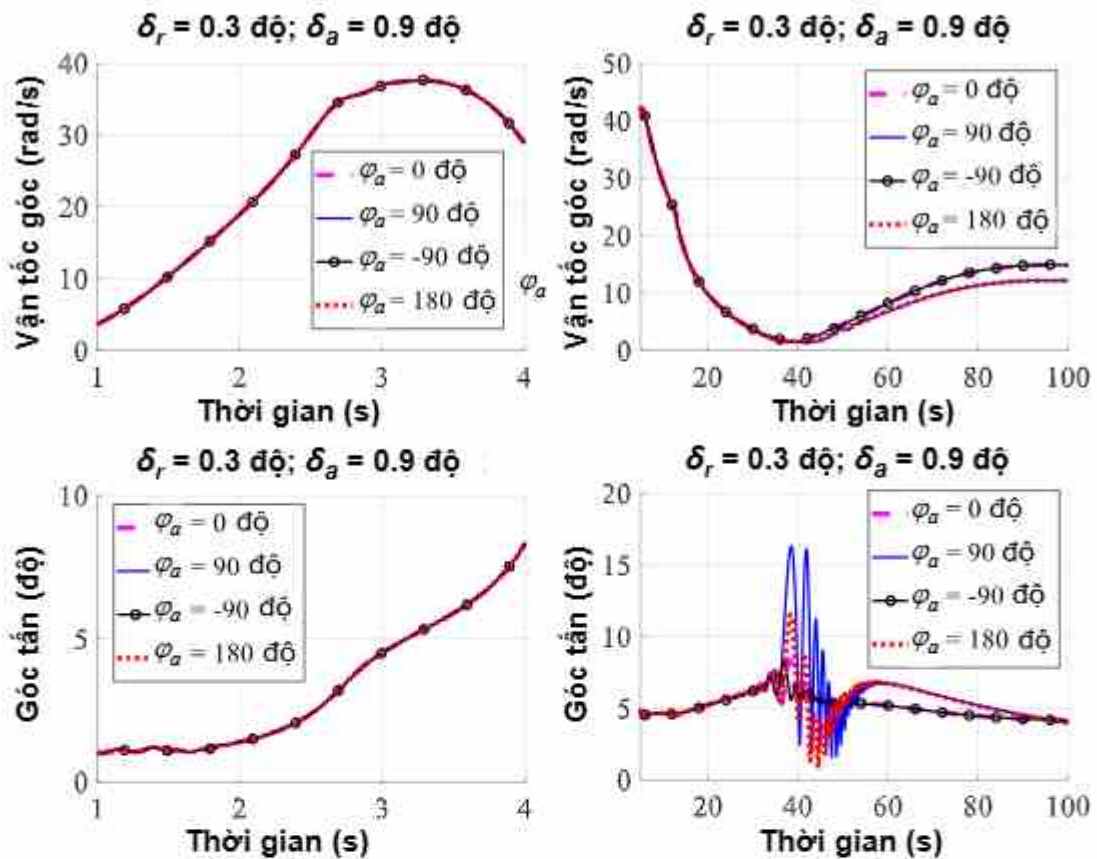
Từ kết quả khảo sát các trường hợp bất đối xứng khí động như trên, ta nhận thấy xu hướng chung phù hợp với kết quả của các nghiên cứu trước đây [47, 48], trong đó các nhà khoa học đã chỉ ra rằng hiện tượng khóa tần số xuất hiện khi yếu tố bất đối xứng đủ lớn và càng trở nên rõ ràng hơn khi ta tiếp tục tăng yếu tố này.



Hình 4. 7. Hiện tượng cộng hưởng khi  $\delta_r = 0.3^\circ$  và  $\delta_a = 0.9^\circ$ .

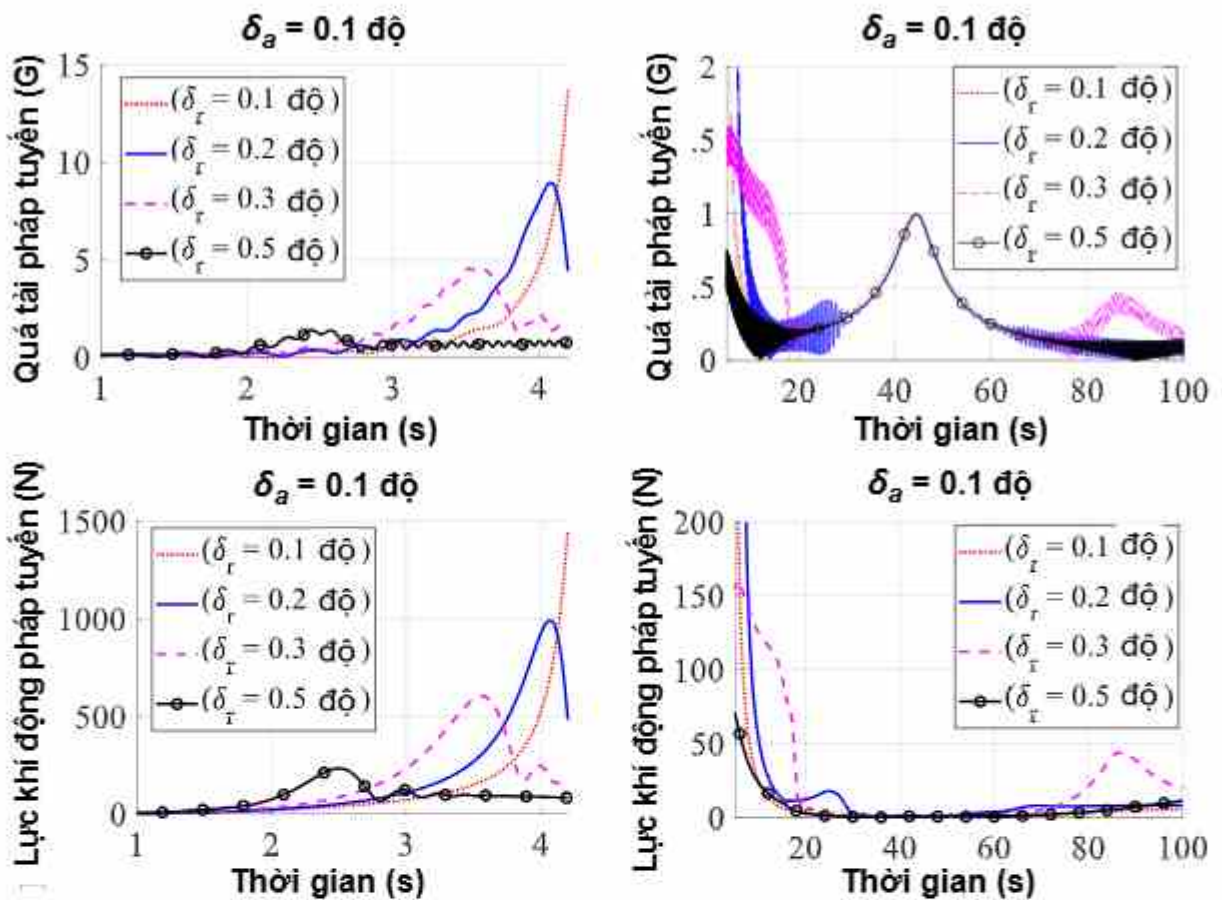
Tiếp theo, ta nghiên cứu ảnh hưởng của hướng lệch bất đối xứng khí động  $\varphi_a$  đến giá trị của vận tốc quay quanh trục và góc tấn không gian trong trường hợp  $\delta_r = 0.3^\circ$ ,  $\delta_a = 0.9^\circ$ . Ở đây ta khảo sát các trường hợp với các góc  $\varphi_a = 0; 90; -90$  và  $180^\circ$ . Có thể thấy ảnh hưởng của đại lượng góc hướng lệch đến giá trị của vận tốc góc quanh trục và góc tấn là không lớn, không làm thay đổi xu thế chung của kết quả (Hình 4. 8). Do đó, khi nghiên cứu động lực học tên lửa trong trường hợp có yếu tố bất đối xứng khí động, ta có thể bỏ qua ảnh hưởng của hướng lệch  $\varphi_a$  và chỉ chọn một giá trị đại diện để xem xét.

Để đánh giá ảnh hưởng của các hiện tượng cộng hưởng đến các hoạt động của tên lửa, ta nghiên cứu sự phụ thuộc của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến vào góc  $\delta_r$ . Đây là hai đại lượng đặc trưng của tên lửa bởi chúng có thể ảnh hưởng trực tiếp đến độ bền kết cấu, khả năng làm việc của các thiết bị trên khoang cũng như hiệu quả hoạt động chung của tên lửa thăm dò.



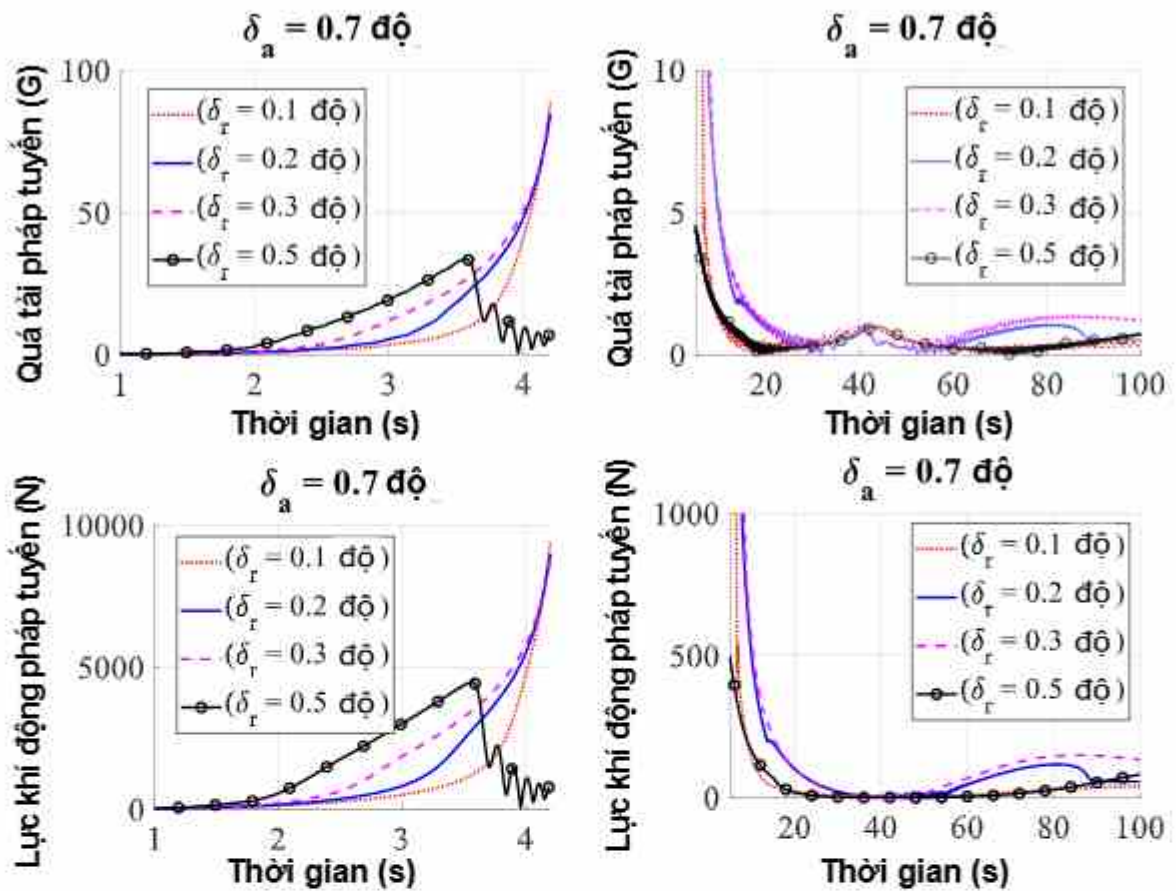
Hình 4. 8. Ảnh hưởng của hướng lệch  $\varphi_a$  khi  $\delta_r = 0.3$  độ và  $\delta_a = 0.9$  độ

Trên Hình 4. 9 trước hết ta nhận thấy xu hướng chung là nếu không xuất hiện cộng hưởng thì khi tăng  $\delta_r$ , tương ứng với tăng tần số quay quanh trục của tên lửa, các giá trị quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến cực tải có xu hướng giảm. Điều này là do khi tên lửa quay quanh trục, các ảnh hưởng của sai số bất đối xứng bị trung bình hóa; tên lửa quay càng nhanh, ảnh hưởng này càng giảm khiến dao động của tên lửa càng nhỏ. Tuy nhiên, khi xảy ra cộng hưởng, các vấn đề phức tạp hơn xuất hiện. Với giá trị góc lệch bất đối xứng nhỏ ( $\delta_a = 0.1$  độ), khi  $\delta_r = 0.1$  độ, đồ thị của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến không có các đỉnh cộng hưởng đặc trưng. Trong khi đó, khi  $\delta_r = 0.2, 0.3$  và  $0.5$  độ, trên đồ thị của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến đã xuất hiện đỉnh cộng hưởng trong khoảng thời gian  $t = (1+4.2)$  s, đặc biệt với  $\delta_r = 0.3$  độ, trên các đồ thị này còn xuất hiện thêm hai đỉnh cộng hưởng tại thời điểm  $t \sim 5+15$  s và  $t \sim 85+95$  s. Điều này phù hợp với dự đoán trước đó về các thời điểm xảy ra cộng hưởng.



Hình 4. 9. Sự phụ thuộc của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến khi có bất đối xứng khí động với các giá trị khác nhau của  $\delta_r$  ( $\delta_a = 0.1$  độ).

Khi tăng  $\delta_a$  lên 0.7 độ, ta thấy sự gia tăng của giá trị cực đại của quá tải pháp tuyến, đạt gần 100 G (Hình 4. 10). Giá trị này lớn hơn đáng kể so với trường hợp  $\delta_a = 0.1$  độ. Đặc biệt, với  $\delta_r = 0.3$  độ, do hiện tượng khóa tần số, giá trị quá tải này duy trì ở mức cao so với các trường hợp còn lại trong phần lớn thời gian bay. Xu thế tương tự cũng được nhận thấy đối với lực khí động pháp tuyến. Điều này cho thấy khi góc lệch  $\delta_a$  tăng, giá trị của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến cũng tăng đáng kể và có thể kéo dài trong gần như toàn bộ hành trình khi xuất hiện hiện tượng khóa tần số. Do đó, cần phải tính đến ảnh hưởng của vấn đề này trong quá trình nghiên cứu động lực học bay của tên lửa.



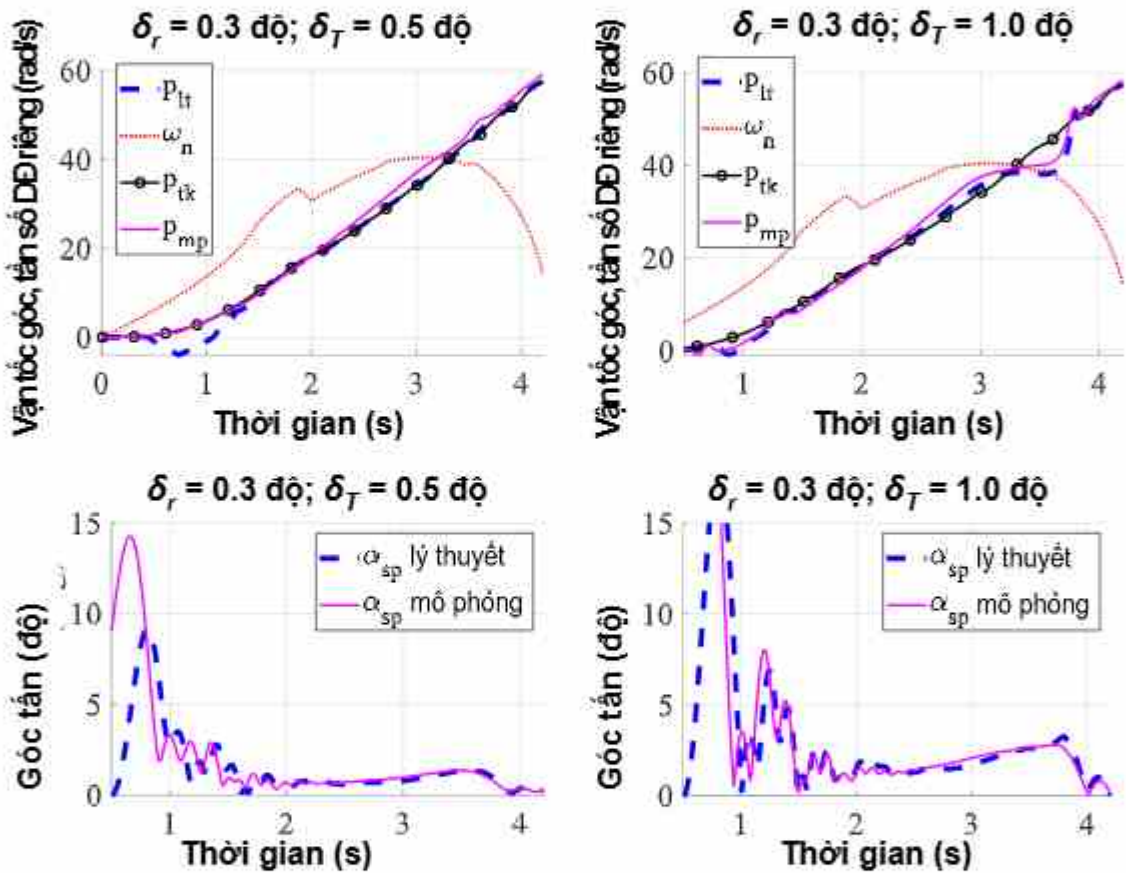
Hình 4. 10. Sự phụ thuộc của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến khi có bất đối xứng khí động với các giá trị khác nhau của  $\delta_r$  ( $\delta_a = 0.7$  độ).

#### 4.2.2. Bất đối xứng lực đẩy

Động cơ tên lửa hoạt động trong khoảng thời gian (0; 4.2 s) với các thông số được mô tả trên bảng 2.1. Bất đối xứng lực đẩy được thể hiện qua góc lệch  $\delta_r$  của động cơ so với trục dọc và hướng lệch  $\varphi_r$  (Hình 2. 5). Đối với bất đối xứng lực đẩy động cơ, ta chỉ xét giai đoạn tích cực của tên lửa thăm dò, khi động cơ còn hoạt động.

Khi  $\delta_r = 0.5$  độ (Hình 4. 11), đường  $p(t)$  bám sát theo đường thiết kế  $p_{ik}(t)$ , chứng tỏ hiện tượng khóa tần số chưa xảy ra. Góc tấn không gian  $\alpha_{sp}(t)$  cũng có sự tăng lên tại thời điểm xảy ra cộng hưởng ( $t = [3.4+3.6$  s]), tuy nhiên ngay sau đó đã giảm xuống. Có thể thấy đường  $p(t)$  và  $\alpha_{sp}(t)$  theo mô phỏng và lý thuyết đều khá gần nhau, khẳng định sự tin cậy của phương pháp tính toán đối với các đại lượng này trong trường hợp bất đối xứng lực đẩy động cơ. Cũng

trên Hình 4. 11, ta nhận thấy khi  $\delta_T = 1$  độ, đường  $p(t)$  vẫn bám theo đường thiết kế  $p_{tk}(t)$ , tuy nhiên đã xuất hiện giai đoạn nó bị tách ra sau thời điểm xảy ra cộng hưởng  $t = (3.4+3.6 \text{ s})$ . Tương tự trường hợp  $\delta_T = 0.5$  độ, ở trường hợp này, góc tấn không gian  $\alpha_{sp}(t)$  cũng có sự tăng lên tại thời điểm xảy ra cộng hưởng nhưng với giá trị cực đại lớn hơn. Về cơ bản, đường  $p(t)$  và  $\alpha_{sp}(t)$  theo mô phỏng và lý thuyết đều khá gần nhau.

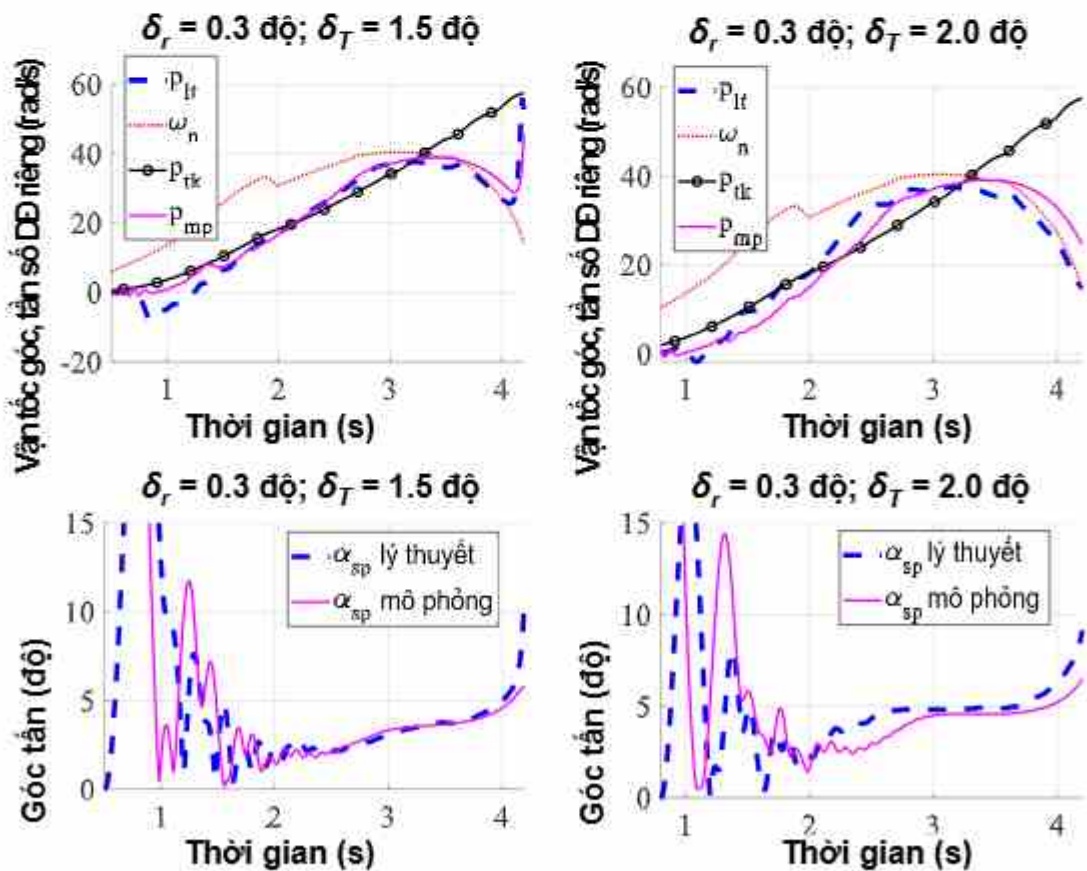


Hình 4. 11. Kết quả tính toán lý thuyết và mô phỏng khi  $\delta_T = 0.5$  và  $1$  độ.

Khi  $\delta_T = 1.5$  độ (Hình 4. 12), đường  $p(t)$  bám sát theo đường thiết kế  $p_{tk}(t)$  trong giai đoạn trước cộng hưởng và sau đó nó bám theo đường  $\omega_n(t)$ . Điều này chứng tỏ hiện tượng khóa tần số đã xảy ra. Cùng với đó, góc tấn không gian  $\alpha_{sp}(t)$  cho thấy sự gia tăng liên tục sau thời điểm xảy ra cộng hưởng  $t = (3.4+3.6 \text{ s})$  và đạt tới giá trị khoảng 5 độ tại cuối giai đoạn động cơ làm việc. Đường  $p(t)$  và  $\alpha_{sp}(t)$  theo mô phỏng và lý thuyết có sự khác biệt ở giai đoạn đầu,

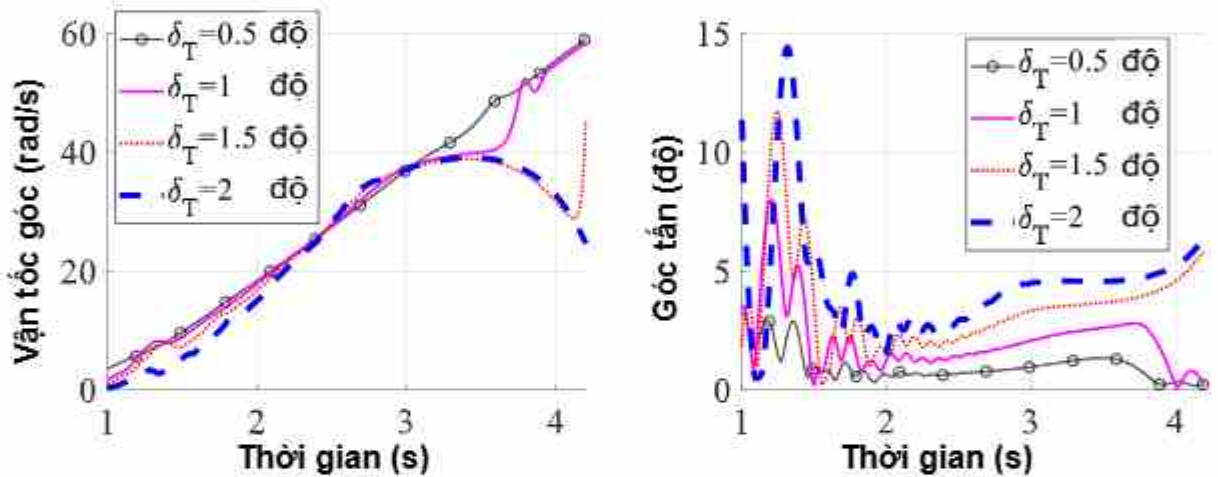
nhưng sau đó đã bám khá gần nhau. Ở đây, điều kiện ban đầu của mô hình lý thuyết và mô phỏng không giống nhau. Bộ giải trong MATLAB không đủ mạnh để giải hệ phương trình vi phân dao động do bất đối xứng lực đẩy gây ra khi tên lửa vừa ra khỏi giá phóng. Do đó, trong giai đoạn đầu, mô hình lý thuyết có sai số; tuy nhiên, ở giai đoạn ổn lập, cả hai mô hình đã cho thấy sự tương đồng.

Xu hướng tương tự cũng được ghi nhận khi  $\delta_T = 2$  độ (Hình 4. 12). Đồ thị  $p(t)$  bám sát theo đường thiết kế  $p_{tk}(t)$  trong giai đoạn trước cộng hưởng và sau đó khóa tần số theo đường  $\omega_n(t)$ . Đồ thị của góc tấn không gian  $\alpha_{sp}(t)$  cũng cho thấy sự gia tăng đáng kể về giá trị sau thời điểm xảy ra cộng hưởng  $t = (3.4 \div 3.6 \text{ s})$  đạt tới giá trị lên đến khoảng 6÷8 độ và không có xu hướng giảm xuống. Đường  $p(t)$  và  $\alpha_{sp}(t)$  theo mô phỏng và lý thuyết có sự khác biệt ở giai đoạn đầu, nhưng sau đó đã bám khá gần nhau.



Hình 4. 12. Kết quả tính toán lý thuyết và mô phỏng khi  $\delta_T = 1.5$  và 2 độ.

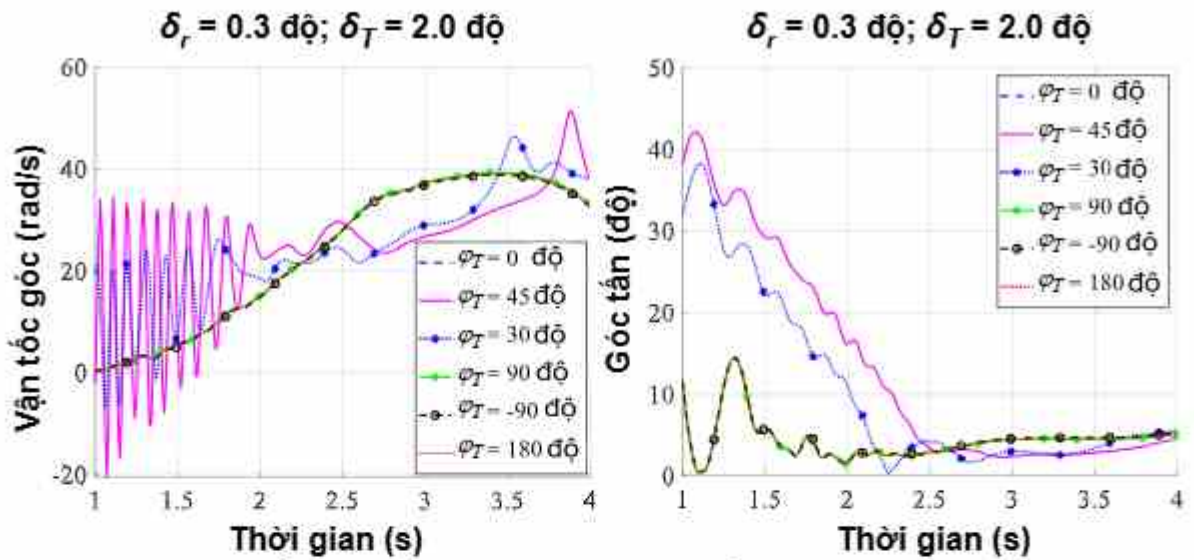
Hình 4. 13 cho thấy khi giá trị của  $\delta_T$  nhỏ (0.5 và 1 độ), hiện tượng cộng hưởng không dẫn đến khóa tần số. Tuy nhiên, khi giá trị  $\delta_T$  đủ lớn, hiện tượng khóa tần số đã xảy ra, khi đó đường  $p(t)$  lúc đầu bám sát theo đường thiết kế  $p_{ik}(t)$  và sau thời điểm cộng hưởng, nó bám theo đường  $\omega_n(t)$ . Cùng với đó, trên đồ thị góc tần chỉ xuất hiện đỉnh cộng hưởng khi  $\delta_T = 0.5$  và 1 độ, còn khi  $\delta_T = 1.5$  và 2 độ, các đỉnh cộng hưởng không còn nữa và thay vào đó là xu hướng gia tăng của góc tần do hiện tượng khóa tần số gây ra.



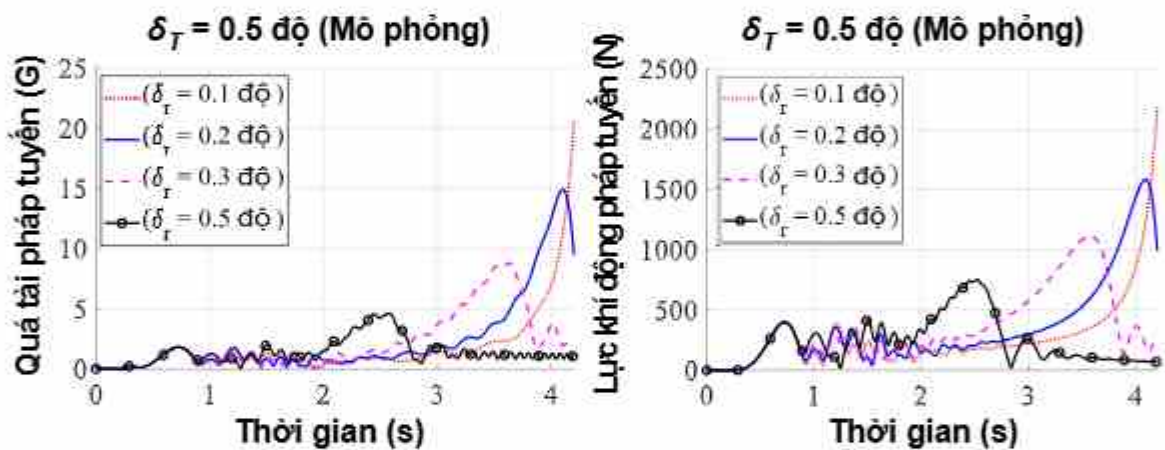
Hình 4. 13. Sự thay đổi của vận tốc góc và góc tần theo thời gian với các góc lệch  $\delta_T$  khác nhau (Kết quả mô phỏng).

Tiếp theo, ta nghiên cứu ảnh hưởng của hướng lệch lực đẩy động cơ khi  $\delta_T = 2$  độ với các góc  $\varphi_T = 0; 90; -90$  và  $180$  độ. Trên Hình 4. 14, các đồ thị của  $p(t)$  có xu hướng khá gần nhau, và hiện tượng khóa tần số xuất hiện ngay sau thời điểm cộng hưởng. Điều này chứng tỏ ảnh hưởng của góc  $\varphi_T$  đến  $p(t)$  và các tham số động lực học của tên lửa là không đáng kể.

Để khảo sát chi tiết hơn ảnh hưởng của hiện tượng cộng hưởng đến hoạt động của tên lửa thăm dò, ta tiếp tục nghiên cứu sự thay đổi của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến theo thời gian khi có bất đối xứng lực đẩy động cơ với các giá trị khác nhau của  $\delta$ . Ở đây, ta chỉ xét trong khoảng thời gian trước khi động cơ ngừng hoạt động (Hình 4. 15).



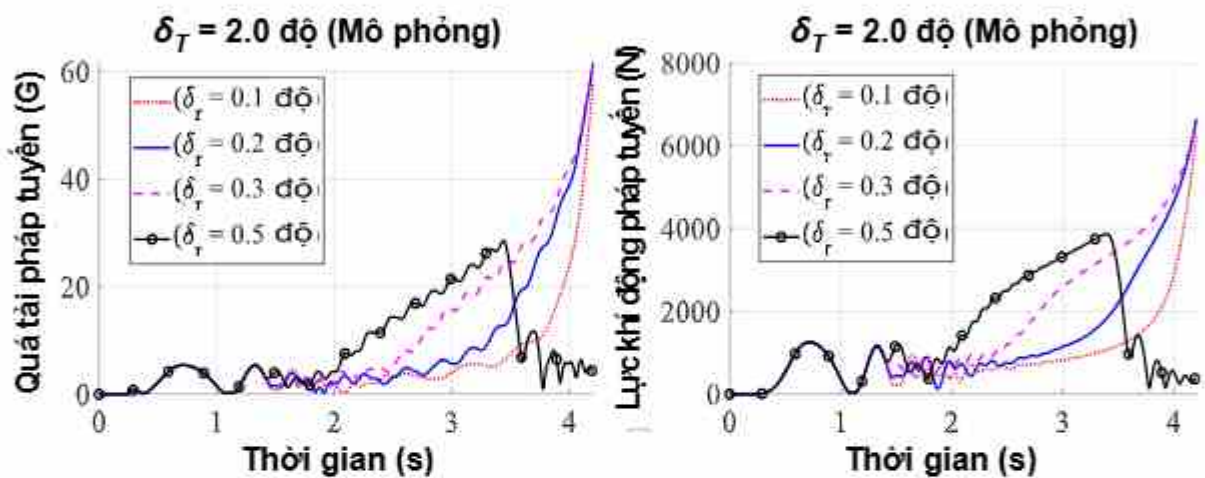
Hình 4. 14. Ảnh hưởng của hướng lệch lực đẩy động cơ khi  $\delta_T = 2$  độ.



Hình 4. 15. Sự phụ thuộc của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến theo thời gian với các giá trị khác nhau của  $\delta_r$  khi  $\delta_T = 0.5$  độ.

Một xu hướng chung tương tự khi phân tích bất đối xứng khí động, nếu không xảy ra cộng hưởng thì khi tăng  $\delta_r$ , các giá trị cực đại của lực khí động và quá tải pháp tuyến giảm. Khi xem xét vấn đề cộng hưởng, ta thấy với  $\delta_T = 0.5$  độ, trên đồ thị của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến xuất hiện các đỉnh cộng hưởng. Khi tăng  $\delta_T$  tăng lên 2 độ (Hình 4. 16), các đỉnh cộng hưởng không còn rõ ràng và xuất hiện tuần tự như trường hợp  $\delta_T = 0.5$  độ. Đặc biệt, giá trị cực đại của quá tải pháp tuyến đã tăng từ 20 G lên 50 G, trong khi giá trị cực đại của lực khí động pháp tuyến tăng từ 2000 N lên 4500 N. Điều này cho

thấy khi yếu tố bất đối xứng tăng lên, các đại lượng này cũng tăng lên khá nhanh. Ngoài ra, Hình 4. 16 cho thấy đồ thị của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến khi  $\delta_T = 0.3$  độ duy trì giá trị lớn và có xu hướng tăng mạnh ở cuối hành trình do hiện tượng khóa tần số gây ra. Điều này có thể dẫn đến các hiện tượng mất ổn định, gây phá hủy kết cấu tên lửa của tên lửa nếu không được không được kiểm soát đầy đủ.



Hình 4. 16. Sự phụ thuộc của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến theo thời gian với các giá trị khác nhau của  $\delta_T$  khi  $\delta_T = 2$  độ.

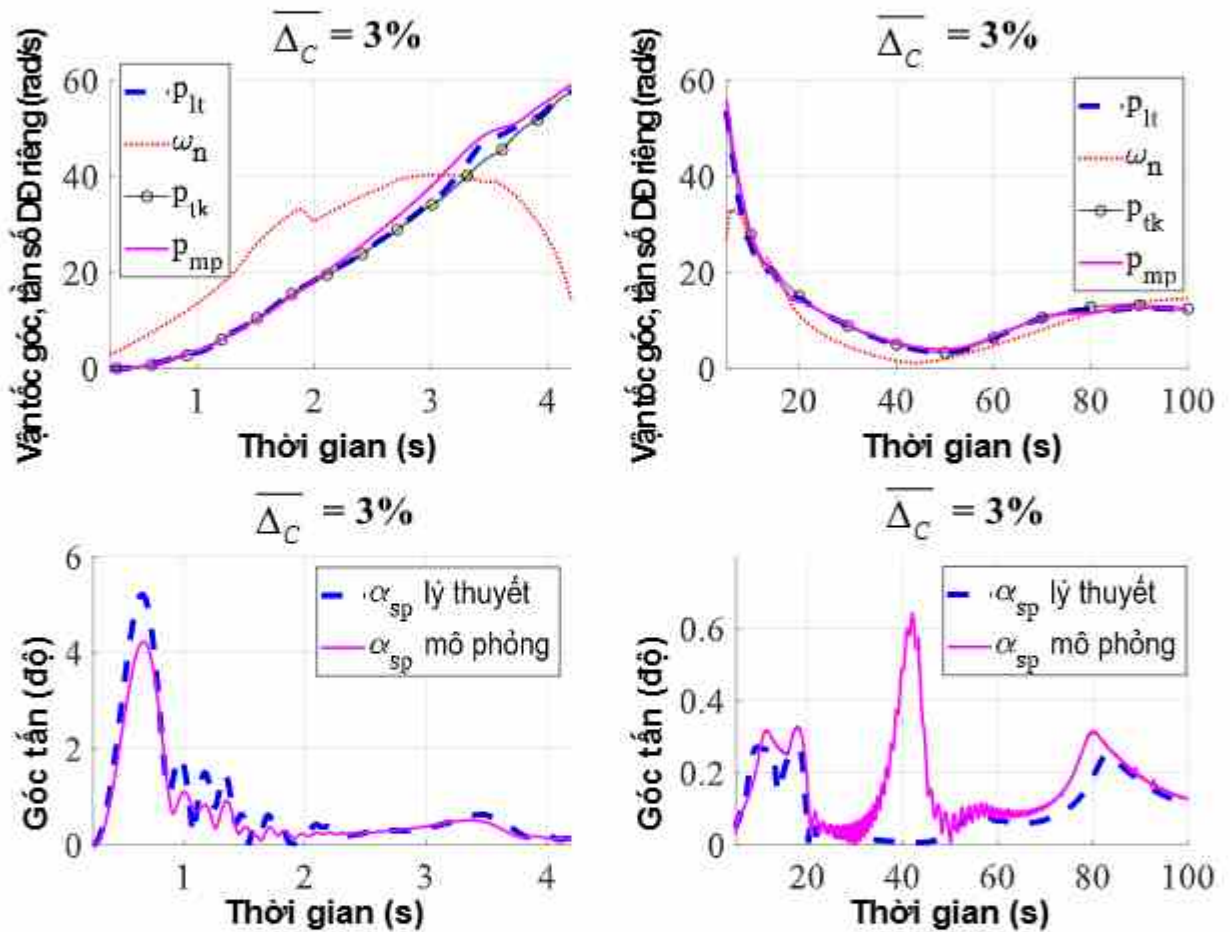
#### 4.2.3. Bất đối xứng khối lượng

Tiến hành khảo sát với các giá trị khác nhau của sự bất đối xứng khối lượng  $\overline{\Delta_C}$ , với  $\overline{\Delta_C} = \frac{\Delta_C}{(d/2)} \times 100\%$  ( $d/2$  là bán kính thân tên lửa), ta thu được

các đồ thị của các vận tốc góc quanh trục dọc của tên lửa và góc tấn không gian của tên lửa. Để tiện theo dõi, ta chia thời gian bay làm 2 phần: Giai đoạn đầu trước 4.2 s (động cơ hoạt động) và giai đoạn sau từ 4.5÷100 s (khi động cơ ngừng hoạt động).

Trường hợp  $\overline{\Delta_C} = 3\%$ , đồ thị của  $p(t)$  theo lý thuyết và mô phỏng đều bám theo đường thiết kế  $p_{th}(t)$  trong cả giai đoạn đầu và giai đoạn sau. Trong khi đó, góc tấn không gian theo cả lý thuyết và mô phỏng cũng khá

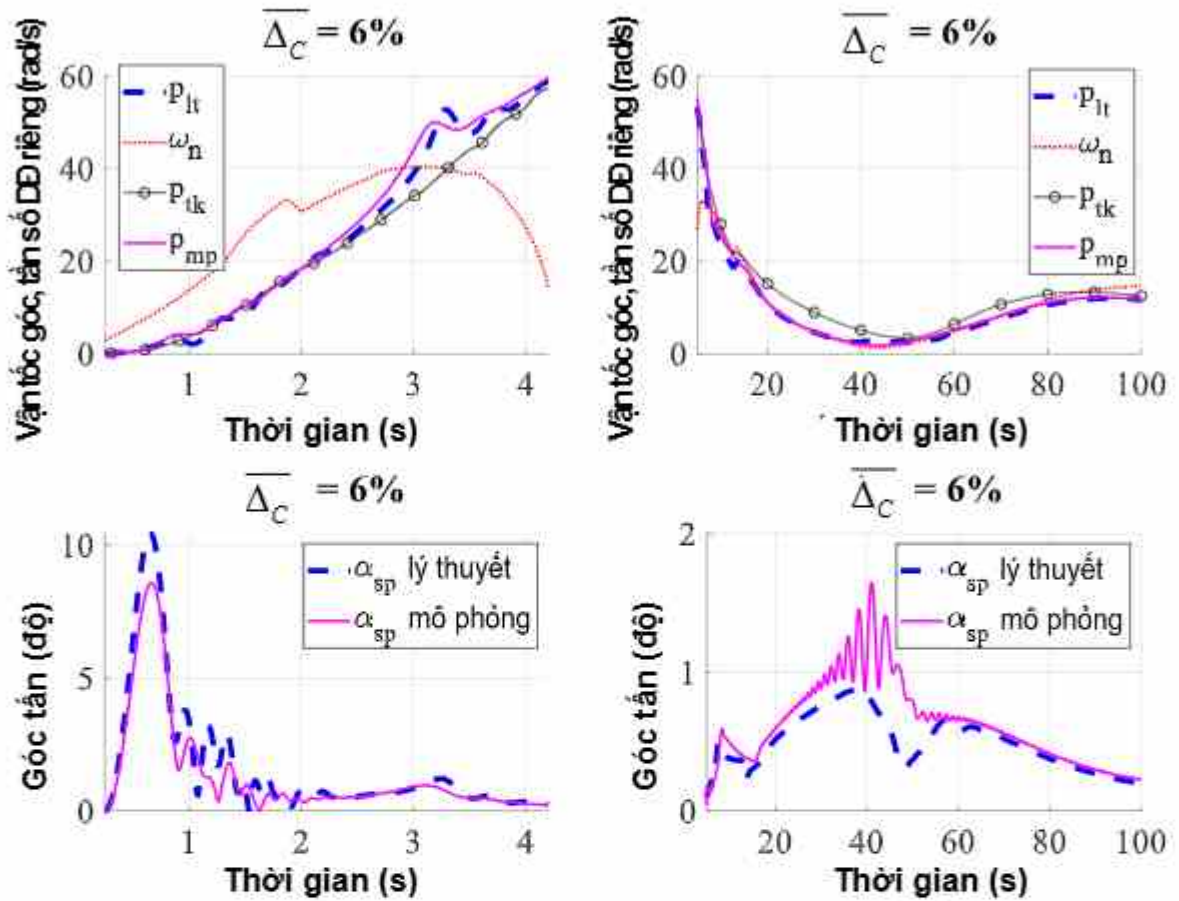
gần nhau và có giá trị tương đối nhỏ (Hình 4. 17), tuy có một số thời điểm chúng có sự khác biệt nhất định. Điều này chứng tỏ mặc dù xuất hiện cộng hưởng, nhưng hiện tượng khóa tần số chưa xảy ra, đồng thời cho thấy mô hình lý thuyết và mô phỏng cho kết quả tương đối sát, chứng tỏ độ tin cậy của hai mô hình.



Hình 4. 17. Kết quả tính toán lý thuyết và mô phỏng khi  $\overline{\Delta_C} = 3\%$ .

Khi tăng  $\overline{\Delta_C}$  tăng lên 6%, hiện tượng khóa tần số chưa xuất hiện ở giai đoạn đầu khi động cơ hoạt động như trên Hình 4. 18. Trong giai đoạn này, giá trị góc tẩn chỉ tăng cao rồi giảm xuống nhanh sau đó. Tuy nhiên, ở giai đoạn động cơ ngừng hoạt động, hiện tượng khóa tần số đã xuất hiện khi mà đồ thị của  $p(t)$  đã không còn bám theo đường thiết kế  $p_{tk}(t)$ , mà bám sát vào đường

$\omega_n(t)$  trong hầu hết thời gian bay. Trong trường hợp này, góc tần không gian có giá trị cao hơn so với giai đoạn đầu và duy trì suốt trong quá trình bay.

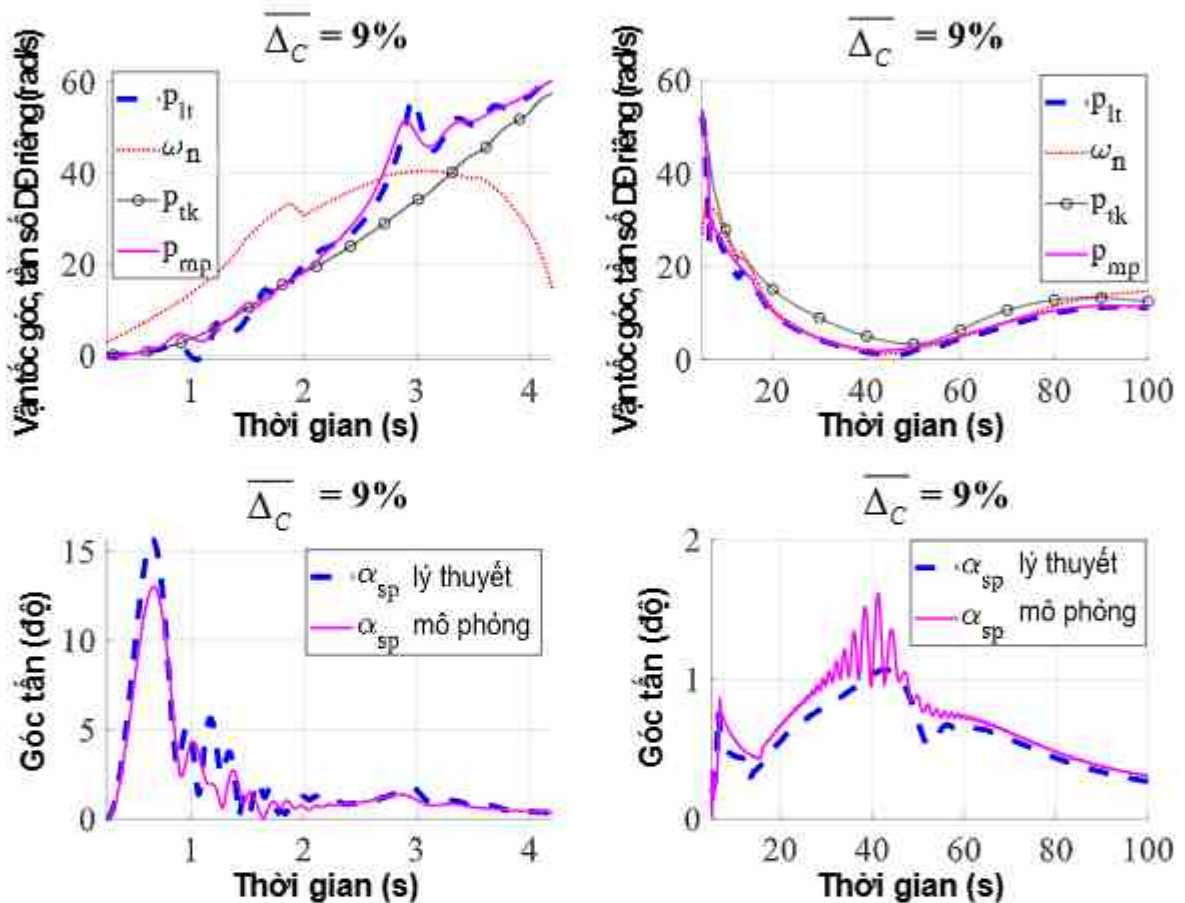


Hình 4. 18. Kết quả tính toán lý thuyết và mô phỏng khi  $\overline{\Delta_C} = 6\%$ .

Tương tự, khi  $\overline{\Delta_C} = 9\%$ , hiện tượng khóa tần số cũng không xảy ra ở giai đoạn đầu, mà chỉ xuất hiện ở giai đoạn sau khi động cơ ngừng hoạt động. Các đường đồ thị của  $p(t)$  và  $\alpha_{sp}(t)$  theo mô phỏng và theo tính toán lý thuyết đều có sự tương đồng rõ nét (Hình 4. 19). Tại đỉnh cộng hưởng ứng với  $t = 3.2+3.4s$ , đồ thị  $p(t)$  (theo cả cộng hưởng và lý thuyết) đã có xu hướng dao động, nhưng sau đó vẫn quay trở lại bám theo  $p_{tk}(t)$ .

Ở giai đoạn sau, giá trị của tần số  $p(t)$  đã bị “khóa” trong những khoảng thời gian khá dài từ  $t = 15 - 70$  s. Hiện tượng khóa tần số chỉ xuất hiện ở giai đoạn sau có thể giải thích là do trong giai đoạn đầu, lực cản chính diện với hệ

số  $C_A$  gần như cân bằng với lực đẩy và triệt tiêu nhau, không tạo ra các dao động chúc ngóc (Hình 2. 6). Ở giai đoạn sau, khi  $T = 0$ , lực cân chính diện đóng vai trò tạo ra dao động, do đó hiện tượng khóa tần số mới xuất hiện.

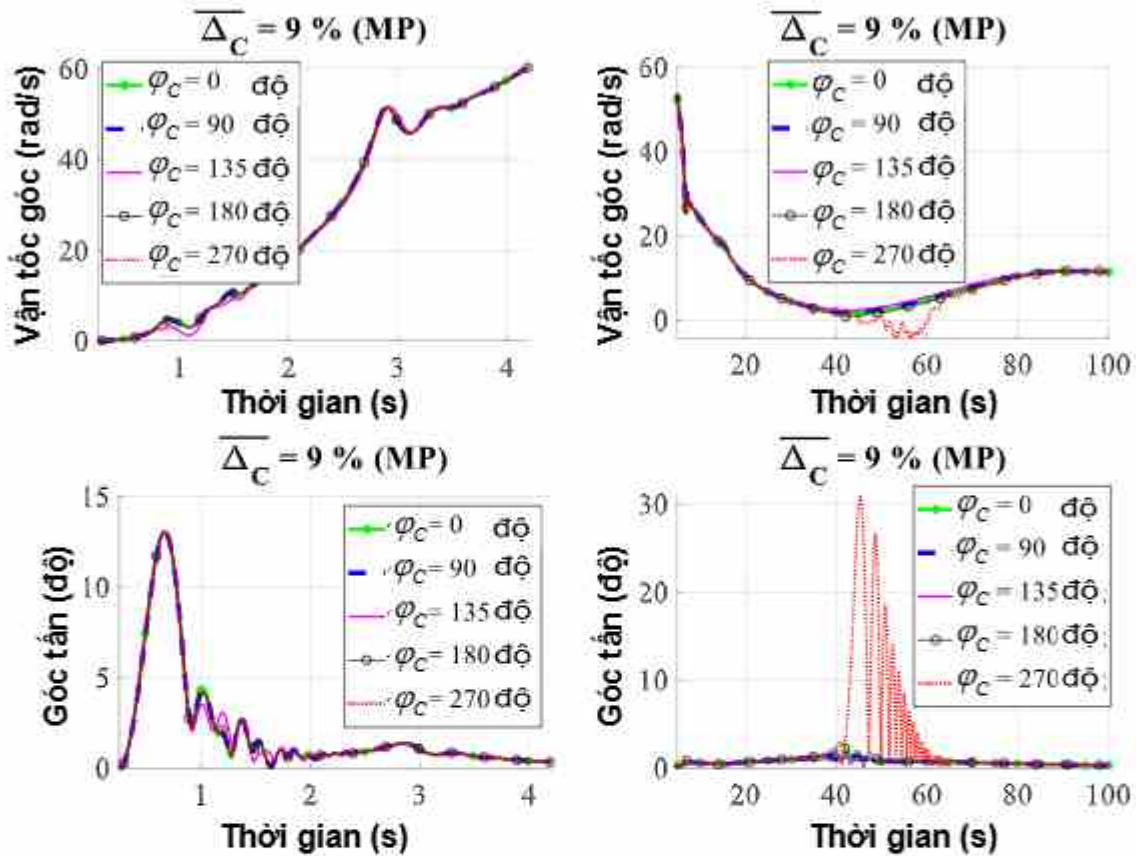


Hình 4. 19. Kết quả tính toán lý thuyết và mô phỏng khi  $\overline{\Delta_C} = 9\%$ .

Tiếp theo, ta đánh giá ảnh hưởng của hướng lệch  $\varphi_C$  của độ lệch khối tâm trong trường hợp  $\overline{\Delta_C} = 9\%$ . Ở đây  $\varphi_C$  nhận các giá trị khác nhau [0; 90; 135; 180 và 270 độ]. Hình 4. 20 cho thấy đồ thị của vận tốc góc  $p(t)$  với các giá trị  $\varphi_C$  khác nhau gần như trùng khớp trong cả 2 giai đoạn trước và sau khi động cơ ngừng hoạt động.

Xu hướng tương tự cũng thấy trong đồ thị  $\alpha_{sp}(t)$ , trừ vị trí xung quanh thời điểm tên lửa quay đầu (40 ÷ 60 s). Đây là giai đoạn rất phức tạp, do tên lửa

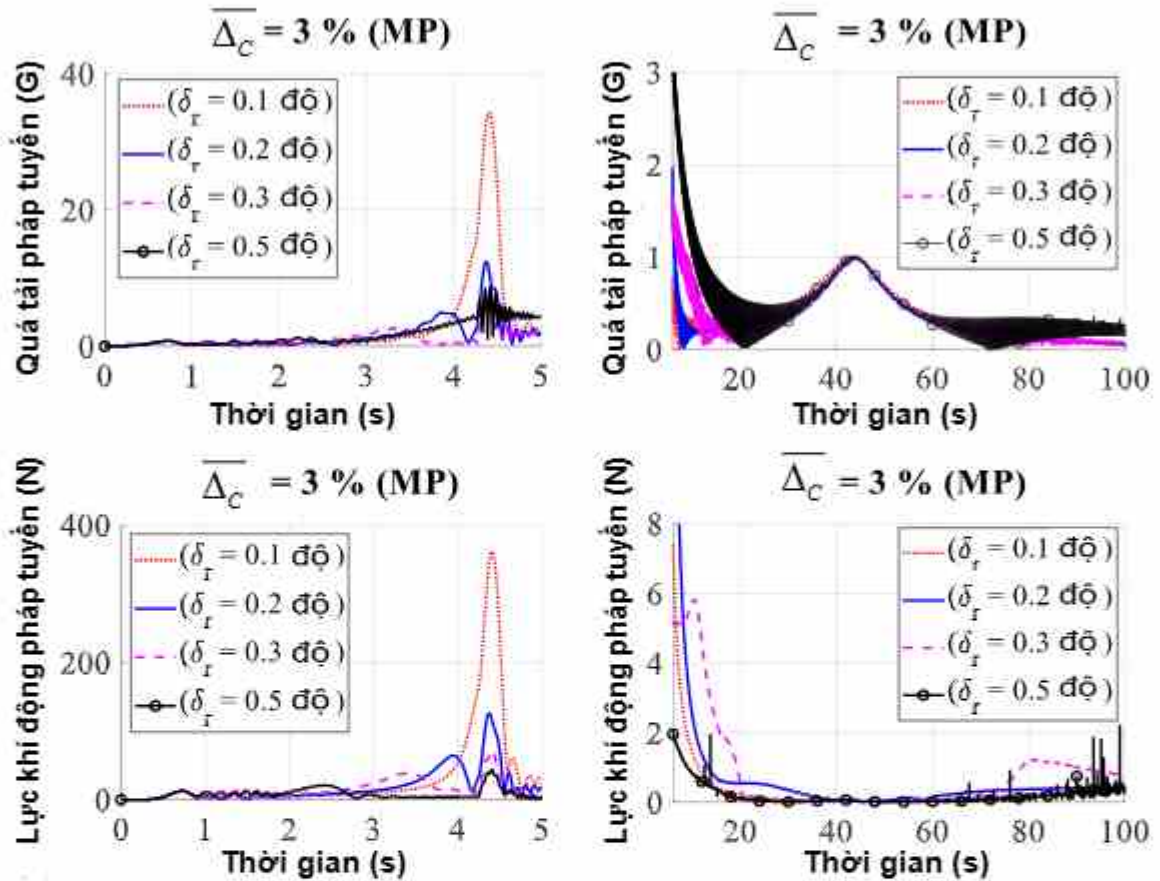
đạt độ cao cực đại và quay đầu, nên những nhiễu động có thể xuất hiện. Tuy nhiên, ảnh hưởng của giai đoạn này đến quỹ đạo hay sự ổn định tên lửa là không lớn, do vận tốc của tên lửa tương đối nhỏ.



Hình 4. 20. Kết quả tính toán mô phỏng cho  $\overline{\Delta}_C = 9\%$  khi hướng lệch  $\varphi_C$  thay đổi.

Tiếp theo, ta nghiên cứu sự thay đổi của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến theo thời gian khi có bất đối xứng khối lượng với các giá trị khác nhau của  $\delta_r$ . Hình 4. 21 cho thấy đồ thị của quá tải pháp tuyến khi  $\overline{\Delta}_C = 3\%$ , nhận thấy khi  $\delta_r$  tăng lên, giá trị của lực pháp tuyến tăng tại một số thời điểm. Trong khi đó, đồ thị của lực khí động pháp tuyến cho thấy giá trị của đại lượng này lên cao khi  $\delta_r = 0.3^\circ$ , đặc biệt tại các thời điểm xảy ra cộng hưởng  $t = 2.5+4$  s, giá trị của lực khí động pháp tuyến cao hơn đáng kể so với các trường hợp còn lại. Tuy nhiên, giá trị quá tải pháp tuyến khi  $\delta_r = 0.5^\circ$  luôn cao hơn các trường hợp còn lại trong phần lớn thời gian bay sau

đó. Điều này có thể lý giải do khi tên lửa lệch trục, xuất hiện lực ly tâm tỷ lệ với bình phương vận tốc góc quay quanh trục  $p(t)$ . Do đó,  $\delta_r$  lớn sẽ khiến cho tên lửa quay nhanh và quá tải pháp tuyến lớn hơn so với các trường hợp còn lại.

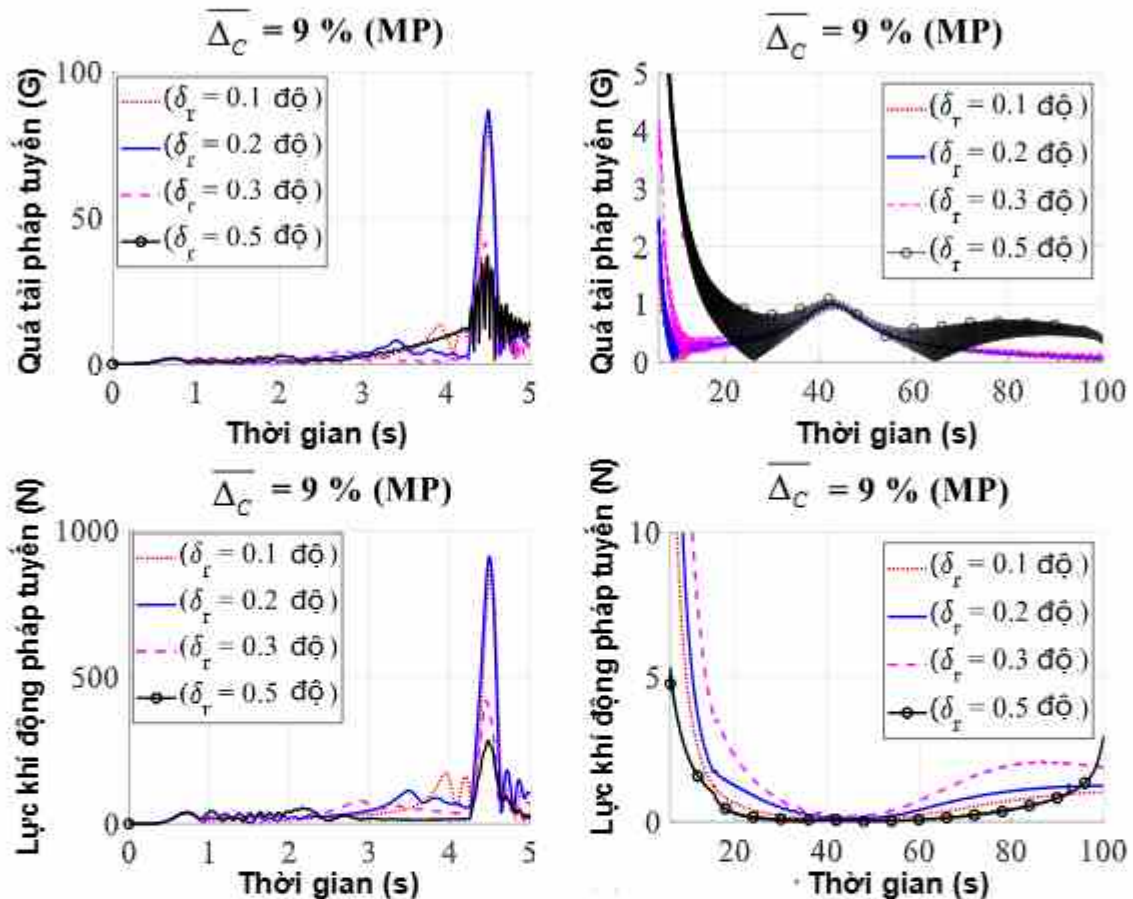


Hình 4. 21. Sự phụ thuộc của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến theo thời gian khi có bất đối xứng khối lượng ( $\overline{\Delta_c} = 3\%$ ).

Khi bất đối xứng khối lượng  $\overline{\Delta_c} = 9\%$ , dễ dàng nhận thấy giá trị cực đại của quá tải pháp tuyến (Hình 4. 22) lớn hơn khá nhiều so với trường hợp  $\overline{\Delta_c} = 3\%$  (xấp xỉ 80 G so với 30 G). Trong khi đó, giá trị cực đại của lực khí động pháp tuyến (Hình 4. 22) là hơn 800 N so với hơn 300 N trong trường hợp  $\overline{\Delta_c} = 3\%$ .

Khi  $\delta_r = 0.3$  độ, lực khí động pháp tuyến duy trì giá trị lớn trong khoảng thời gian dài do hiện tượng khóa tần số gây ra. Trong giai đoạn tích cực, với  $\delta_r$  càng nhỏ, giá trị cực đại của lực quá tải pháp tuyến và khí động pháp tuyến càng lớn và chỉ trị

trong khoảng thời gian rất ngắn do hiện tượng cộng hưởng sinh ra. Xu hướng giảm của giá trị cực đại của lực khí động và quá tải trong giai đoạn tích cực là do hiệu ứng trung bình hóa sai số bất đối xứng của tên lửa khi quay quanh trục.



Hình 4. 22. Sự phụ thuộc của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến theo thời gian khi có bất đối xứng khối lượng ( $\overline{\Delta_C} = 9\%$ ).

#### 4.2.4. Đánh giá chung

Thông qua việc khảo sát hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số trong các trường hợp và với các loại bất đối xứng khác nhau bằng cả 2 cách tiếp cận, NCS nhận thấy có sự tương đồng khá rõ giữa mô hình lý thuyết và mô phỏng. Nếu không xuất hiện cộng hưởng/ khóa tần số, tên lửa với góc  $\delta_r$  lớn sẽ quay nhanh hơn và hiệu quả hơn trong việc giảm tác động của các sai số bất đối xứng. Tuy nhiên, khi hiện tượng cộng hưởng/ khóa tần số xuất hiện, các vấn đề động lực học trở nên phức tạp, cần phải có phân tích, đánh giá chi tiết.

Đối với mô hình tên lửa hiện tại, các hiện tượng cộng hưởng xảy ra khi  $\delta_r = 0.3$  độ, do đó các khảo sát được thực hiện chủ yếu quanh trường hợp này.

Đối với bất đối xứng khí động, các trường hợp khảo sát cho thấy khi góc lệch bất đối xứng  $\delta_a$  nhỏ (0.1 và 0.3 độ), hiện tượng cộng hưởng xuất hiện cả trước và sau khi động cơ ngừng hoạt động, nhưng không dẫn đến khóa tần số; Trong khi với  $\delta_a = 0.6$  độ đã xuất hiện khóa tần số, đặc biệt là với trường hợp  $\delta_a = 0.9$  độ, hiện tượng khóa tần số trở nên rõ ràng và kéo dài suốt thời gian bay của tên lửa. Điều này khiến cho giá trị góc tấn luôn duy trì cao trong phần lớn thời gian bay.

Đối với bất đối xứng lực đẩy động cơ, hiện tượng cộng hưởng xuất hiện khi  $\delta_T = 0.5$  và 1.0 độ, nhưng khi tăng  $\delta_T$  lên 1.5 và 2.0 độ, hiện tượng khóa tần số xuất hiện và kéo theo sự gia tăng đáng kể giá trị của góc tấn.

Đối với bất đối xứng khối lượng, khi  $\overline{\Delta_c} = 3\%$ , hiện tượng cộng hưởng chỉ xuất hiện ở giai đoạn sau khi động cơ ngừng hoạt động; Khi tăng  $\overline{\Delta_c}$  lên 6 và 9%, hiện tượng khóa tần số đã xuất hiện và khiến cho giá trị góc tấn tăng trong giai đoạn sau khi động cơ ngừng hoạt động, tuy giá trị chỉ duy trì mức 1÷2 độ.

Sự phụ thuộc của quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến vào góc  $\delta$  khá rõ ràng, khi mà giá trị của  $\delta_r = 0.3$  độ (trường hợp xuất hiện cộng hưởng và khóa tần số), các đại lượng này có nhiều thời điểm tăng cao hơn so với các trường hợp còn lại; điều này có thể dẫn đến ảnh hưởng đến kết cấu và các thiết bị trên khoang. Kết quả cho thấy ảnh hưởng của hướng lệch đối với ba loại bất đối xứng là không lớn, không tạo ra sự khác biệt đáng kể về mặt xu thế. Do đó, có thể lựa chọn một góc hướng đại diện để khảo sát.

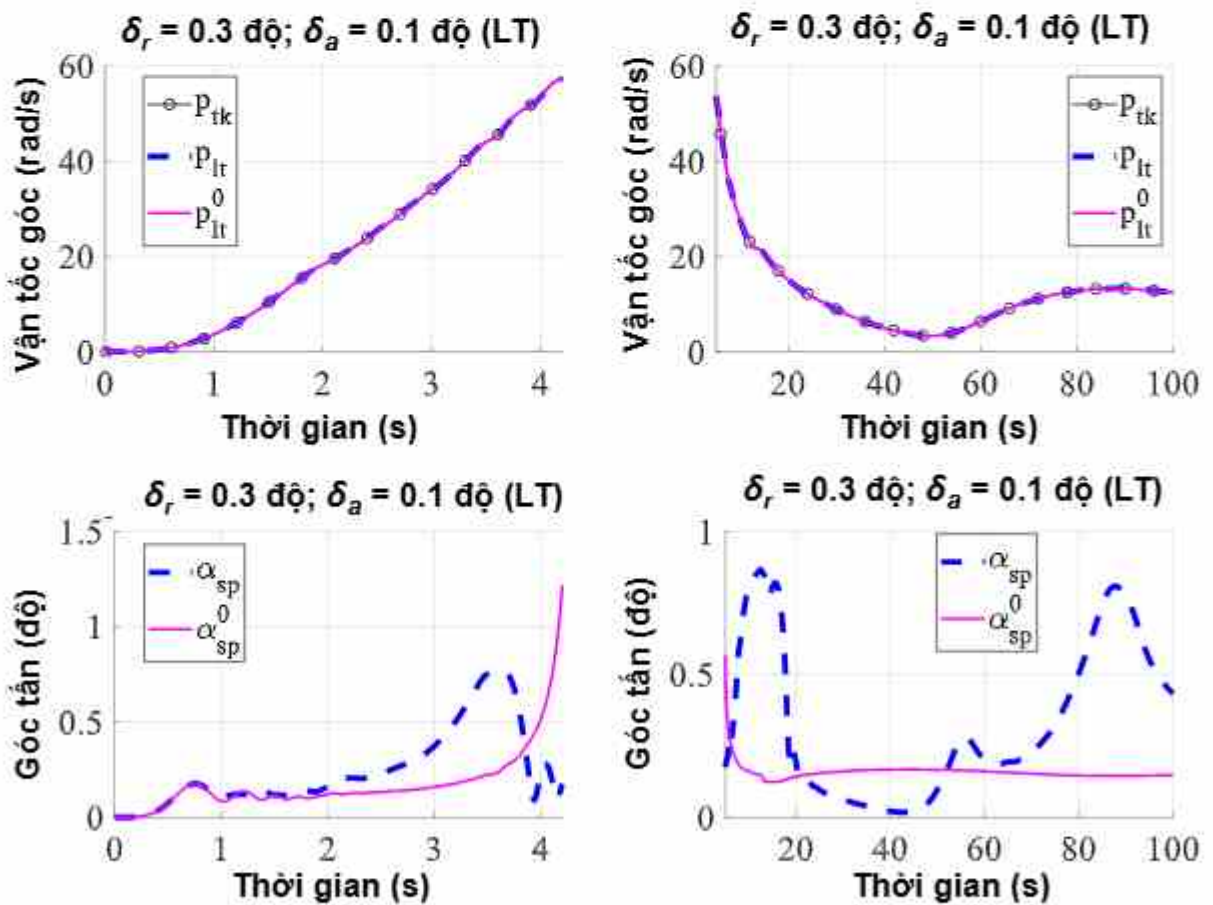
#### **4.3. Ảnh hưởng của chuyển động quay quanh trục tới vấn đề cộng hưởng**

Chuyển động quay quanh trục là một trong những nguyên nhân chủ yếu gây ra hiện tượng cộng hưởng động lực học của tên lửa. Trong hệ phương trình chuyển động (2.73), các hệ số  $A_2$ ,  $B_1$  và  $B_2$  có các số hạng chứa thành phần vận

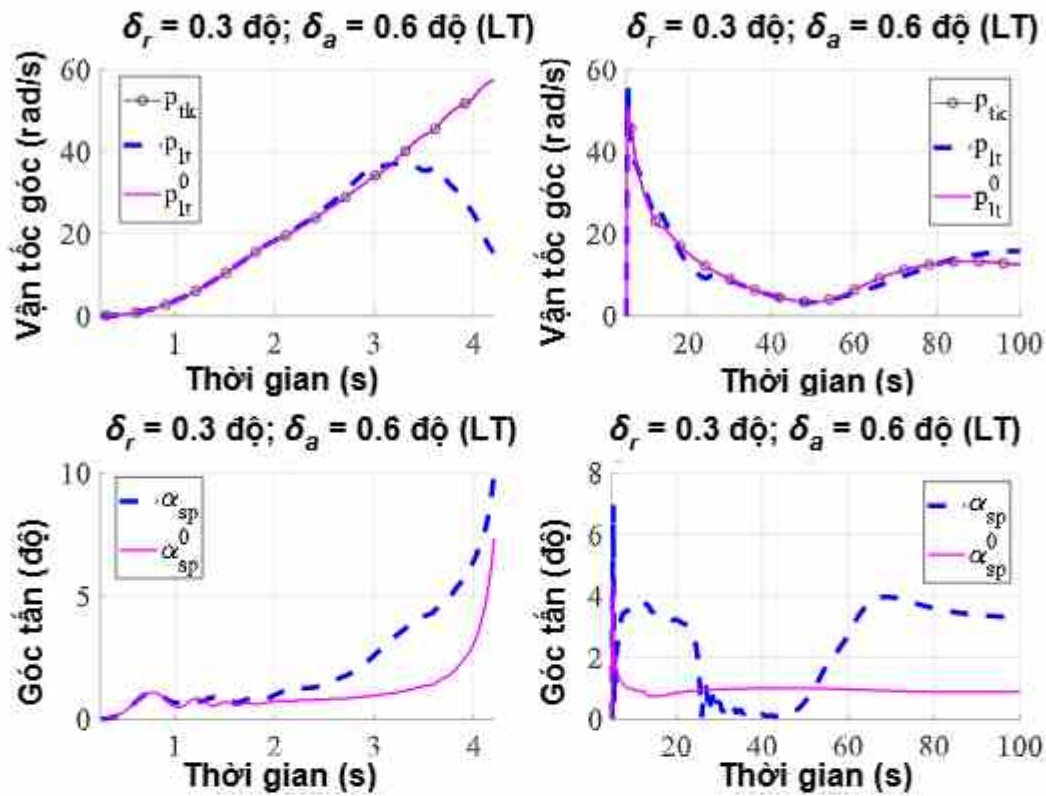
tốc góc quay quanh trục  $p(t)$ . Để có thể đánh giá ảnh hưởng của chuyển động quay quanh trục tới vấn đề cộng hưởng của tên lửa, ta so sánh kết quả tính toán khi có và không có các số hạng này trong hệ phương trình trên.

Hình 4. 23 và Hình 4. 24 biểu diễn kết quả so sánh trong trường hợp có bất đối xứng khí động trong trường hợp  $\delta_a = 0.1$  độ và  $\delta_a = 0.6$  độ. Kết quả cho thấy khi không tính đến các số hạng chứa thành phần vận tốc góc quay quanh trục  $p(t)$ , hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số không xuất hiện.

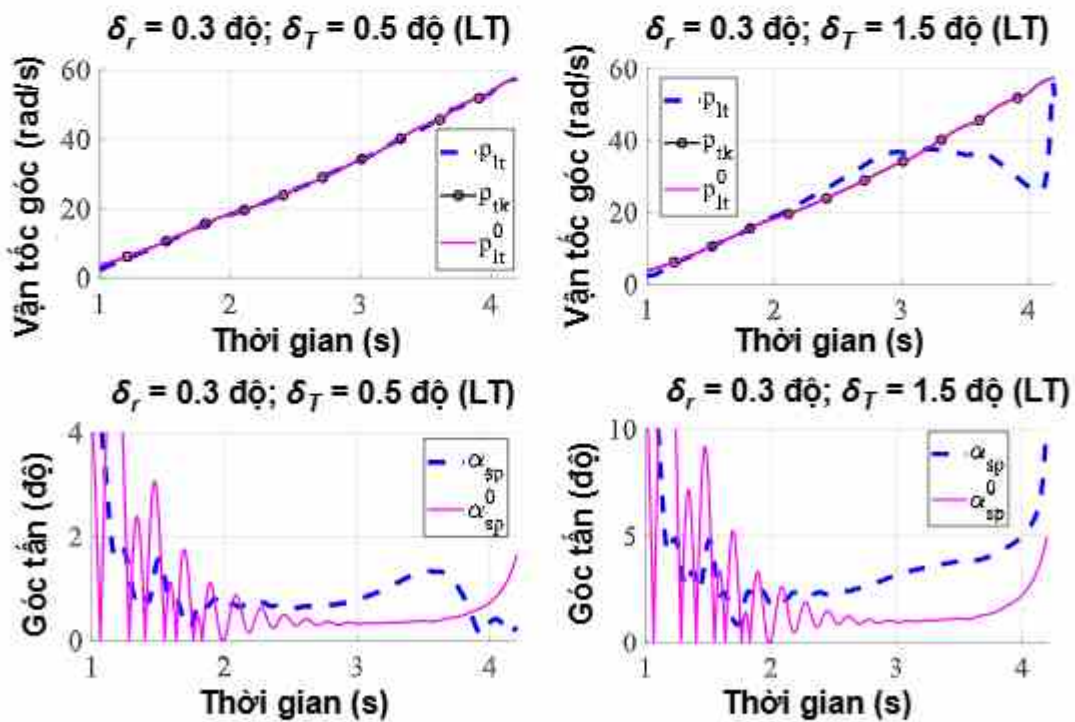
Tương tự khi xét trường hợp bất đối xứng lực đẩy động cơ trong giai đoạn trước 4.2 s (Hình 4. 25), kết quả cho thấy khi không xét đến ảnh hưởng của chuyển động quay quanh trục, xu thế của góc tấn không phụ thuộc vào giá trị của  $\delta_r$ ; không xuất hiện các đỉnh cộng hưởng và hiện tượng khóa tần số cũng không xảy ra.



Hình 4. 23. Ảnh hưởng của thành phần vận tốc góc quay quanh trục  $p(t)$  đến hiện tượng cộng hưởng (Bất đối xứng khí động khi  $\delta_a = 0.1$  độ).

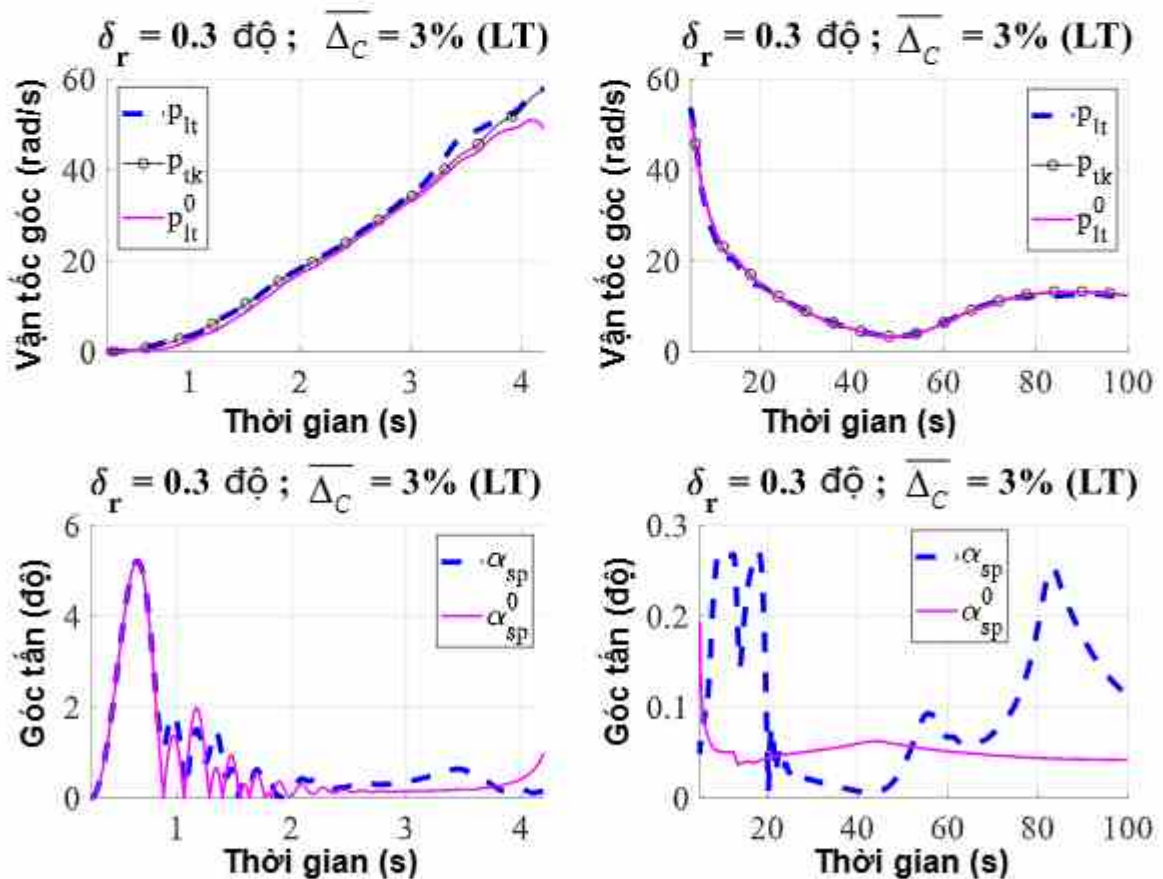


Hình 4. 24. Ảnh hưởng của thành phần vận tốc góc quay quanh trục  $p(t)$  đến hiện tượng cộng hưởng (Bất đối xứng khí động khi  $\delta_a = 0.6$  độ).

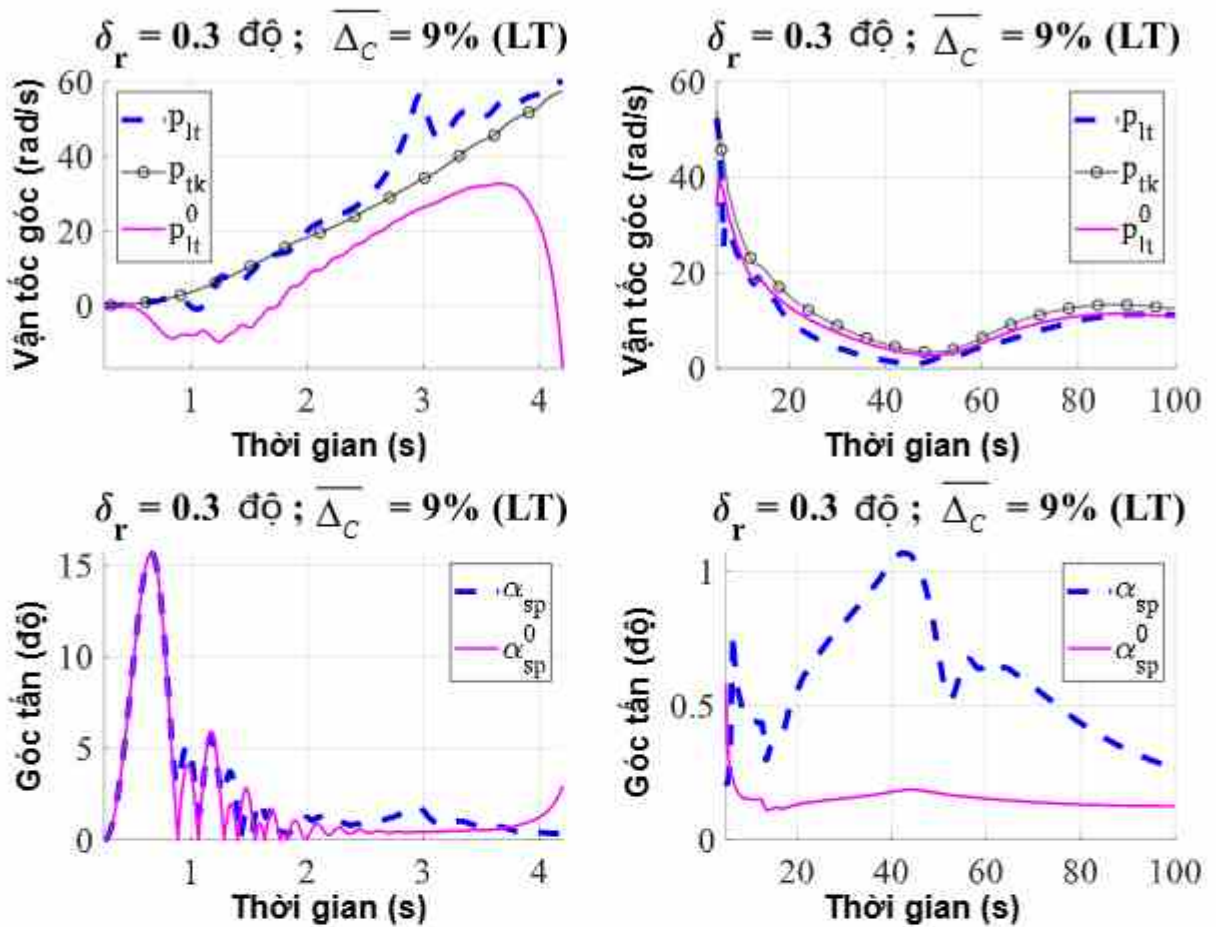


Hình 4. 25. Ảnh hưởng của thành phần vận tốc góc quay quanh trục  $p(t)$  đến hiện tượng cộng hưởng (Bất đối xứng lực đẩy khi  $\delta_T = 0.5$  và  $1.5$  độ).

Ảnh hưởng của thành phần vận tốc góc quay quanh trục  $p(t)$  đến hiện tượng cộng hưởng trong trường hợp bất đối xứng khối lượng được thể hiện trong Hình 4. 26 và Hình 4. 27. Ta thấy khi không tính đến ảnh hưởng này, đồ thị của góc tần không gian  $\alpha_{sp}^0(t)$  thể hiện xu thế tương tự như trong trường hợp bất đối xứng khí động và lực đẩy. Do đó, một lần nữa có thể khẳng định nếu không xét đến ảnh hưởng của chuyển động quay quanh trục tới dao động của tên lửa, thì hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số không xảy ra. Tuy nhiên, đối với đồ thị của  $p_{it}^0(t)$ , khi  $\overline{\Delta_C}$  lớn có sự khác biệt đáng kể so với đồ thị  $p(t)$ . Điều này là do số hạng cuối trong biểu thức của mô-men quay quanh trục  $L$  trong (2.67). Số hạng này thể hiện ảnh hưởng của dao động của tên lửa đến chuyển động quay quanh trục thông qua các giá trị của góc tần  $\alpha$  và góc trượt cạnh  $\beta$ .



Hình 4. 26. Ảnh hưởng của thành phần vận tốc góc quay quanh trục  $p(t)$  đến hiện tượng cộng hưởng (Bất đối xứng khối lượng khi  $\overline{\Delta_C} = 3\%$ ).



Hình 4. 27. Ảnh hưởng của thành phần vận tốc góc quay quanh trục  $p(t)$  đến hiện tượng cộng hưởng (Bất đối xứng khối lượng khi  $\overline{\Delta_C} = 9\%$ ).

Các kết quả khảo sát ở trên đã khẳng định ảnh hưởng của chuyển động quay quanh trục tới dao động của tên lửa là nguyên nhân chính gây ra hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số. Để làm rõ bản chất của vấn đề này, ta phân tích hai phương trình đầu tiên của hệ phương trình chuyển động (2.73).

Từ các công thức nghiệm (2.77), ta nhận thấy hệ luôn ổn định động do các trị riêng luôn có phần thực âm và bằng  $-\frac{A_1}{2}$ .

Khi  $p \approx \omega_n$  ta có:

$$\xi_0 \approx \left( -\frac{C_1}{A_1 p} \quad \frac{C_2}{A_1 p} \quad 0 \quad 0 \right)^T \quad (4.1)$$

Do tên lửa dao động với tỷ số giảm chấn nhỏ nên  $A_1 \ll \omega_n$ . Khi  $\sqrt{|p^2 - \omega_n^2|} \gg A_1$ , ta có:

$$\xi_0 \approx \left( \frac{C_2}{\omega_n^2 - p^2} \quad \frac{C_1}{\omega_n^2 - p^2} \quad 0 \quad 0 \right)^T. \quad (4.2)$$

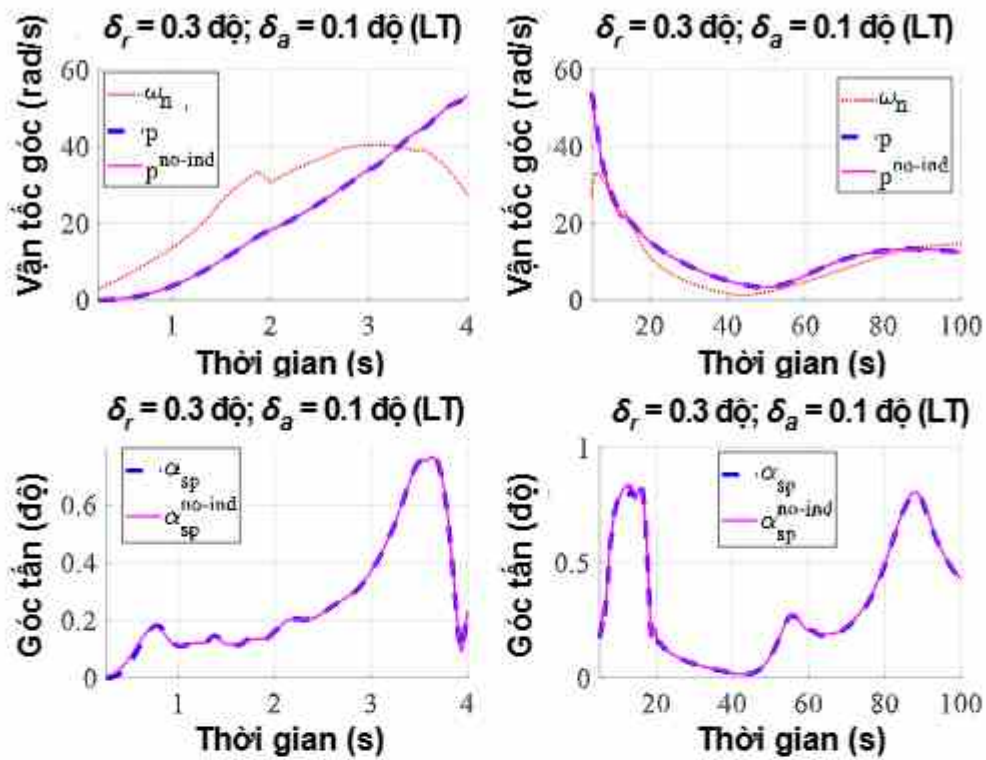
Dễ dàng nhận thấy giá trị của  $\xi_0$  trong biểu thức (4.1) rất lớn so với giá trị của nó trong biểu thức (4.2). Do đó, có thể khẳng định khi  $p \approx \omega_n$ , các góc  $\alpha$  và  $\beta$  tăng đột biến và hiện tượng cộng hưởng xảy ra.

#### 4.4. Ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc tới vấn đề cộng hưởng và hiện tượng khóa tần số

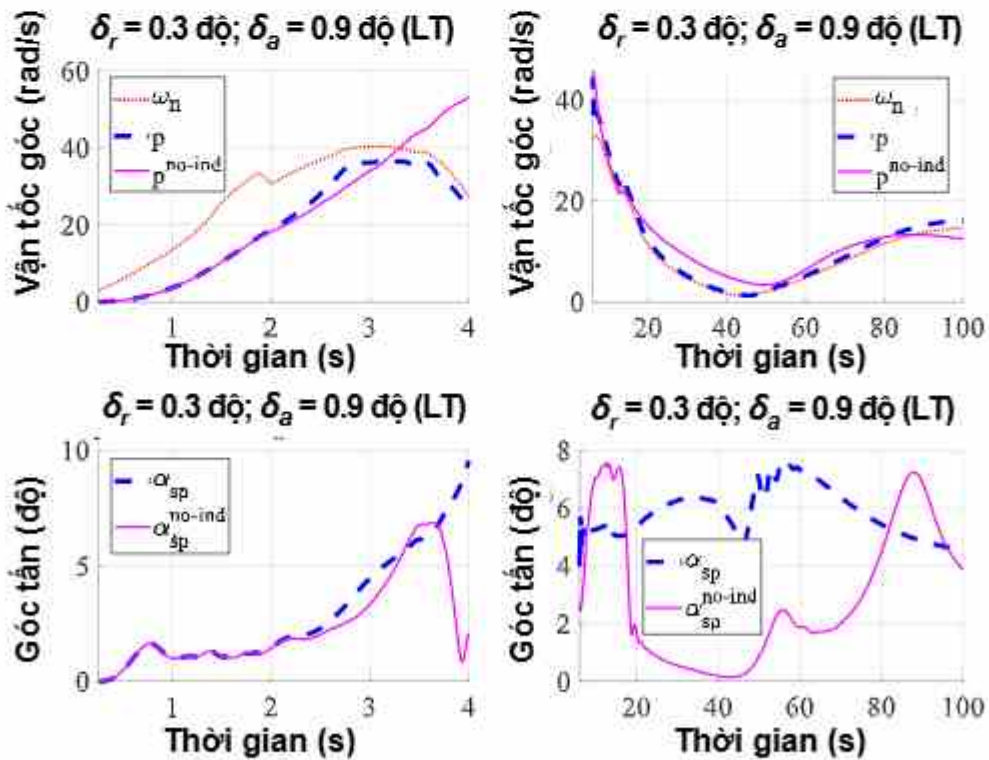
Với mục đích tiếp tục phân tích nguyên nhân của hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số, ta so sánh đồ thị của vận tốc góc quay quanh trục  $p(t)$  và góc tấn không gian  $\alpha_{sp}(t)$  khi có và không có thành phần mô-men cảm ứng quanh trục dọc  $L_i$ . Ở đây ta chỉ khảo sát trường hợp  $\delta_r = 0.3$  độ, tương ứng khi xảy ra cộng hưởng.

Trước hết, xét trường hợp  $\delta_a = 0.1$  độ (Hình 4. 28), ta nhận thấy các đồ thị của  $p(t)$  và  $\alpha_{sp}(t)$  tính toán theo mô hình lý thuyết trùng với trường hợp khi không tính đến mô-men cảm ứng (ký hiệu là chỉ số trên 'no-ind'). Dễ dàng nhận thấy hiện tượng cộng hưởng xảy ra với cả hai trường hợp.

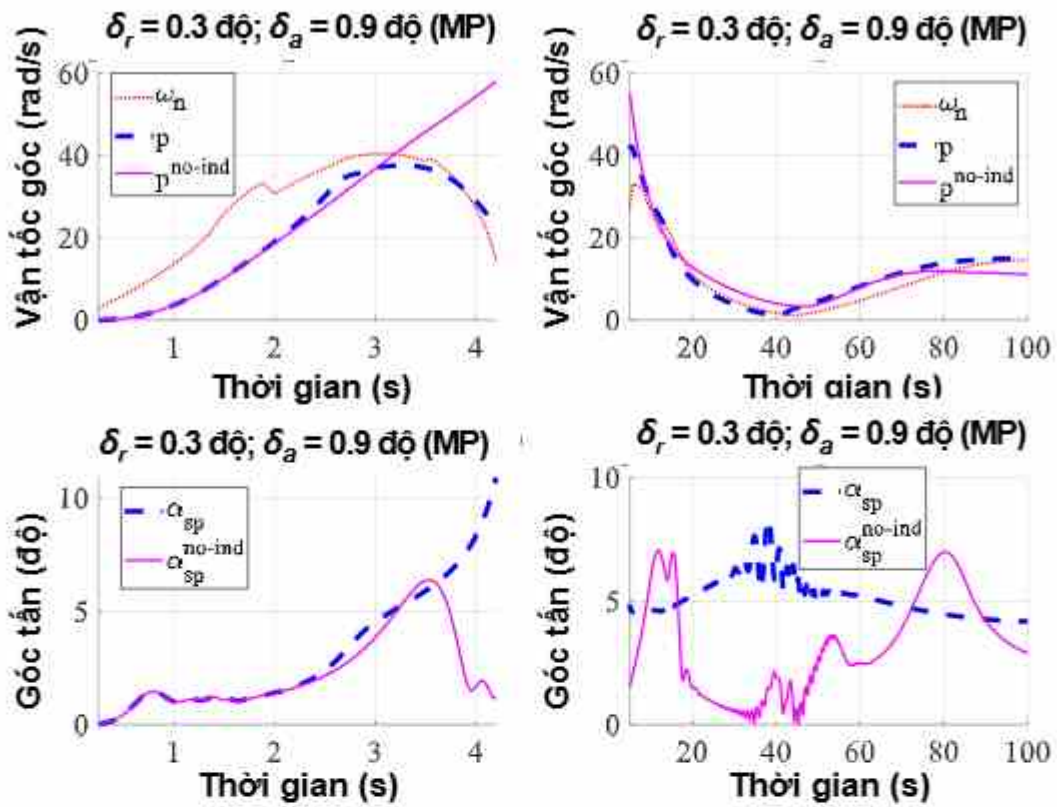
Khi  $\delta_a = 0.9$  độ (Hình 4. 29), khi có tính đến mô-men cảm ứng quay quanh trục, hiện tượng khóa tần số xảy ra. Trong khi đó, đối với trường hợp bỏ qua thành phần mô-men này, chuyển động của tên lửa vẫn chỉ tương ứng với hiện tượng cộng hưởng thông thường. Kết quả mô phỏng trong trường hợp này cũng cho xu thế hoàn toàn tương tự (Hình 4. 30). Do đó, có thể kết luận rằng mô-men cảm ứng quay quanh trục là nguyên nhân gây ra hiện tượng khóa tần số.



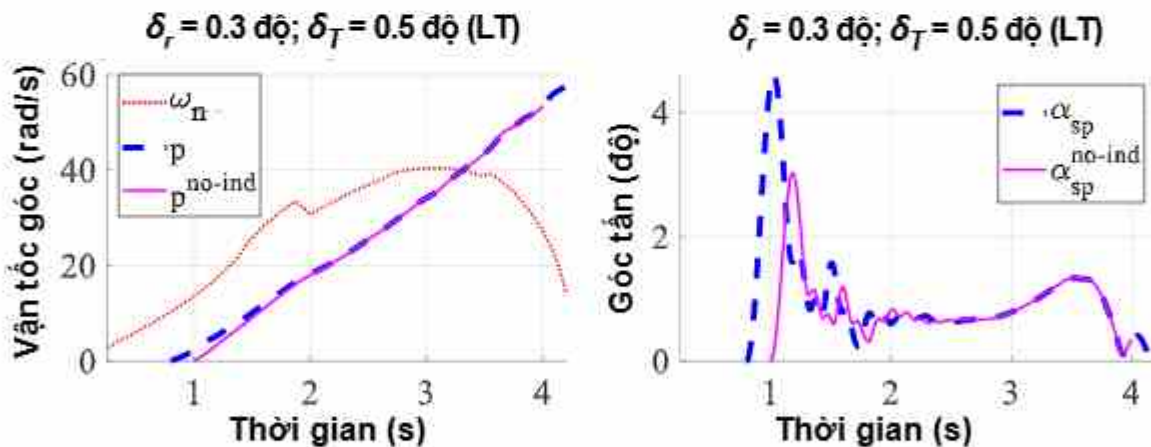
Hình 4. 28. Kết quả tính toán lý thuyết ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng khí động khi  $\delta_a = 0.1$  độ).



Hình 4. 29. Kết quả tính toán lý thuyết ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng khí động khi  $\delta_a = 0.9$  độ).



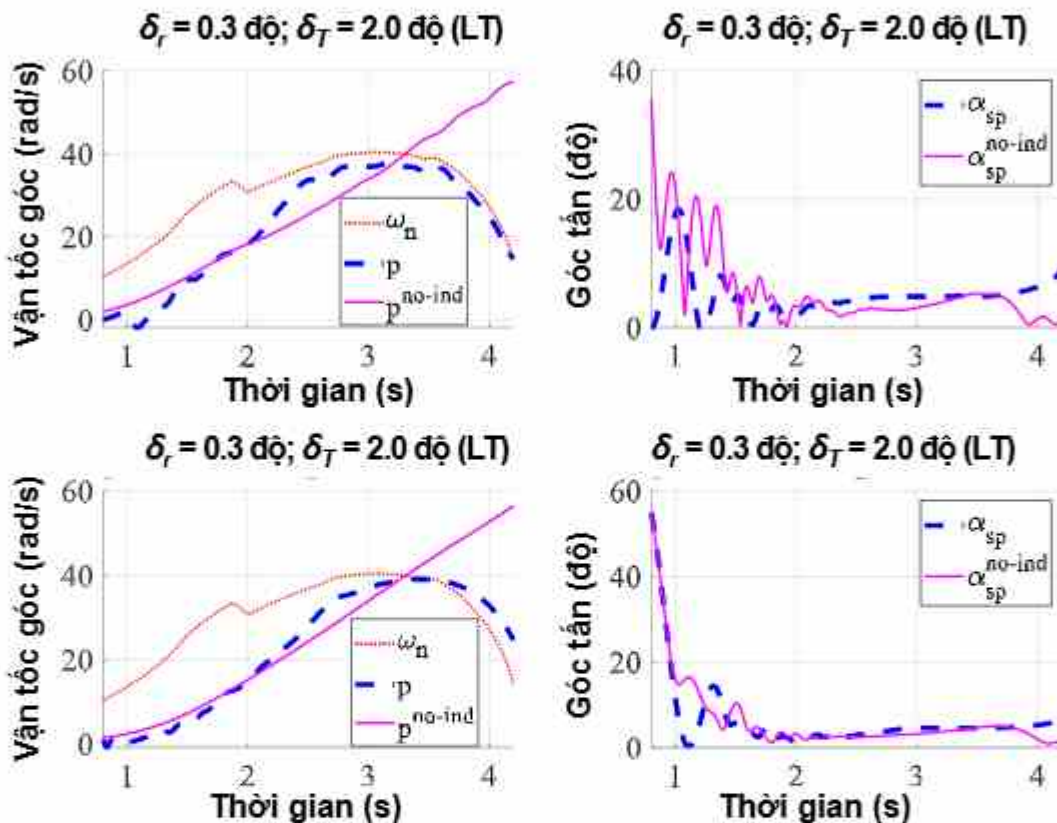
Hình 4. 30. Kết quả tính toán mô phỏng ảnh hưởng của mô-men cản ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng khí động khi  $\delta_a = 0.9$  độ).



Hình 4. 31. Kết quả tính toán lý thuyết ảnh hưởng của mô-men cản ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng lực đẩy khi  $\delta_T = 0.5$  độ).

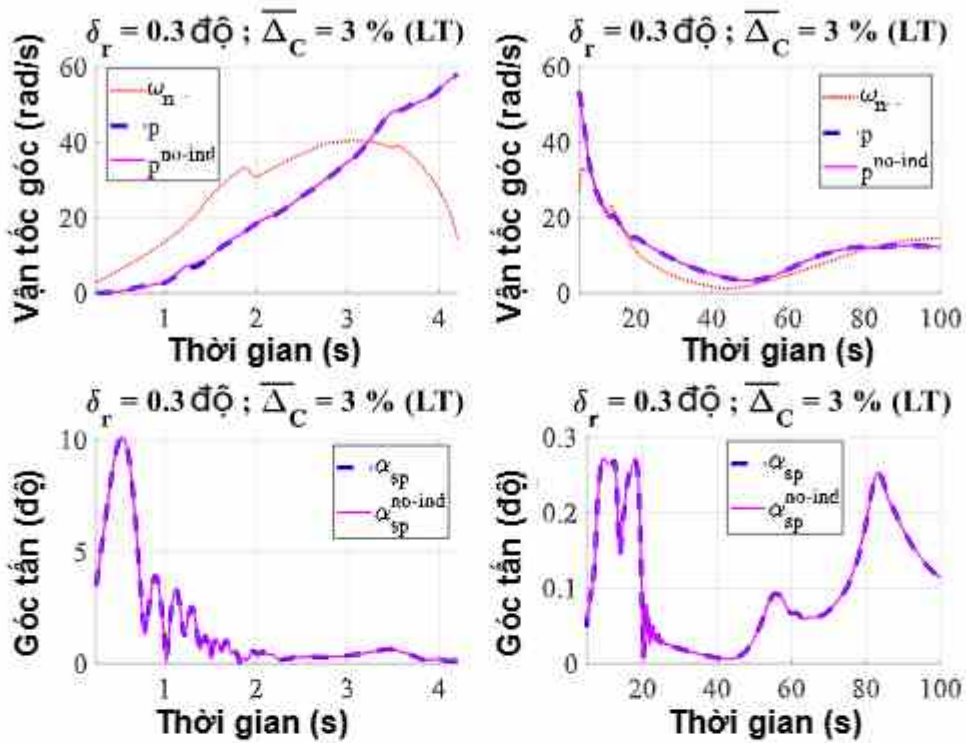
Xét trường hợp bất đối xứng lực đẩy, khi khảo sát theo mô hình lý thuyết ta cũng nhận thấy xu thế tương tự như trường hợp bất đối xứng khí động: khi giá trị bất đối xứng nhỏ (Hình 4. 31), không có nhiều sự khác biệt giữa  $p(t)$  và  $\alpha_{sp}(t)$  có

và không có mô-men cảm ứng. Khi tăng  $\delta_T$  lên giá trị lớn (2 độ), cả mô hình lý thuyết và mô phỏng đều chỉ ra rằng hiện tượng khóa tần số xảy ra với trường hợp có tính đến mô-men cảm ứng, trong khi nếu bỏ qua mô-men này thì chỉ còn hiện tượng cộng hưởng đơn thuần (Hình 4. 32). Điều này một lần nữa khẳng định vai trò của mô-men cảm ứng quay quanh trục đối với hiện tượng khóa tần số.

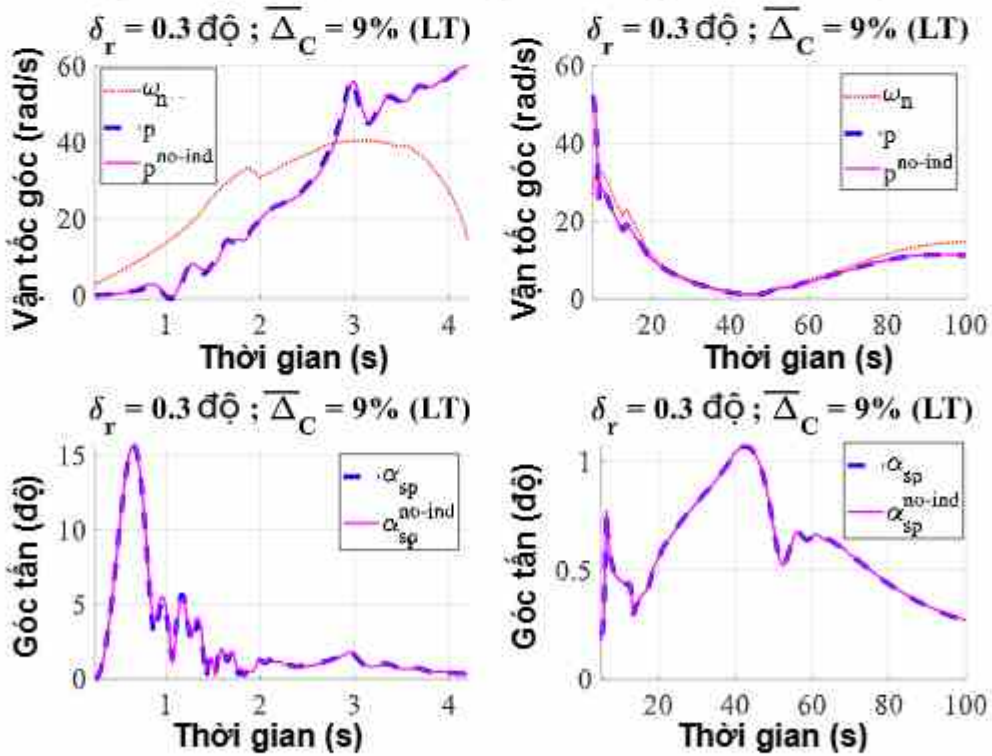


Hình 4. 32. Kết quả tính toán lý thuyết và mô phỏng ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng lực đẩy khi  $\delta_T = 2$  độ).

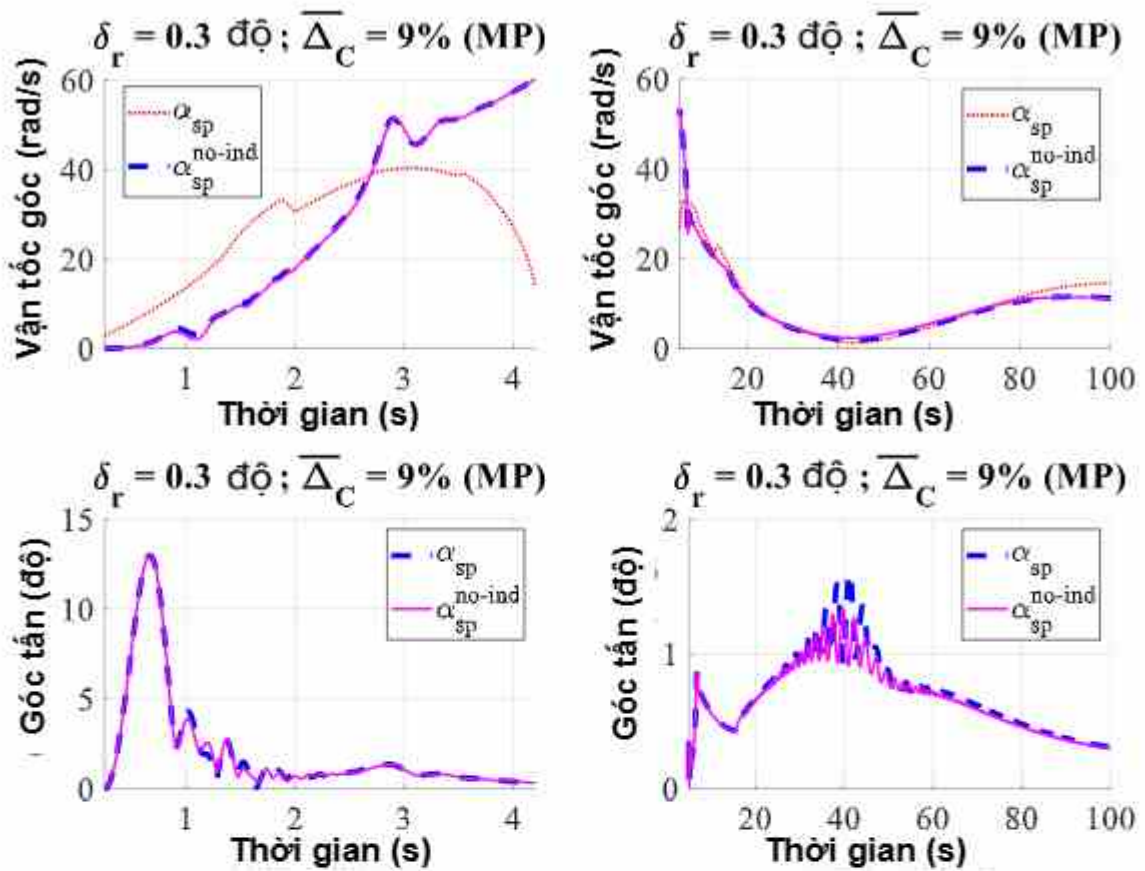
Đối với trường hợp bất đối xứng khối lượng ta nhận thấy xu hướng khác biệt rõ ràng so với các trường hợp bất đối xứng khí động và lực đẩy: Đồ thị  $p(t)$  và  $\alpha_{sp}(t)$  khi có và không có mô-men cảm ứng gần như trùng nhau ngay cả khi tăng giá trị bất đối xứng  $\bar{\Delta}_C$  lên 9% (Hình 4. 33 và Hình 4. 34). Khi giá trị bất đối xứng nhỏ, chỉ xuất hiện cộng hưởng đơn thuần; trong khi đối với giá trị bất đối xứng lớn, hiện tượng khóa tần số xảy ra với sự gia tăng đáng kể của góc tấn. Kết quả mô phỏng và lý thuyết cho thấy sự thống nhất về mặt xu thế (Hình 4. 34 và Hình 4. 35).



Hình 4. 33. Kết quả tính toán lý thuyết ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng khối lượng khi  $\overline{\Delta}_C = 3\%$ ).



Hình 4. 34. Kết quả tính toán lý thuyết ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng khối lượng khi  $\overline{\Delta}_C = 9\%$ ).



Hình 4. 35. Kết quả tính toán mô phỏng ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc (Bất đối xứng khối lượng khi  $\overline{\Delta_C} = 9\%$ ).

Sự khác biệt về ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quay quanh trục trong trường hợp bất đối xứng khối lượng so với các trường hợp còn lại có thể được lý giải là do sự xuất hiện của số hạng cuối cùng trong biểu thức mô-men quay quanh trục  $L$  (2.69). Khi trọng tâm bị lệch trục, lực khí động pháp tuyến sinh ra mô-men quay quanh trục với giá trị lớn hơn nhiều mô-men cảm ứng. Do đó, hiệu ứng của mô-men cảm ứng đối với các vấn đề động lực học bị ‘lấn át’ và không được nhận thấy trong kết quả. Bên cạnh đó, lực cản dọc trục là nguồn tạo ra dao động chúc góc trong trường hợp này. Tuy nhiên, khi động cơ hoạt động, lực cản và lực đẩy của động cơ triệt tiêu lẫn nhau, dao động chúc góc gần như không xuất hiện nên hiện tượng cộng hưởng không xảy ra ngay cả khi các đồ thị  $p(t)$  và  $p^{no-ind}(t)$  cắt  $\omega_n(t)$ . Tại giai đoạn động cơ không hoạt động,

do không có lực đẩy động cơ, tên lửa dao động chúc góc do trọng tâm lệch trục và cộng hưởng với chuyển động quay dẫn tới hiện tượng khóa tần số.

***Đánh giá chung:***

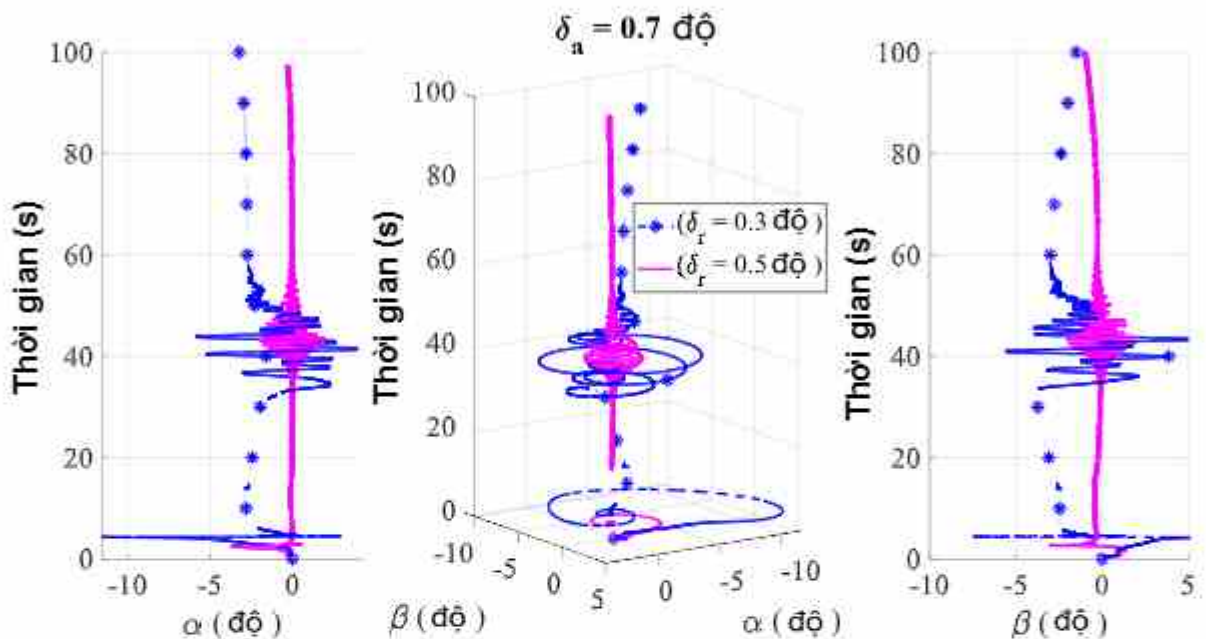
- Trong trường hợp bất đối xứng khí động và lực đẩy, ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc là khá rõ ràng; nó là nguyên nhân chính gây ra hiện tượng khóa tần số khi bất đối xứng đủ lớn. Mô-men cảm ứng quay quanh trục phụ thuộc vào góc tấn không gian, do đó khi đưa thành phần này vào trong hệ phương trình sẽ bổ sung được ảnh hưởng tương tác của dao động chúc góc đến chuyển động quay quanh trục; điều này dẫn đến hiện tượng khóa tần số.

- Đối với trường hợp bất đối xứng khối lượng, ảnh hưởng của mô-men này là không đáng kể ngay cả trong trường hợp bất đối xứng lớn. Điều này có thể được giải thích là do mô-men quay quanh trục cảm ứng rất nhỏ so với thành phần mô-men sinh ra do sự lệch trục của trọng tâm tên lửa, đây là thành phần chủ yếu gây ra hiện tượng khóa tần số trong trường hợp này.

**4.5. Ảnh hưởng của hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số đến một số tham số góc của tên lửa thăm dò.**

Ảnh hưởng của hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số trong trường hợp bất đối xứng khí động đến đến giá trị của góc tấn và góc trượt cạnh được thể hiện trên Hình 4. 36. Ta nhận thấy khi  $\delta_r = 0.3$  độ và  $\delta_a = 0.7$  độ xảy ra hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số; điều này khiến cho giá trị của góc tấn và góc trượt cạnh tăng lên cao và duy trì trong suốt quá trình bay. Trong khi đó, khi tăng  $\delta_r$  lên 0.5 độ và giữ nguyên  $\delta_a = 0.7$  độ (tương ứng với trường hợp không có cộng hưởng và khóa tần số), giá trị của hai đại lượng này chỉ tăng cao tại thời điểm động cơ hoạt động mạnh (1+4 s) và thời điểm tên lửa quay đầu (38+45 s), sau đó nhanh chóng giảm xuống và duy trì ở giá trị thấp trong hầu hết hành trình.

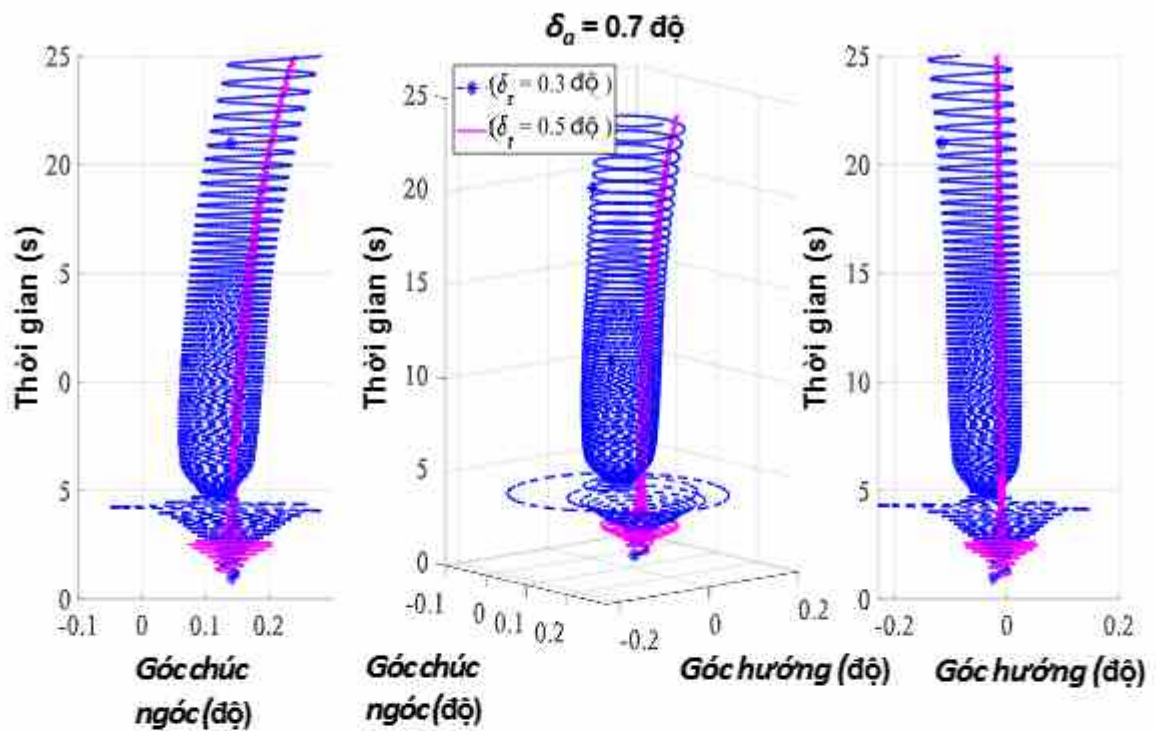
Điều đó chứng tỏ hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số trong trường hợp bất đối xứng khí động ảnh hưởng khá lớn đến đến đến giá trị của góc tấn và góc trượt cạnh. Điều này có thể dẫn đến sự mất ổn định, độ bền kết cấu và khả năng làm việc của các thiết bị trên tên lửa khi giá trị các góc này quá cao.



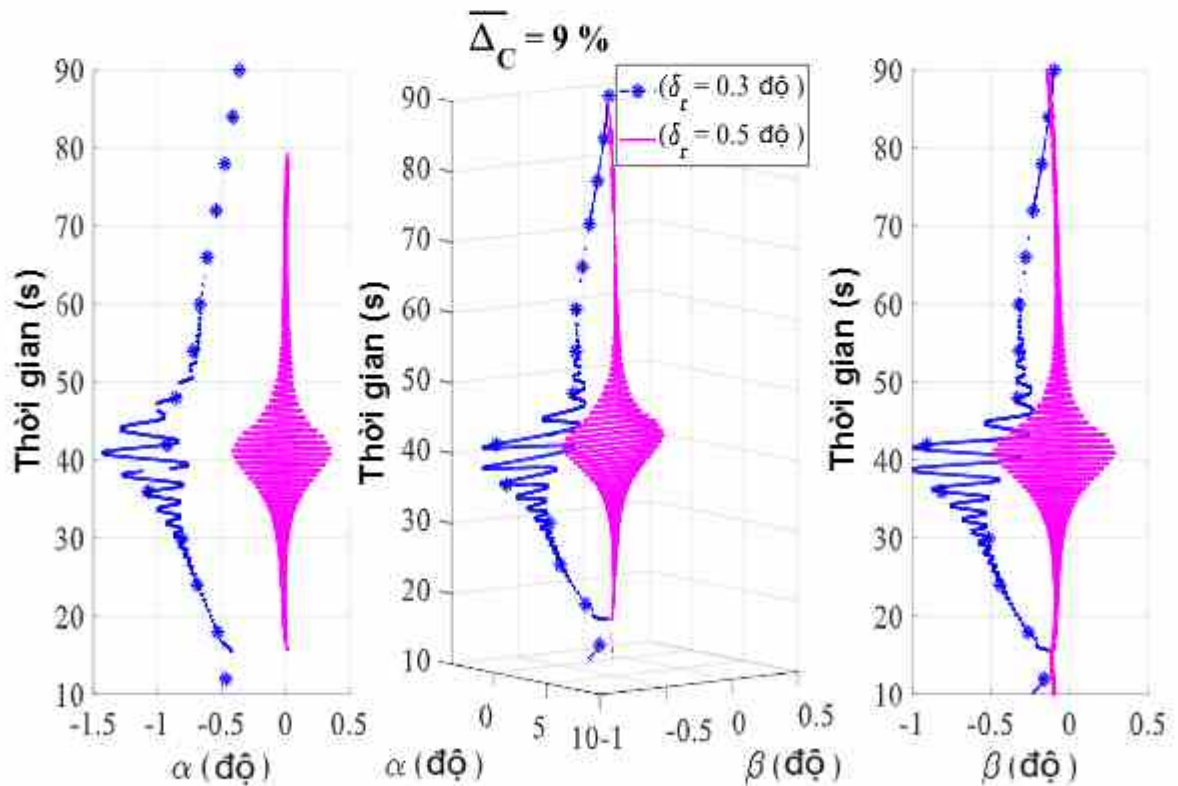
Hình 4. 36. Sự thay đổi của góc tấn và góc trượt cạnh theo thời gian trong trường hợp bất đối xứng khí động khi cộng hưởng và khóa tần số.

Hình 4. 37 cũng cho thấy giá trị các góc chúc ngóc và góc hướng cũng duy trì ở mức cao trong trường hợp có cộng hưởng và khóa tần số ( $\delta_r = 0.3$  độ), nhưng khi tăng  $\delta_r$  lên 0.5 độ, mặc dù tốc độ quay quanh trục của tên lửa tăng lên, nhưng giá trị của các góc này luôn duy trì ở mức thấp.

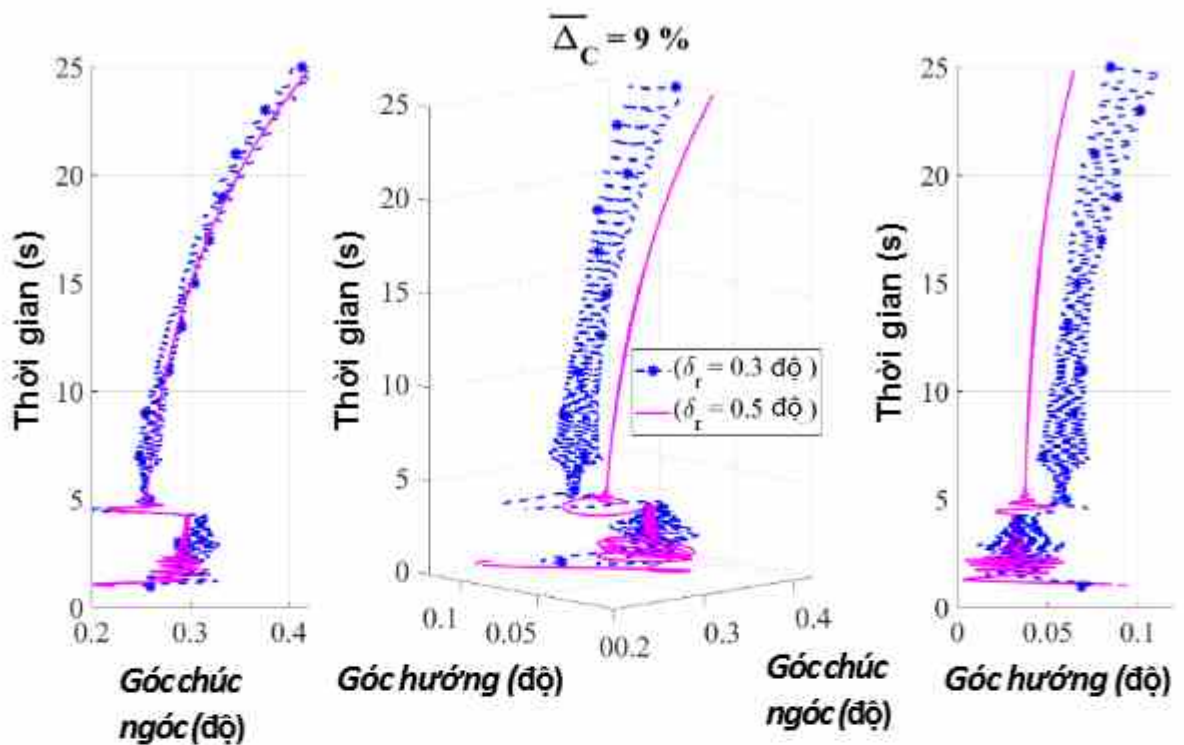
Trong trường hợp bất đối xứng khối lượng với  $\overline{\Delta_C} = 9\%$ , ta cũng nhận thấy góc tấn và góc trượt duy trì ở giá trị cao khi xảy ra cộng hưởng và khóa tần số với  $\delta_r = 0.3$  độ (Hình 4. 38). Khi  $\delta_r = 0.5$  độ (tương ứng với trường hợp không xuất hiện hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số), các góc này duy trì ở giá trị thấp. Tương tự, đối với các góc chúc ngóc và hướng cũng cho thấy giá trị lớn khi  $\delta_r = 0.3$  độ và mức thấp trong trường hợp  $\delta_r = 0.5$  độ (Hình 4. 39).



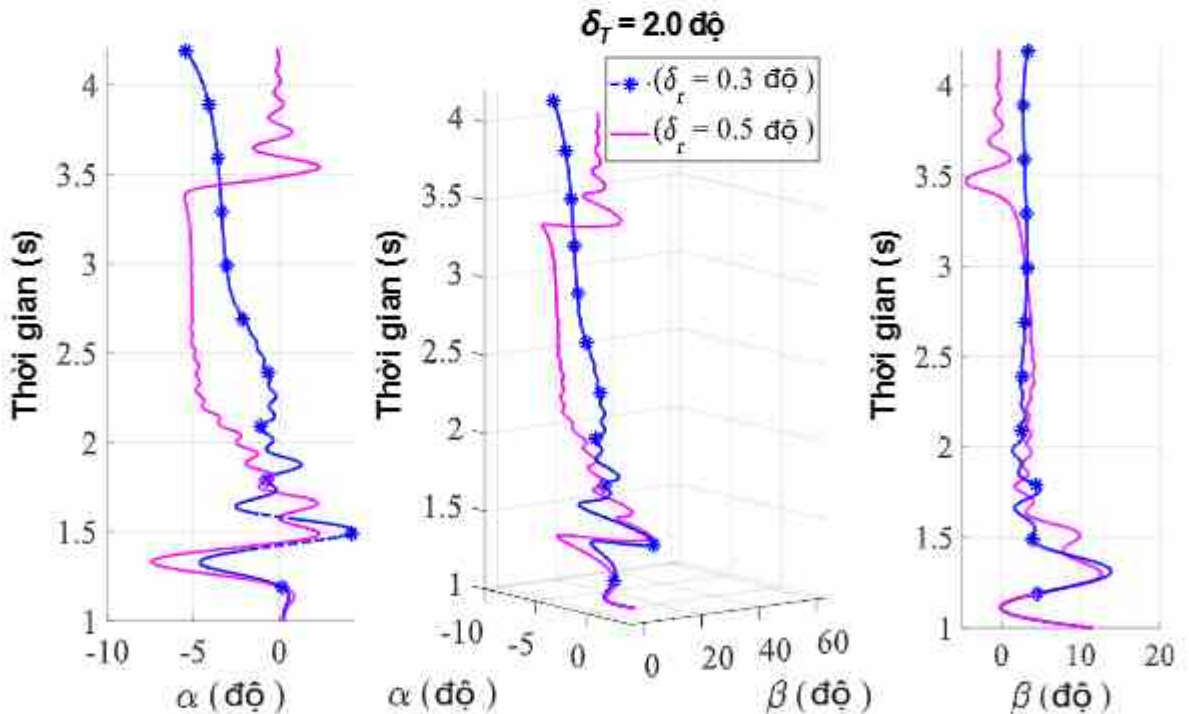
Hình 4. 37. Sự thay đổi của góc chức ngóc và góc hướng theo thời gian trong trường hợp bất đối xứng khí động khi cộng hưởng và khóa tần số.



Hình 4. 38. Sự thay đổi của góc lăn và góc trượt cạnh theo thời gian trong trường hợp bất đối xứng khối lượng khi cộng hưởng và khóa tần số.

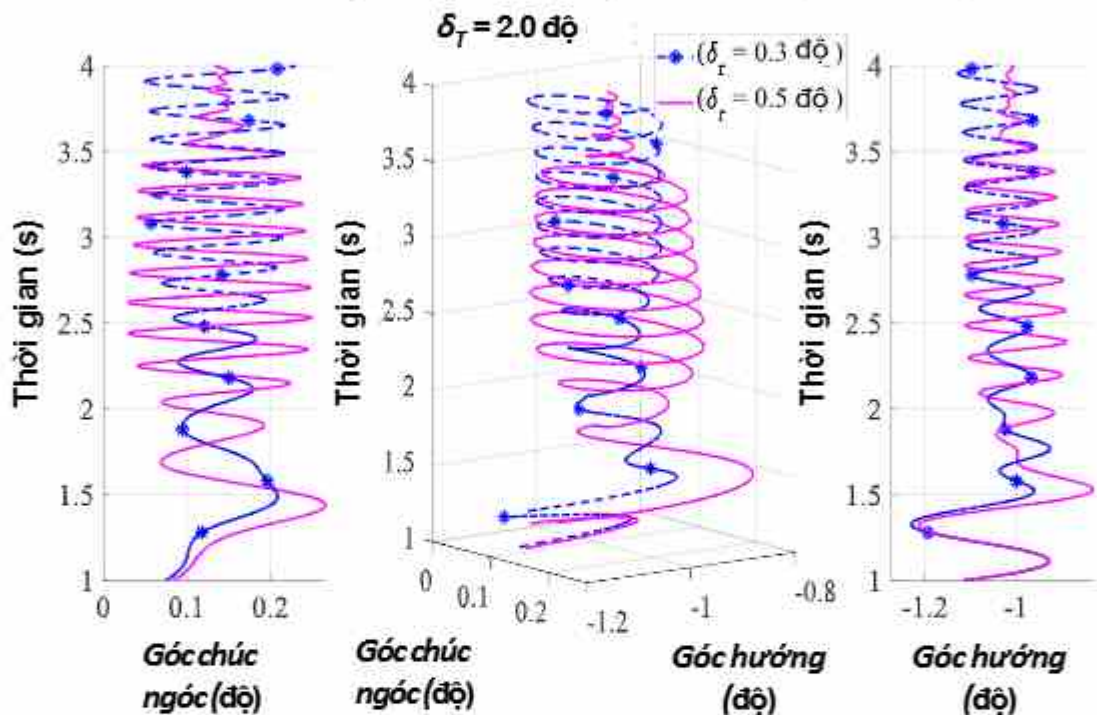


Hình 4. 39. Sự thay đổi của góc chức ngóc và góc hướng theo thời gian trong trường hợp bất đối xứng khối lượng khi cộng hưởng và khóa tần số.



Hình 4. 40. Sự thay đổi của góc tần và góc trượt cạnh theo thời gian trong trường hợp bất đối xứng lực đẩy khi cộng hưởng và khóa tần số.

Trong trường hợp bất đối xứng lực đẩy động cơ với  $\delta_T = 2$  độ, ta cũng nhận thấy góc tấn và góc trượt duy trì ở giá trị cao khi xảy ra cộng hưởng và khóa tần số với  $\delta_r = 0.3$  độ (Hình 4. 40). Trong khi đó, khi  $\delta_r = 0.5$  độ, các góc này luôn duy trì ở giá trị thấp. Trường hợp này ta chỉ xét trong khoảng thời gian động cơ làm việc. Tương tự, đối với góc chúc ngóc và hướng cũng cho thấy giá trị ở mức cao trong khi  $\delta_r = 0.3$  độ và mức thấp trong trường hợp  $\delta_r = 0.5$  độ (Hình 4. 41).

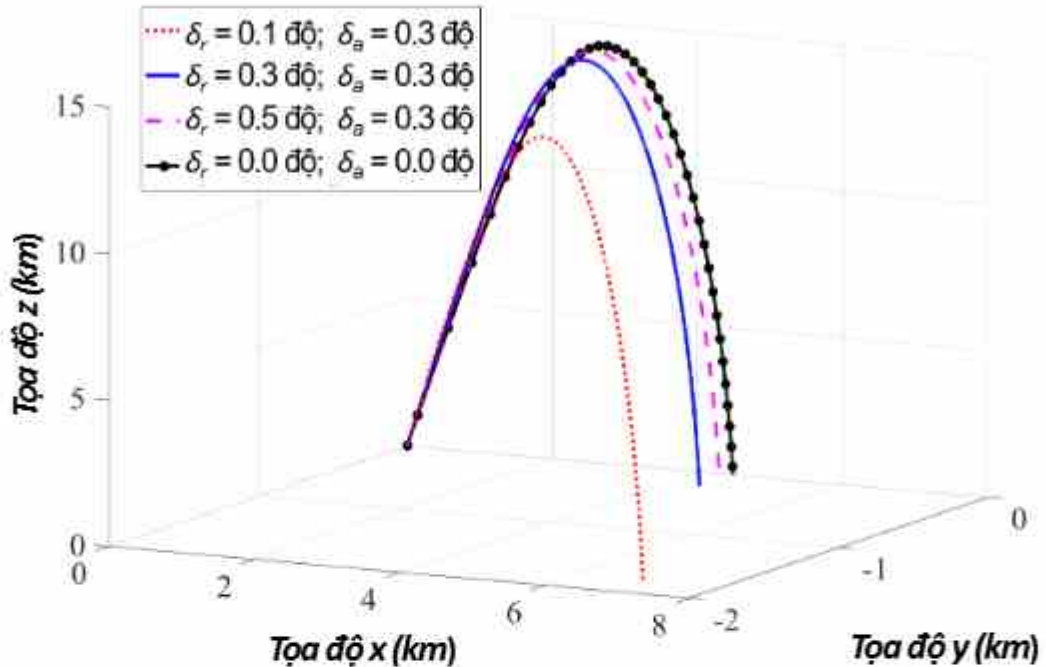


Hình 4. 41. Sự thay đổi của góc chúc ngóc và góc hướng theo thời gian trong trường hợp bất đối xứng lực đẩy khi cộng hưởng và khóa tần số.

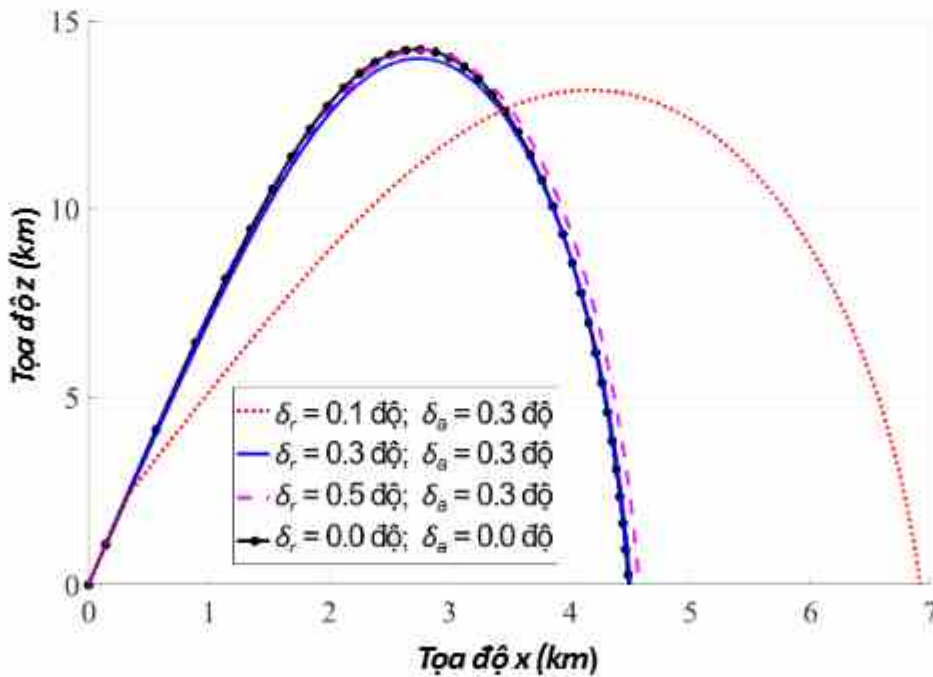
#### 4.6. Ảnh hưởng của các yếu tố bất đối xứng đến quỹ đạo bay của tên lửa

Khảo sát ảnh hưởng của hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số đến quỹ đạo bay của tên lửa trong các trường hợp khác nhau. Hình 4. 42 cho thấy Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo 3D của tên lửa khi có bất đối xứng khí động. Ta thấy khi có bất đối xứng khí động ( $\delta_a = 0.3$  độ), nếu mô-men quay quanh trục không lớn ( $\delta_r = 0.1$  độ), thì quỹ đạo của tên lửa có xu hướng lệch khá nhiều so với trường hợp chuẩn (không có bất đối xứng và không có sự quay quanh trục). Trong khi đó, khi tăng mô-men quay quanh trục ( $\delta_r = 0.3$  độ và  $\delta_r = 0.5$  độ), quỹ đạo của

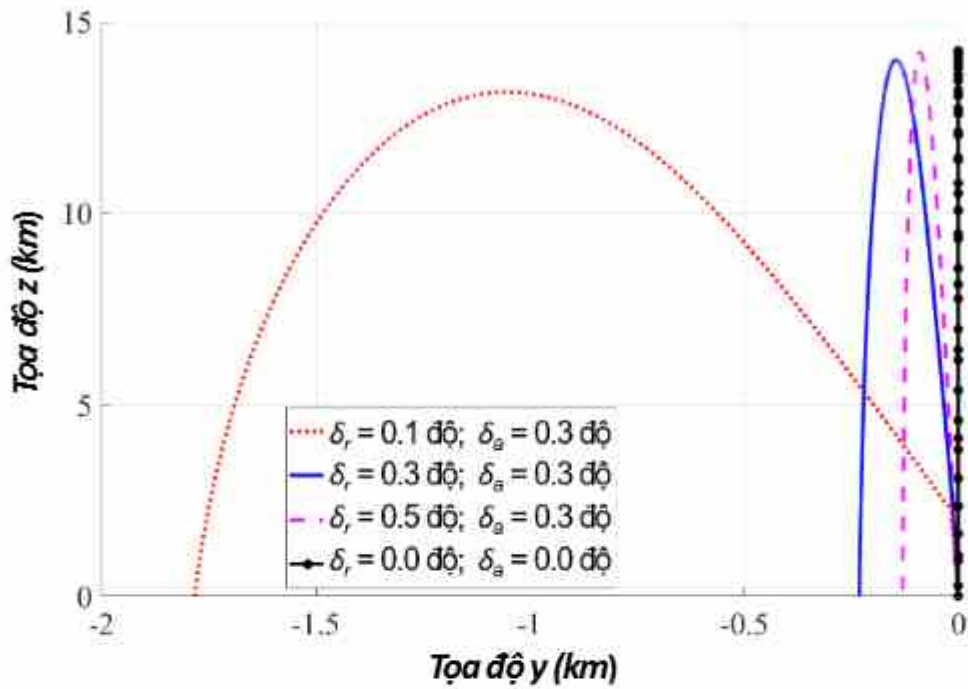
tên lửa có xu hướng gần hơn với trường hợp lý tưởng. Điều này được giải thích là do sự quay quanh trục giúp trung hòa các sai số và giúp tên lửa ổn định hơn.



Hình 4. 42. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo 3D của tên lửa khi có bất đối xứng khí động.

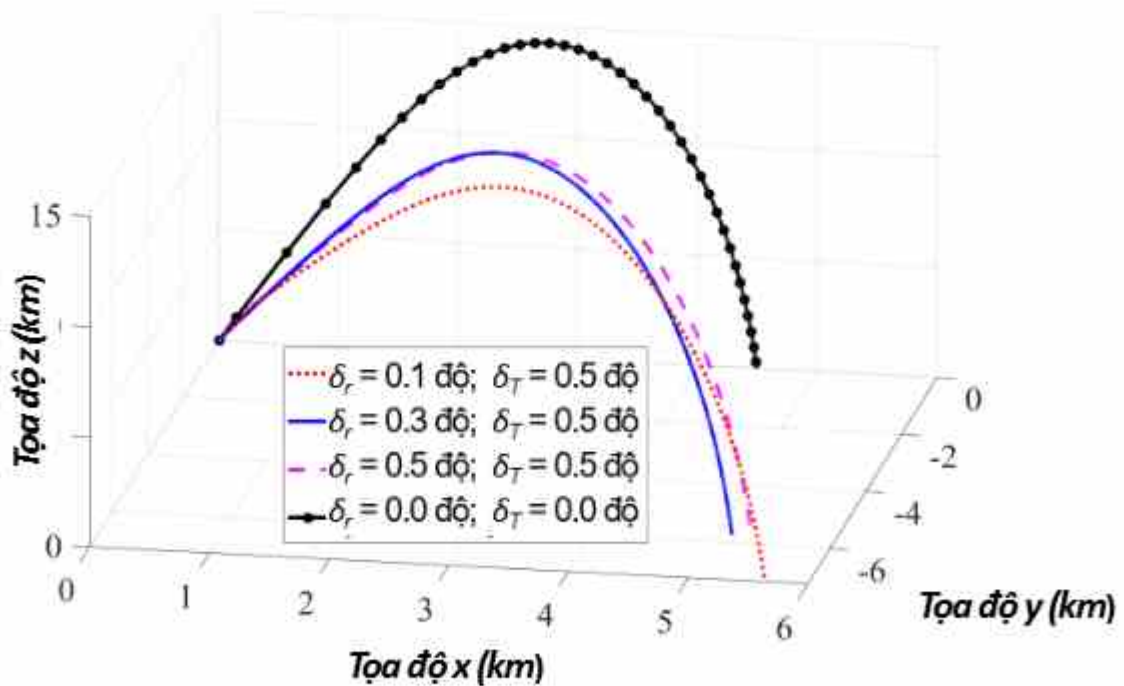


Hình 4. 43. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo bay trong mặt phẳng đứng của tên lửa khi có bất đối xứng khí động.

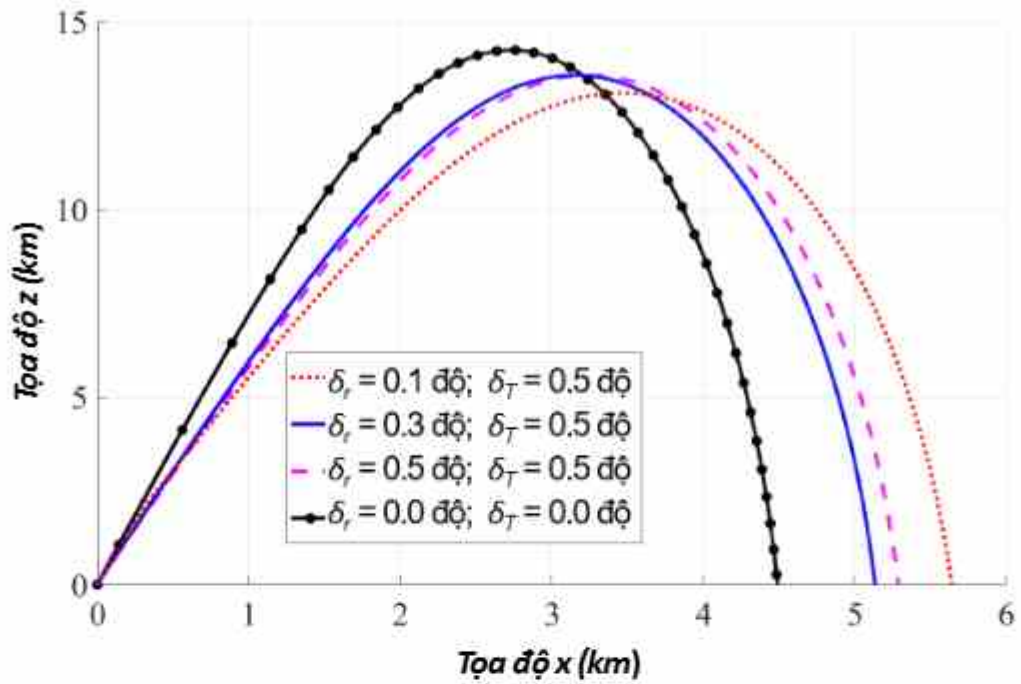


Hình 4. 44. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo bay trong mặt phẳng ngang của tên lửa khi có bất đối xứng khí động.

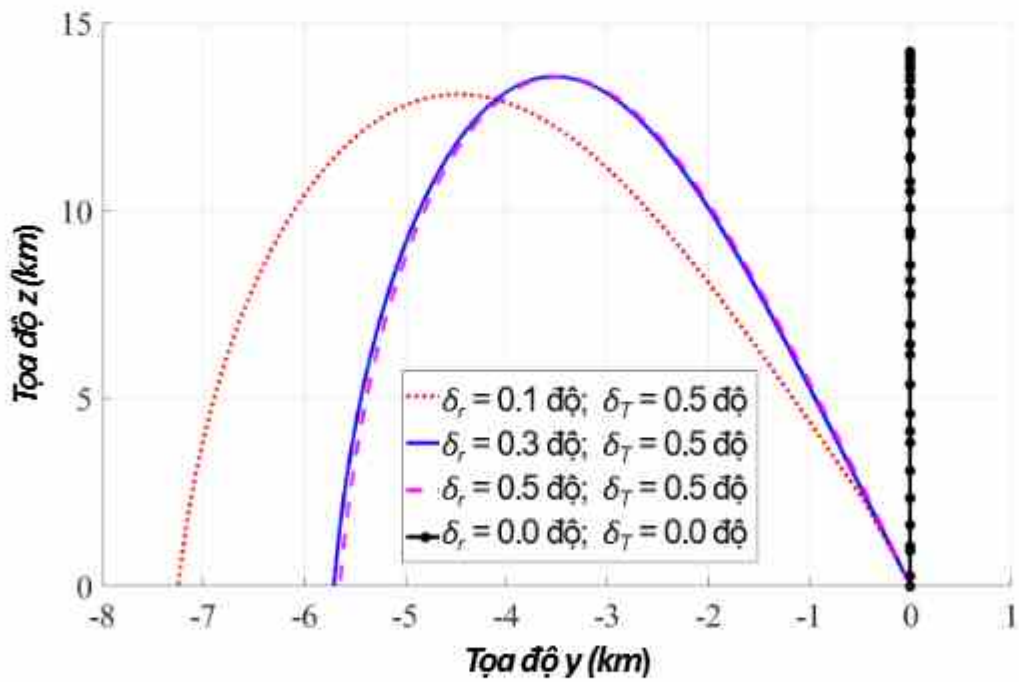
Xu hướng tương tự đối với bất đối xứng lực đẩy và khối lượng được thể hiện trong các hình 4.45-4.50.



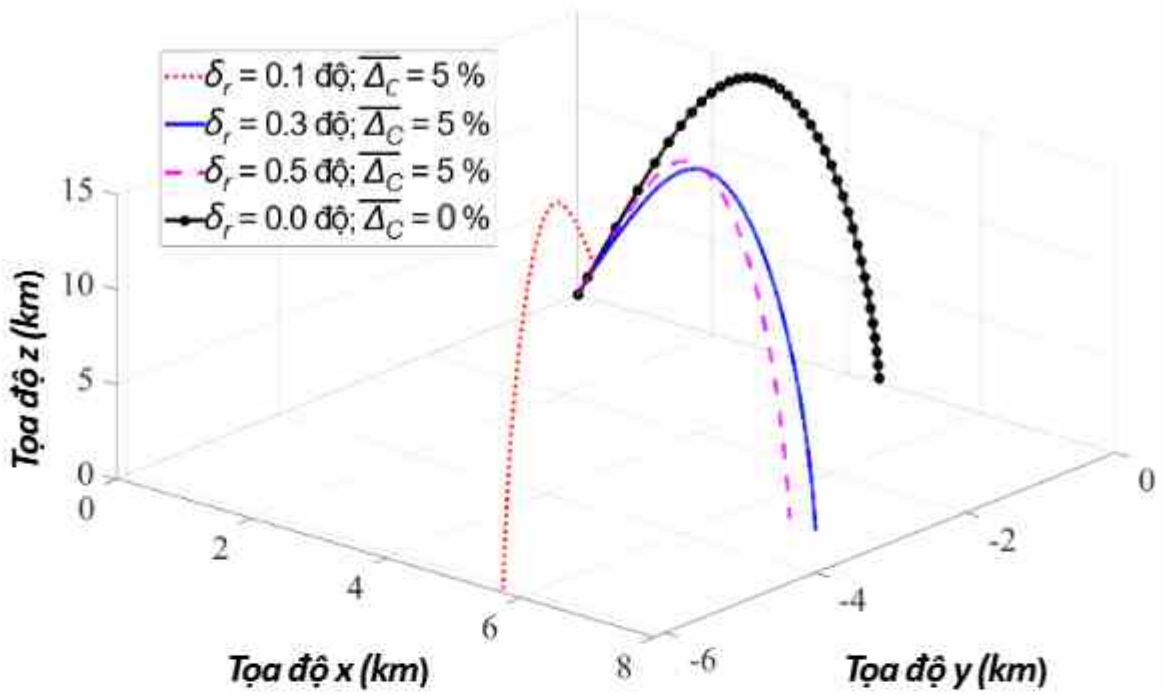
Hình 4. 45. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo 3D của tên lửa khi có bất đối xứng lực đẩy.



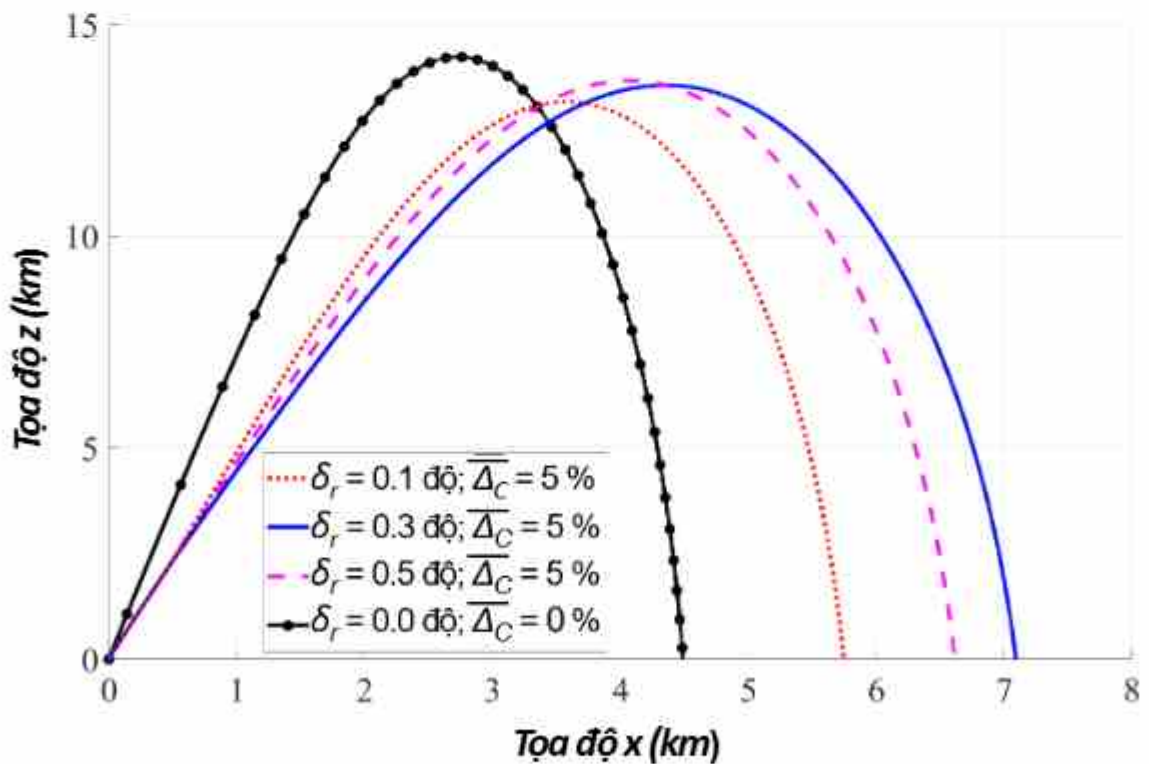
Hình 4. 46. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo trong mặt phẳng đứng của tên lửa khi có bất đối xứng lực đẩy.



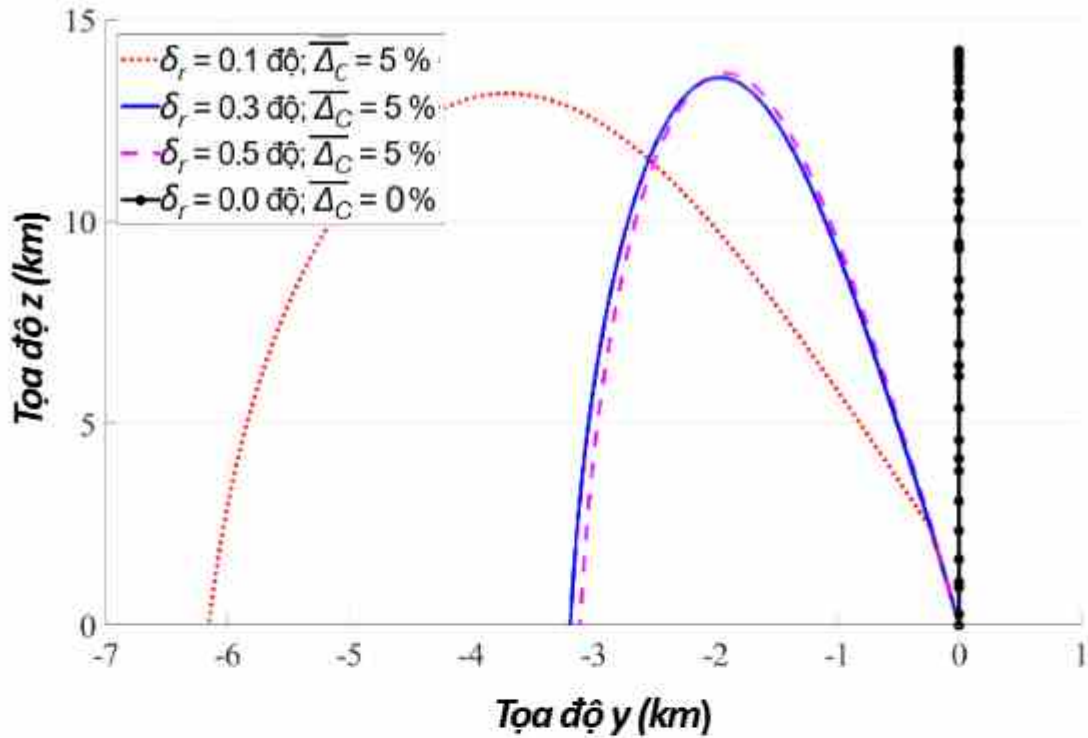
Hình 4. 47. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo trong mặt phẳng ngang của tên lửa khi có bất đối xứng lực đẩy.



Hình 4. 48. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo 3D của tên lửa khi có bất đối xứng khối lượng.



Hình 4. 49. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo trong mặt phẳng đứng của tên lửa khi có bất đối xứng khối lượng.



Hình 4. 50. Ảnh hưởng của sự quay quanh trục đến quỹ đạo trong mặt phẳng ngang của tên lửa khí có bất đối xứng khối lượng.

#### 4.7. Kết luận chương 4.

Chương 4 đã trình bày kết quả khảo sát, phân tích và đánh giá ảnh hưởng của các dạng bất đối xứng khác nhau, bao gồm bất đối xứng khí động, bất đối xứng lực đẩy và bất đối xứng khối lượng, đến các đặc tính động lực học của tên lửa thăm dò. Trọng tâm nghiên cứu được đặt vào hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số, qua đó làm rõ cơ chế phát sinh và ảnh hưởng của các hiện tượng này. Các kết quả chính có thể tóm tắt như sau:

- Trên cơ sở mô hình động lực học đã xây dựng, tiến hành khảo sát để dự đoán thời điểm xảy ra cộng hưởng đối với tên lửa TV-02. Kết quả cho thấy, với  $\delta_r = 0.3$  độ, cộng hưởng xuất hiện tại các khoảng thời gian  $t \sim 3.4+3.6$  s;  $16+17$  s và  $84+86$  s trong trường hợp bất đối xứng khí động. Đối với bất đối xứng lực đẩy, hiện tượng cộng hưởng chủ yếu xuất hiện trong giai đoạn động cơ làm việc (trước khoảng 4.2 s). Trong khi đó, với bất đối xứng khối lượng,

cộng hưởng chỉ xuất hiện sau khi động cơ ngừng hoạt động do trong giai đoạn có lực đẩy, các thành phần lực có xu hướng triệt tiêu dao động chúc góc.

- Kết quả khảo sát cho thấy khi mức độ bất đối xứng vượt quá một ngưỡng nhất định, hiện tượng khóa tần số xuất hiện ngay sau cộng hưởng. Khi đó, tần số quay quanh trục không còn đạt giá trị thiết kế mà bị “khóa” theo tần số cộng hưởng, đồng thời góc tấn không gian duy trì ở mức lớn trong phần lớn thời gian bay. Ảnh hưởng của hướng lệch bất đối xứng đến các tham số động lực học nhìn chung không đáng kể.

- Khi xảy ra cộng hưởng, các đặc tính động lực học như quá tải pháp tuyến và lực khí động pháp tuyến xuất hiện các đỉnh rõ rệt. Trong trường hợp khóa tần số, các đại lượng này duy trì ở mức cao trong thời gian dài, làm gia tăng nguy cơ ảnh hưởng đến độ bền kết cấu và an toàn hệ thống.

- Thông qua việc bóc tách các thành phần lực trong mô hình, có thể xác định rằng cơ chế phát sinh cộng hưởng gắn liền với chuyển động quay quanh trục của tên lửa. Sự thay đổi tần số dao động riêng theo tốc độ quay quanh trục dẫn đến hiện tượng “giao thoa tần số”, khi tần số quay  $p$  tiến gần tần số dao động riêng của hệ, làm gia tăng đột biến góc tấn  $\alpha$  và góc trượt cạnh  $\beta$ , khi đó hình thành các đỉnh cộng hưởng.

- Mô-men cảm ứng quay quanh trục được xác định là nguyên nhân chủ yếu gây ra hiện tượng khóa tần số trong các trường hợp bất đối xứng khí động và bất đối xứng lực đẩy, trong khi ảnh hưởng này không đáng kể đối với bất đối xứng khối lượng.

- Ảnh hưởng của chuyển động quay quanh trục đến quỹ đạo bay thể hiện xu hướng tương tự đối với cả ba dạng bất đối xứng: khi tốc độ quay tăng, quỹ đạo tên lửa có xu hướng tiệm cận với trường hợp lý tưởng (không có bất đối xứng).

- Sự phù hợp về xu hướng và giá trị giữa kết quả tính toán theo mô hình lý thuyết và mô phỏng số khẳng định độ tin cậy và tính nhất quán của các phương pháp nghiên cứu. Hai cách tiếp cận này cần được sử dụng đồng thời để hỗ trợ và kiểm chứng lẫn nhau trong phân tích.

- Trên cơ sở các kết quả nghiên cứu, có thể đưa ra một số khuyến nghị đối với mẫu tên lửa xem xét trong luận án như sau:

+ Khi góc lệch cánh đuôi tạo quay quanh trục  $\delta_r$  nằm trong khoảng từ 0.2 đến 0.3 độ, hiện tượng cộng hưởng có thể xuất hiện trong điều kiện có bất đối xứng. Khi mức độ bất đối xứng đủ lớn (ví dụ: bất đối xứng khí động với góc lệch cánh đuôi  $\delta_a > 0.3$  độ, bất đối xứng lực đẩy với góc lệch véc-tơ lực đẩy  $\delta_T > 1.0$  độ, bất đối xứng khối lượng với độ sai lệch của vị trí trọng tâm tính từ trục tên lửa  $\overline{\Delta_C} > 3.0$  %), cộng hưởng có thể chuyển thành khóa tần số.

+ Việc lựa chọn  $\delta_r$  cần dựa trên mức độ sai số chế tạo và điều kiện khai thác: nếu bất đối xứng nhỏ, nên chọn  $\delta_r < 0.2$  độ để hạn chế quá tải ly tâm; nếu bất đối xứng lớn, cần tăng  $\delta_r > 0.3$  độ nhằm ổn định quỹ đạo, đồng thời phải kiểm tra điều kiện bền kết cấu và khả năng chịu tải của thiết bị. Ngoài ra, việc lựa chọn tham số này cũng cần xét đến điều kiện thực tế của bãi phóng.

## **KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ**

### **1. Kết quả đạt được**

Xuất phát từ yêu cầu thực tiễn và tổng quan các nghiên cứu trong và ngoài nước, luận án đã xác định các khoảng trống nghiên cứu về hiện tượng cộng hưởng do bất đối xứng và chuyển động quay của tên lửa thăm dò, từ đó đề xuất cách tiếp cận phù hợp, tập trung vào xây dựng mô hình khí động, mô hình động lực học 6 bậc tự do và các phương pháp lý thuyết. Trên cơ sở đó, luận án tiến hành phân tích đặc tính chuyển động của tên lửa trong suốt quá trình bay, đặc biệt tại các thời điểm cộng hưởng và giai đoạn khóa tần số, đồng thời đề xuất phương pháp dự đoán thời điểm xảy ra và làm rõ cơ chế hình thành các hiện tượng này. Các kết quả chính đạt được như sau:

- Hoàn thiện phương pháp tính toán khí động dựa trên phương pháp panel kết hợp các công thức lý thuyết và bán thực nghiệm, có xét đến đầy đủ các thành phần khí động không dừng. Mô hình đã được kiểm chứng thông qua so sánh với các kết quả thực nghiệm tin cậy, cho thấy độ chính xác và khả năng áp dụng cao.

- Xây dựng cách tiếp cận lý thuyết trong nghiên cứu động lực học tên lửa, bao gồm: mô hình chất điểm phục vụ xác định quỹ đạo cơ sở; phương pháp xác định tần số dao động riêng và tần số quay quanh trục nhằm dự đoán thời điểm cộng hưởng; và mô hình phân tích cộng hưởng phục vụ làm rõ cơ chế hình thành và phát triển của hiện tượng khóa tần số.

- Mô phỏng động lực học 6 bậc tự do của tên lửa thăm dò bằng phần mềm MSC Adams, cho phép khảo sát đầy đủ chuyển động không gian và kiểm chứng độ tin cậy của các mô hình lý thuyết.

- Phân tích hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số của tên lửa quay quanh trục: Chuyển động quay quanh trục giúp giảm tản mát quỹ đạo; tuy nhiên, chuyển động quay này làm thay đổi tần số dao động riêng của cơ hệ, có thể dẫn đến hiện tượng cộng hưởng khi có các yếu tố bất đối xứng (khí động, lực đẩy và khối

lượng). Hiện tượng cộng hưởng xảy ra khi tần số quay quanh trục bằng tần số dao động riêng của tên lửa không quay. Khi các yếu tố bất đối xứng đủ lớn, hiện tượng cộng hưởng có thể dẫn tới khóa tần số, khiến góc tấn và quá tải của tên lửa duy trì giá trị lớn trong thời gian dài. Mô-men cảm ứng quay quanh trục được khẳng định là nguyên nhân chính gây ra hiện tượng khóa tần số trong trường hợp bất đối xứng khí động và lực đẩy; tuy nhiên, đối với trường hợp bất đối xứng khối lượng, vai trò của nó được thay thế bằng mô-men khí động sinh ra do sự lệch tâm.

## **2. Những đóng góp mới của luận án**

- Xây dựng mô hình toán học tổng quát mô tả chuyển động không gian của tên lửa thăm dò có xét đến các yếu tố bất đối xứng, trong đó mô hình khí động được phát triển trên cơ sở phương pháp panel kết hợp các công thức giải tích và bán thực nghiệm, bao gồm cả hiệu ứng không dừng.

- Xây dựng được mô hình lý thuyết, phân tích nguyên nhân và điều kiện hình thành của hiện tượng cộng hưởng, “khóa tần số” đối với tên lửa thăm dò ở độ cao thấp.

- Phân tích và lượng hóa ảnh hưởng của các yếu tố bất đối xứng (khí động, lực đẩy, khối lượng) và mô-men cảm ứng quay quanh trục đến hiện tượng cộng hưởng và khóa tần số, qua đó cung cấp cơ sở khoa học cho việc đưa ra các khuyến nghị kỹ thuật trong thiết kế, chế tạo và khai thác tên lửa.

## **3. Kiến nghị về hướng nghiên cứu tiếp theo**

- Mở rộng áp dụng các mô hình và phương pháp của luận án cho các đối tượng bay tương tự như tên lửa đẩy, đạn pháo và các phương tiện bay có chuyển động quay quanh trục.

- Tiếp tục hoàn thiện và phát triển mô hình toán học để nghiên cứu, phân tích sâu hơn bản chất của hiện tượng khóa tần số; đánh giá ảnh hưởng của các tham số thiết kế tên lửa và ảnh hưởng của các yếu tố bất đối xứng khi xuất hiện đồng thời.

## DANH MỤC CÁC CÔNG TRÌNH CÔNG BỐ

**1. Nguyễn Văn Thắng,** Nguyễn Anh Tuấn, Lê Vũ Đan Thanh. *Đánh giá ảnh hưởng của xung lực tách tầng đến các tham số động lực học của tên lửa thăm dò khí quyển tầng cao.* Tuyển tập Hội nghị khoa học Cơ học Thủy khí toàn quốc lần thứ 25 (2023), 587-596 (*Hội nghị trong nước*)

**2. Nguyễn Văn Thắng,** Nguyễn Anh Tuấn, Vũ Quốc Trụ, Nguyễn Ngọc Hòa. *Tính toán đặc trưng khí động của tên lửa thăm dò.* HNKH các nhà nghiên cứu trẻ, Học viện Kỹ thuật Quân sự năm 2023, 983-990. (*Hội nghị trong nước*)

**3. Nguyễn Văn Thắng,** Nguyễn Anh Tuấn, Vũ Quốc Trụ, Nguyễn Lạc Hồng. *Nghiên cứu hiện tượng cộng hưởng chuyển động của tên lửa thăm dò.* Tuyển tập Hội nghị khoa học Cơ học Thủy khí toàn quốc lần thứ 26 (2024), 667-674. (*Hội nghị trong nước*)

**4. Nguyễn Văn Thắng,** Nguyễn Anh Tuấn, Vũ Quốc Trụ, Nguyễn Ngọc Hòa. *Xây dựng phương pháp nghiên cứu tính toán khí động không dùng cho tên lửa.* Tuyển tập Hội nghị khoa học các nhà nghiên cứu trẻ, Học viện Kỹ thuật Quân sự năm 2024, 773-781. (*Hội nghị trong nước*)

**5. Nguyen, V. T.,** Nguyen, A. T., Vu, Q. T., & Nguyen, L. H. (2024). Extended panel method to study sounding rocket aerodynamics. *International Journal of Sustainable Aviation*, 10(3), 193-207. DOI: 10.1504/IJSA.2024.140659. (*Tạp chí Scopus, ESCI Index*)

**6. Nguyen, V. T.,** Nguyen, A. T., Vu, Q. T., & Nguyen, L. H. (2024). Effects of unsteady aerodynamics on the flight dynamics of sounding rockets. The Fourth International Conference on Material, Machines, and Methods for Sustainable Development - MMMS2024. 347-355. DOI: [https://doi.org/10.1007/978-3-031-96126-7\\_43](https://doi.org/10.1007/978-3-031-96126-7_43). (*Hội nghị quốc tế - Scopus Index*)

7. **Nguyen, V. T.,** Nguyen, A. T., & Vu, Q. T. (2024). Study the variation of the pitching frequency of sounding rockets. *Journal of Military Science and Technology*, 98, 146-154. <https://doi.org/10.54939/1859-1043.j.mst.98.2024>, 146-154. (*Tạp chí trong nước*)

8. **Nguyễn Văn Thắng,** Nguyễn Anh Tuấn, Vũ Quốc Trụ, Nguyễn Ngọc Hòa. *Ảnh hưởng của mô-men quay quanh trục cảm ứng đến động lực học bay của tên lửa thăm dò.* Tuyển tập Hội nghị khoa học các nhà nghiên cứu trẻ, Học viện Kỹ thuật Quân sự năm 2025, 1008-1017. (*Hội nghị trong nước*)

9. **Nguyễn Văn Thắng,** Nguyễn Anh Tuấn, Vũ Quốc Trụ, Nguyễn Ngọc Hòa (2025). Ảnh hưởng của mô-men cảm ứng quanh trục dọc tới cộng hưởng và khóa tần số. Chuyên san Báo đảm Kỹ thuật quân sự/Tạp chí KH&KT (12/2025), ISSN 1859-0209, 153-168. (*Tạp chí trong nước*)

## TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] R. F. Stengel, Flight performance of a small, low-altitude rocket, *Journal of Spacecraft Rockets and Spacecrafts*, **3**, (6), (1966), pp. 938-939.
- [2] R. H. Burth, P. G. Cathell, D. B. Edwards, A. H. Ghalib, J. C. Gsell, H. C. Hales, H. C. Haugh, and B. R. Tibbetts, "NASA Sounding Rockets User Handbook," 2023.
- [3] P. S. Bushnell Jr, J. R. Busse, G. E. Kraft, and M. T. Leffler, A compendium of NASA Aerobee sounding rocket launchings for 1964, *NASA (National Aeronautics and Space Administration)*, (1967). Washington, D.C., USA.
- [4] G. Boersma, J. Bosgra, H. Kruisbrink, and C. Schmeitink, Comparison of the impact dispersion of unguided and guided sounding rockets with further evaluation of a velocity controlled rocket, in *2nd Sounding Rocket Technology Conference*, (1970), (p. 1381.
- [5] A. T. Nguyễn and N. Đ. Trần, Nghiên cứu động lực học bay của tên lửa đạn hồi dưới tác dụng của gió ngẫu nhiên. Tuyển tập công trình Hội nghị Cơ học Kỹ thuật toàn quốc, Kỷ niệm 35 năm thành lập Viện Cơ học, 10/4/1979 – 10/4/2014. Tập 1. Cơ học Máy, Cơ học Thủy khí và Động lực học và điều khiển., (2015), pp. 605 – 610.
- [6] F. A. Woodward, Analysis and design of wing-body combinations at subsonic and supersonic speeds, *Journal of Aircraft*, **5**, (6), (1968), pp. 528-534.
- [7] MSC Adams Documentation, (2009).
- [8] W. T. Thomson, Equations of motion for the variable mass system, *ALAA Journal*, **4**, (4), (1966), pp. 766-768.
- [9] A. T. Nguyen, J-H. Han, and T. T. Vu, The Effects of Wing Mass Asymmetry on Low-Speed Flight Characteristics of an Insect Model, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, **20**, (4), (2019), pp. 940-952.
- [10] M. J. Vinacco, ExFiT Flight Design and Structural Modeling for FalconLAUNCH VIII Sounding Rocket, *University of Texas at Austin*, (2010). Austin, Texas, USA.
- [11] F. Van Zanten, Composite sounding rocket payloads: A structural design study, *De Backer, Wout*, (2022).
- [12] S. M. Chowdhury, Design and performance simulation of a hybrid sounding rocket, Citeseer, 2012.
- [13] N. Zosimovych, Sounding rocket preliminary design, *European Journal of Engineering Technology Research*, **6**, (2), (2021), pp. 136-141.
- [14] B. N. Pamadi, *Semiempirical method for prediction of aerodynamic forces and moments on a steadily spinning light airplane*, National Aeronautics and Space Administration: Scientific and Technical Information Division, December, (1987).
- [15] J. B. Barlow, W. H. Rae Jr, and A. Pope, Low speed wind tunnel testing, *INCAS Bulletin*, **7**, (1), (2015), p. 133.
- [16] T. J. Sooy and R. Z. Schmidt, Aerodynamic predictions, comparisons, and validations using missile datcom (97) and aeroprediction 98 (ap98), *Journal of spacecraft and rocket*, **42**, (2), (2005), pp. 257-265.
- [17] W. Zhang, Y. Wang, and Y. Liu, Aerodynamic study of theater ballistic missile target, *Aerospace science technology*, **24**, (1), (2013), pp. 221-225.
- [18] A. N. Danilov, V. N. Koshevoi, N. F. Krasnov, and V. F. Zakharchenko, Rocket Aerodynamics (Soviet book on rocket aerodynamics covering configurations, lifting, stabilizing and control surfaces, friction and heat transfer characteristics), *Mashinostroyeniye*, (1968). Moscow, USSR.
- [19] E. Volchkov, N. Dvornikov, V. Lebedev, and V. Lukashov, The investigation of vortex chamber aerodynamics, in *Proceedings Third Russian-Korean International Symposium on Science and Technology KORUS'99 (Cat. No. 99EX362)*, (1999), pp. 40-43: IEEE.
- [20] A. F. Maurice, Aerodynamic performance predictions of a SA-2 Missile using Missile Datcom, *NAVAL POSTGRADUATE SCHOOL MONTEREY, CALIFORNIA* (2009).

- [21] S. Y. Lee, A Vortex Theory for the Aerodynamics of Rectangular Wings, *AIAA 2022-4147 Session: Applied Aerodynamics General Topics*, (2022).
- [22] F. A. Woodward, J. W. Larsen, and E. N. Tinoco, Analysis and Design of Supersonic Wing-body Combinations, Including Flow Properties in the Near Field: Part I-Theory and Application, *National Aeronautics and Space Administration*, (1967).
- [23] S. C. Elmacı, Steady and unsteady aerodynamic analysis of the airfoil profiles by using vortex singularity elements, Izmir Institute of Technology (Turkey), 2018.
- [24] W. Silva and W. Silva, Identification of linear and nonlinear aerodynamic impulse responses using digital filter techniques, in *22nd Atmospheric Flight Mechanics Conference*, (1997), (p. 3712).
- [25] J. Katz and A. Plotkin, *Low-speed aerodynamics*: Cambridge university press, (2001),
- [26] S. M. Belotserkovsky, V. Kotovskii, M. Nisht, and R. Fedorov, *Two-dimensional separated flows*: CRC Press, (1992).
- [27] V. D. T. Le, A. T. Nguyen, L. H. Nguyen, N. T. Dang, N. D. Tran, and J.-H. Han, Effectiveness Analysis of Spin Motion in Reducing Dispersion of Sounding Rocket Flight due to Thrust Misalignment, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, **22**, (5), (2021), pp. 1194-1208.
- [28] E. L. Fleeman, *Tactical missile design*: American Institute of Aeronautics and Astronautics Reston, (2001).
- [29] E. Oktay and H. Akay, CFD predictions of dynamic derivatives for missiles, in *40th AIAA aerospace sciences meeting & exhibit*, (2002), (p. 276, Reno, Nevada, USA).
- [30] N. Juliawan, H.-S. Chung, J.-W. Lee, and S. Kim, Estimation and Separation of Longitudinal Dynamic Stability Derivatives with Forced Oscillation Method Using Computational Fluid Dynamics, *Aerospace science technology*, **8**, (11), (2021), p. 354.
- [31] G. Noetscher and R. Charles, Benchmarking bluff body aerodynamics, in *21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*, (2011), (p. 2607).
- [32] J. V. Lewis, The effect of wind and rotation of the earth on unguided rockets, *BRL Report*, (685), (1948).
- [33] C. P. Hoult, Launcher length for sounding-rocket point-mass trajectory simulations, *Journal of Spacecraft*, **13**, (12), (1976), pp. 760-761.
- [34] C. P. Hoult, Sounding-rocket wind-response correction, *Journal of Spacecraft Rockets*, **53**, (4), (2016), pp. 763-765.
- [35] W. Peng, Q. Zhang, T. Yang, and Z. Feng, A high-precision dynamic model of a sounding rocket and rapid wind compensation method research, *Advances in Mechanical Engineering*, **9**, (7), (2017), p. 1687814017713944.
- [36] G. H. Ceotto, R. N. Schmitt, G. F. Alves, L. A. Pezente, and B. S. Carmo, RocketPy: six degree-of-freedom rocket trajectory simulator, *Journal of Aerospace Engineering*, **34**, (6), (2021), p. 04021093.
- [37] S. Chowdhury, J. Pitot de La Beaujardiere, M. Brooks, and L. Roberts, An integrated six degree-of-freedom trajectory simulator for hybrid sounding rockets, in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, (2011), (p. 1223).
- [38] J. Huh, B. Ahn, Y. Kim, H. Song, H. Yoon, and S. Kwon, Development of a University-Based Simplified H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/PE Hybrid Sounding Rocket at KAIST, *International Journal of Aeronautical Space Sciences*, (2017).
- [39] P. D. Wilde, Range safety requirements and methods for sounding rocket launches, *Journal of Space Safety Engineering*, **5**, (1), (2018), pp. 14-21.
- [40] Z. Trzun, M. Vrdoljak, and H. Cajner, The Effect of Manufacturing Quality on Rocket Precision, *Aerospace*, **8**, (6), (2021), p. 160.
- [41] R. N. Knauber, Thrust misalignments of fixed-nozzle solid rocket motors, *Journal of Spacecraft and Rockets*, **33**, (6), (1996), pp. 794-799.

- [42] B. Etkin and L. D. Reid, *Dynamics of flight: stability and control*: John Wiley & Sons, (1995).
- [43] J. R. Busse and G. E. Kraft, *Aerobee 150 structural and aerodynamic pitch coupling*: National Aeronautics and Space Administration, (1966).
- [44] A. Hjertstrand, *XIth International Astronautical Congress Stockholm 1960: Proceedings Vol II: Small Sounding Rockets Symposium*: Springer Science & Business Media, (1961).
- [45] E. G. Rolf Wubben, Krijn de Kievit, Bart Kevers, Maurits van Heijningen, Martin Christiaan Olde., Investigation of the in-flight failure of the Stratos III Sounding Rocket. , *ISASI*, (2019).
- [46] J. R. Busse and G. E. Kraft, Aerobee 150 structural and aerodynamic pitch coupling(Aerobee 150 structural and aerodynamic pitch coupling failure analysis based on flight performance data reduction), (1966).
- [47] A. G. Mikhail, "Fin Damage and Rod Eccentricity for Spin/Pitch Lock-in for Antiarmor Kinetic Energy Projectiles," in "Army Research Laboratory Aberdeen Proving Ground MD Weapons Materials Research Directorate," 1997.
- [48] D. A. Price, Sources, mechanisms, and control of roll resonance phenomena for sounding rockets, *Journal of Spacecraft and Rockets*, **4**, (11), (1967), pp. 1516-1525.
- [49] W. Hatalsky, P. Sollow, and J. Taylor, The effect of fin design on the induced rolling moment characteristics of sounding rockets, in *Sounding Rocket Vehicle Technology Specialist Conference*, (1967),(p. 1313.
- [50] J. Morote, Resonant lock-in of unguided rockets having nonlinear aerodynamic properties, in *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, (2006),(p. 830.
- [51] A. A. Дмитриевский and Л. Н. Лысенко, *Внешняя баллистика*: Машиностроение, (2005).
- [52] R. Nagarajan, An Investigation of the Susceptibility and Practical Mitigation of Pitch-Roll Resonance in Fin-Stabilized Liquid Sounding Rockets, Georgia Institute of Technology, 2024.
- [53] T. H. Vũ, Thuyết minh đề tài “Tiếp cận kỹ thuật phóng tên lửa nghiên cứu tầm thấp bằng mô hình vật lý trên cơ sở mẫu tên lửa thử nghiệm TV-01”, Mã số VT/TLĐ/14-15, Hà Nội, (2014).
- [54] L. H. Nguyễn, Thuyết minh đề tài “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” , Mã số: VT-CN.02/18-20, , (2018).
- [55] N. L. Hồng, Đ. N. Thanh, N. A. Tuấn, and L. V. Đ. Thanh, Xây dựng chương trình mô phỏng quỹ đạo các mẫu tên lửa nghiên cứu, *Hội thảo quốc gia về khoa học và công nghệ vũ trụ năm 2021*, (2021), pp. 33-43.
- [56] V. Đ. T. Lê and A. T. Nguyễn, Tính toán động lực bay cho mẫu tên lửa TV-02, *Tuyển tập Công trình Hội nghị Khoa học Cơ học thủy khí lần thứ 22*, (2020), pp. Tr. 744-749.
- [57] H. Q. Đình and N. T. Đặng, Mô phỏng trực tiếp sự xuất hiện và lan truyền giao thoa khí động của nhiễu sóng Mach trong dòng không dừng, *Tuyển tập Công trình Hội nghị khoa học Cơ học Thủy khí toàn quốc lần thứ 22, 2020*, (2020), pp. 670-676.
- [58] V. Q. Dương, A. T. Nguyễn, and C. Phạm, Tính toán độ bền thân tên lửa sử dụng động cơ nhiên liệu rắn, *Tuyển tập Công trình Hội nghị Khoa học Cơ học thủy khí lần thứ 22*, (2020), pp. 687-695.
- [59] N. T. Dũng, P. T. Đông, L. Q. Quyền, T. V. Khang, and Đ. N. Thanh, Nghiên cứu thiết kế cum loa phụt của động cơ tầng 1 sử dụng trong tên lửa TV-02, *Tuyển tập Công trình Hội nghị khoa học Cơ học Thủy khí toàn quốc lần thứ 22, 2020*, (2020), pp. 180-188.
- [60] L. Đ. Anh and T. T. Hùng, Phân tích dòng chảy trên bề mặt bằng xử lý ảnh và ứng dụng trong xác định trường ma sát trên bề mặt cánh tam giác, *TNU Journal of Science Technology*, **227**, (11), (2022), pp. 127-135.

- [61] Đ. Q. Nguyễn, A. T. Nguyễn, and Q. Á. Nguyễn, Xây dựng chương trình tính toán khí động cho khí cụ bay dưới âm bằng phương pháp xoáy rời rạc, *Tạp chí khoa học và kỹ thuật/ Học viện kỹ thuật Quân sự*, (159), (2014).
- [62] Trần Ngọc Đoàn, Trần Quang Đức, and N. A. Tuấn, Lựa chọn mô hình chảy rối trong tính toán các đặc tính khí động của mẫu tên lửa sử dụng ANSYS/FLUENT, *Science and Technology*, (159), (2014).
- [63] Q. Din, I. Egorov, and A. Fedorov, Mach wave effect on laminar-turbulent transition in supersonic flow over a flat plate, *Fluid Dynamics*, **53**, (5), (2018), pp. 690-701.
- [64] Đ. V. Phương, Nghiên cứu động lực học của tên lửa có tính đến ảnh hưởng của yếu tố đàn hồi, Luận án Tiến sĩ kỹ thuật, Học viện Kỹ thuật quân sự, 2020.
- [65] N. V. Chúc, P. V. Chương, T. M. Tuấn, L. Q. Thương, T. P. Hoàn, and L. Đ. Hạnh, Nghiên cứu phối trí khí động phục vụ tính toán cải tiến, thiết kế mới tên lửa điều khiển một kênh tâm gần, *Nghiên cứu khoa học công nghệ*, (2019).
- [66] R. L. Nelson, "The motions of rolling symmetrical missiles referred to a body-axis system," 1956, vol. No. NACA-TN-3737.
- [67] E. L. Fleeman, Technologies for future precision strike missile systems-missile design technology, *RTO SCI Lecture Series on Technologies for Future Precision Strike Missile Systems. Published in RTO-EN-018*, (2001).
- [68] Ü. Gülçat, *Fundamentals of modern unsteady aerodynamics*: Springer, (2010).
- [69] J. Lawrence, "Some aspects of the flight dynamics of the aerobee 350 in region of pitch-roll coupling," 1965.
- [70] *CG from the CFD Studies of Astra Mk2 in 2017-18*. Available: <https://x.com/defencedecode/status/1276796192618188800>
- [71] W. L. Oberkampf and L. E. Watson Jr, Incompressible potential flow solutions for arbitrary bodies of revolution, *ALAA Journal*, **12**, (3), (1971), pp. 409-411.
- [72] F. O. Eke, Dynamics of Variable Mass Systems, Tech. Rep. CR-1998-208246, (1999).
- [73] R. C. Nelson, *Flight stability and automatic control*: WCB/McGraw Hill New York, (1998).
- [74] R. L. Carmichael, Public domain computer programs for the aeronautical engineer, version 1. CD-ROM, *Public Domain Aeronautical Software*, (2015).
- [75] A. D. Dupuis and W. Hathaway, *Aeroballistic range tests of the basic finner reference projectile at supersonic velocities*: Defence Research Establishment Valcartier, (1997).
- [76] A. Dupuis, Aeroballistic range and wind tunnel tests of the Basic Finner reference projectile from subsonic to high supersonic velocities, *Defense R&D Canada TM*, **136**, (2002).
- [77] J. R. Wright and J. E. Cooper, *Introduction to aircraft aeroelasticity and loads*: John Wiley & Sons, (2008).