

BỘ GIÁO DỤC VÀ ĐÀO TẠO

BỘ QUỐC PHÒNG

HỌC VIỆN KỸ THUẬT QUÂN SỰ

LÊ VŨ ĐAN THANH

**NGHIÊN CỨU ĐÀN HỒI KHÍ ĐỘNG
CỦA CÁNH VÃY KIỂU CÁNH CÔN TRÙNG
SỬ DỤNG MÔ HÌNH CƠ HỆ NHIỀU VẬT**

LUẬN ÁN TIẾN SĨ KỸ THUẬT

HÀ NỘI - 2023

BỘ GIÁO DỤC VÀ ĐÀO TẠO

BỘ QUỐC PHÒNG

HỌC VIỆN KỸ THUẬT QUÂN SỰ

LÊ VŨ ĐAN THANH

**NGHIÊN CỨU ĐÀN HỒI KHÍ ĐỘNG
CỦA CÁNH VÃY KIỂU CÁNH CÔN TRÙNG
SỬ DỤNG MÔ HÌNH CƠ HỆ NHIỀU VẬT**

Chuyên ngành : Cơ kỹ thuật

Mã số : 9.52.01.01

LUẬN ÁN TIẾN SĨ KỸ THUẬT

Người hướng dẫn khoa học: TS Nguyễn Anh Tuấn

PGS.TS Đặng Ngọc Thanh

HÀ NỘI - 2023

LỜI CAM ĐOAN

Tôi là Lê Vũ Đan Thanh, 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, ngàytháng.....năm 2023

Tác giả luận án

Lê Vũ Đan Thanh

LỜI CẢM ƠN

Tôi xin chân thành cảm ơn tập thể hướng dẫn: TS Nguyễn Anh Tuấn và PGS.TS Đặng Ngọc Thanh 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 Cơ học máy/Khoa cơ khí, Bộ môn Thiết kế Hệ thống Kết cấu Thiết bị bay/Khoa Hàng không vũ trụ 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.

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.

Tác giả luận án

Lê Vũ Đan Thanh

MỤC LỤC

LỜI CAM ĐOAN -----	i
LỜI CẢM ƠN-----	ii
MỤC LỤC -----	iii
DANH MỤC CÁC KÝ HIỆU -----	vi
DANH MỤC CÁC CHỮ VIẾT TẮT -----	viii
DANH MỤC CÁC BẢNG-----	ix
DANH MỤC CÁC HÌNH VẼ-----	x
MỞ ĐẦU -----	1
CHƯƠNG 1. TỔNG QUAN VỀ VẤN ĐỀ NGHIÊN CỨU-----	5
1.1. Tổng quan về thiết bị bay cánh vẫy kiểu côn trùng-----	5
1.2. Hiện tượng đàn hồi khí động của cánh vẫy kiểu côn trùng -----	13
1.2.1 Một số đặc trưng khí động lực học của cánh vẫy kiểu côn trùng-----	13
1.2.2 Các phương pháp nghiên cứu đàn hồi khí động của cánh vẫy kiểu côn trùng -----	18
1.3. Cách tiếp cận động lực học hệ nhiều vật để nghiên cứu đàn hồi khí động cánh vẫy -----	21
1.4. Nghiên cứu tham số động học và độ cứng của cánh vẫy-----	22
1.4.1 Ảnh hưởng của các tham số động học đến khí động lực học cánh vẫy	22
1.4.2 Ảnh hưởng của độ cứng đến khí động lực học cánh vẫy -----	26
1.5. Kết quả nghiên cứu đạt được từ các công trình đã công bố và những vấn đề cần tiếp tục nghiên cứu -----	28
1.6. Những nội dung nghiên cứu trong luận án -----	29
CHƯƠNG 2. MÔ HÌNH MÔ PHÒNG FSI CHO CÁNH VẪY KIỂU CÔN TRÙNG -----	31
2.1. Đặt bài toán -----	31

2.1.1	Các hệ trục tọa độ	32
2.1.2	Các giả thiết	33
2.1.3	Các đặc trưng của loài bướm <i>Manduca Sexta</i>	36
2.2.	Mô hình kết cấu cánh vẫy kiểu côn trùng	38
2.2.1	Mô hình phân tử hữu hạn	38
2.2.2	Mô hình dầm tương đương	39
2.2.3	Mô hình hệ vật – lò xo	46
2.3.	Mô hình khí động lực học UVLM	52
2.3.1	Mô hình toán học	52
2.3.2	Mô hình khuếch tán xoáy	57
2.3.3	Mô hình xoáy mép trước	58
2.4.	Phương pháp giải hệ phương trình vi phân chuyển động	62
2.5.	Mô hình tích hợp trong nghiên cứu tương tác kết cấu – chất lưu	64
CHƯƠNG 3. KIỂM CHỨNG MÔ HÌNH TÍNH TOÁN		71
3.1.	Kiểm chứng chương trình tính toán động lực học	71
3.2.	Kiểm chứng phương pháp xây dựng mô hình cánh vẫy kiểu côn trùng dưới dạng cơ hệ nhiều vật	75
3.3.	Kiểm chứng mô hình khí động	82
3.4.	Kiểm chứng mô hình tính toán tương tác kết cấu – chất lưu FSI	84
CHƯƠNG 4. NGHIÊN CỨU ĐÀN HỒI KHÍ ĐỘNG CỦA CÁNH VÃY KIỂU CÔN TRÙNG		90
4.1.	Cánh côn trùng trong chế độ bay treo	90
4.2.	Nghiên cứu ảnh hưởng của các thông số động học đến đặc tính đàn hồi khí động	100
4.3.	Nghiên cứu ảnh hưởng của độ cứng kết cấu cánh đến đặc tính đàn hồi khí động	112
4.3.1	Ảnh hưởng của các hệ số a_1^b và a_1^t	112

4.3.2	Ảnh hưởng của dạng độ cứng chống uốn -----	119
4.3.3	Ảnh hưởng của dạng độ cứng chống xoắn-----	122
4.4.	Phân tích kết quả và ứng dụng trong thiết kế TBB kiểu côn trùng-----	125
KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ-----		129
DANH MỤC CÔNG TRÌNH CỦA TÁC GIẢ -----		131

DANH MỤC CÁC KÝ HIỆU

Kí hiệu	Đơn vị	Ý nghĩa – giải thích
B_k^R		Ma trận xoay từ hệ tọa độ $(k-1)$ đến hệ tọa độ k
$D^{outer},$ D^{inner}	μm	Các đường kính ngoài và trong của gân
EI	$N \cdot m^2$	Độ cứng chống uốn
f	Hz	Tần số vấp
f_1, f_2	Hz	Tần số dao động riêng thứ n hất và thứ hai
f_1^*		Tỉ lệ tần số riêng
f_{FEM}^i, f_b^i	Hz	Tần số dao động riêng thứ i của mô hình PTHH và mô hình dầm
GJ	$N \cdot m^2$	Độ cứng chống xoắn
$\bar{I}$		Mô men quán tính trên một đơn vị độ dài không thứ nguyên dọc theo trục đàn hồi
J		Hàm chi phí tối ưu
L^m	mN	Lực nâng trung bình trong một chu kỳ vấp
$\bar{m}$	kg/m	Khối lượng trên một đơn vị độ dài không thứ nguyên
m_w	kg	Khối lượng cánh
P^m	mW	Công suất trung bình trong một chu kỳ vấp
P^p, P^z	mW	Công suất khi giả thiết có và không có dự trữ năng lượng
$\bar{P}^p, \bar{P}^z$	W/kg	Công suất trên một đơn vị khối lượng với giả thiết có và không có dự trữ năng lượng
R	m	Độ dài cánh
η^p, η^z	W/N	Công suất trung bình trên một đơn vị lực khi giả thiết có và không có dự trữ năng lượng

$Q_j^{a_F}, Q_j^{a_M}$	$N \cdot m$	Lực và mô men khí động suy rộng
Q_j^s	$N \cdot m$	Lực lò xo suy rộng
r	m	Tọa độ dọc theo sải cánh
$\bar{r}$		Tọa độ tương đối dọc theo sải cánh
r_c	m	Bán kính lõi xoáy
T_k	J	Động năng của vật thứ k
$\mathbf{V}_k^{ck}$	m/s	Vận tốc của tâm khối lượng vật thứ k trong hệ tọa độ cục bộ gắn với vật thứ k
$\bar{x}_c$		Tọa độ tâm khối lượng không thứ nguyên của một dải cánh
Γ_i		Lưu số vận tốc của đoạn xoáy trên khung xoáy thứ i
θ_0	Độ	Góc lên – xuống trung bình
θ_m^{cp}	Độ	Góc lên – xuống trung bình trong một chu kỳ vẫy tại tâm áp
η_j		Tọa độ suy rộng chưa biết thứ j
$\phi_1, \theta_1, \alpha_1$	Độ	Các góc quét, góc lên – xuống, góc xoay tại gốc cánh
$\phi_a, \theta_a, \alpha_a$	Độ	Biên độ của các góc quét, góc lên – xuống, góc xoay
$\phi_0, \theta_0, \alpha_0$	Độ	Giá trị trung bình của các góc quét, góc lên – xuống, góc xoay
ω_k^k	rad/s	Vận tốc góc của vật thứ k trong hệ tọa gắn với vật thứ k
$\omega_k^{k/k-1}$	rad/s	Vận tốc góc của vật thứ k so với vật thứ $(k-1)$ trong hệ tọa gắn với vật thứ k

DANH MỤC CÁC CHỮ VIẾT TẮT

Viết tắt	Tiếng Anh	Tiếng Việt
ADAMS	Automated Dynamic Analysis of Mechanical Systems	Phần mềm mô phỏng động lực học hệ nhiều vật của MSC
APDL	Ansys Parametric Design Language	Ngôn ngữ lập trình dùng cho phần mềm Ansys Mechanical
BET	Blade Element Theory	Lý thuyết phần tử cánh
CFD	Computational Fluid Dynamics	Động lực học chất lưu tính toán
CSD	Computational Structural Dynamics	Động lực học kết cấu tính toán
FSI	Fluid structure interaction	Tương tác kết cấu – chất lưu
FWMAV	Flapping-Wing Micro Air Vehicle	Thiết bị bay cánh vỗ siêu nhỏ
LBFBPM	Lattice Boltzmann Flexible Particle Method	Phương pháp Lattice Boltzmann hạt mềm
MAC	Modal Assurance Criterion	Số MAC
MAV	Micro Air Vehicle	Thiết bị bay siêu nhỏ
MBD	Multi-Body dynamics	Động lực học hệ nhiều vật
MEMS	Micro-Electromechanical Systems	Hệ thống vi cơ điện tử
PIV	Particle Image Velocimetry	Phương pháp đo vận tốc ảnh hạt
PTHH		Phần tử hữu hạn
RANS	Reynolds-Averaged Navier–Stokes	Phương trình Navier–Stokes trung bình hóa theo số Reynolds
TBB		Thiết bị bay
UVLM	Unsteady Vortex-Lattice Method	Phương pháp xoáy không dừng
XMT	Leading Edge Vortex	Xoáy mép trước

DANH MỤC CÁC BẢNG

Bảng 2.1 Đặc trưng hình học và khối lượng của loài bướm <i>Manduca Sexta</i> .	37
Bảng 2.2 Thông số của các phần tử PTHH	38
Bảng 2.3 Hệ số của các đa thức xấp xỉ đặc tính quán tính dọc theo sải cánh.	41
Bảng 2.4 Hệ số của các hàm độ cứng tối ưu	44
Bảng 2.5 Tần số và số MAC của các dạng dao động riêng trước và sau tối ưu	46
Bảng 3.1 Thông số hình học và khối lượng của các vật	72
Bảng 3.2 Độ cứng của các lò xo	72
Bảng 3.3 Những tùy chỉnh mô phỏng chính trong MSC/ADAMS	73
Bảng 3.4 Tần số dao động riêng của cánh trước loài bướm <i>Manduca Sexta</i> .	75
Bảng 3.5 So sánh dao động riêng giữa các mô hình.....	76
Bảng 3.6 So sánh biên độ góc vẫy tại vị trí các điểm đo	79
Bảng 3.7 Các thông số của cánh trong thực nghiệm [121].....	83
Bảng 3.8 Các thông số chính của thực nghiệm cho cánh FWMAV [10]	86
Bảng 4.1 Các thông số động học khi bay treo của loài bướm <i>Manduca sexta</i>	90
Bảng 4.2 Thời gian mô phỏng cho các chu kỳ khác nhau	91
Bảng 4.3 Các thành phần lực và công suất trung bình theo chu kỳ	100
Bảng 4.4 Khoảng khảo sát của các tham số	100

DANH MỤC CÁC HÌNH VẼ

Hình 1.1 Một số TBB cánh vẩy đặc trưng	6
Hình 1.2 Các dạng TBB cánh vẩy	7
Hình 1.3 Cấu trúc cánh côn trùng	9
Hình 1.4 Chuyển động của cánh côn trùng trong một chu kỳ vẩy	10
Hình 1.5 Quy trình thiết kế chế tạo cánh của TBB kiểu côn trùng phỏng theo loài bướm <i>Manduca sexta</i> [29]	12
Hình 1.6 Một số hiện tượng khí động đặc trưng của cánh côn trùng	14
Hình 1.7 Các phương pháp nghiên cứu khí động côn trùng	16
Hình 1.8 Hiệu ứng xoay bổ sung [82]	25
Hình 2.1 Hệ tọa độ và các góc Euler	33
Hình 2.2 Cánh loài bướm <i>Manduca sexta</i> và sơ đồ phân bố gân [26]	37
Hình 2.3 Mô hình các phần tử dầm và màng	38
Hình 2.4 Mô hình phần tử hữu hạn của cánh loài bướm <i>Manduca Sexta</i>	39
Hình 2.5 Phân bố giá trị chuẩn hóa của các đặc tính khối lượng theo sải cánh ...	40
Hình 2.6 Hệ các lực điểm để đo độ cứng uốn và xoắn	42
Hình 2.7 Phân bố độ cứng dọc theo sải cánh và hàm xấp xỉ tương ứng của cánh trước	44
Hình 2.8 Phân bố độ cứng dọc theo sải cánh và hàm xấp xỉ tương ứng của cánh đầy đủ	45
Hình 2.9 So sánh các dạng dao động riêng của mô hình PTHH và mô hình dầm cho cánh đầy đủ	45
Hình 2.10 Mô hình hệ vật-lò xo	47
Hình 2.11 Mô hình cánh và phân bố các khung xoáy	53
Hình 2.12 Khung xoáy trong không gian	54
Hình 2.13 Quá trình hình thành vết xoáy tại mép sau cánh	56
Hình 2.14 Hình dạng xoáy mép trước	58

Hình 2.15 Mô hình XMT dựa trên lý thuyết tương tự lực hút	59
Hình 2.16 Sơ đồ giải thuật của phương pháp Quasi-Newton để giải hệ phương trình vi phân chuyển động	64
Hình 2.17 Mô hình FSI hai chiều	65
Hình 2.19 Kết hợp chương trình tính toán động lực học hệ nhiều vật và khí động học của cánh mềm	67
Hình 2.20 Sơ đồ giải thuật chương trình tính toán FSI	69
Hình 3.1 Mô hình hệ nhiều vật để kiểm chứng	71
Hình 3.2 Mô hình hệ nhiều vật trong phần mềm MSC/ADAMS	73
Hình 3.3 Tọa độ điểm A theo các trục tọa độ.....	74
Hình 3.4 So sánh dạng dao động riêng thứ nhất của cánh trước.....	76
Hình 3.5 So sánh dạng dao động riêng thứ hai của cánh trước.....	76
Hình 3.6 Sơ đồ thực nghiệm của Combes và Daniel.....	77
Hình 3.7 So sánh vị trí của các điểm đo giữa mô phỏng và thực nghiệm.....	78
Hình 3.8 So sánh góc uốn tại các điểm đo giữa mô phỏng và thực nghiệm...	80
Hình 3.9 So sánh biên độ trong miền tần số của góc uốn tại vị trí các điểm đo ..	81
Hình 3.10 Mô hình thực nghiệm của Lua và cộng sự	82
Hình 3.11 Mô hình cánh loài bướm <i>Manduca Sexta</i> xây dựng trong UVLM	84
Hình 3.12 So sánh hệ số lực nâng thu được từ chương trình tính toán khí động UVLM và từ thực nghiệm	84
Hình 3.13 Mô hình thực nghiệm cho cánh FWMAV	85
Hình 3.14 Mô hình PTHH của cánh FWMAV xây dựng trong ANSYS/APDL	86
Hình 3.15 Mô hình lưới khí động UVLM của cánh FWMAV	87
Hình 3.16 So sánh vị trí mút cánh với thực nghiệm.....	87
Hình 3.17 So sánh góc xoắn ở mút cánh với thực nghiệm	88
Hình 4.1 Biên dạng của cánh trong một nửa chu kỳ vẫy.....	91
Hình 4.2 So sánh các góc Euler trong một chu kỳ vẫy cánh	93

Hình 4.3 Biến thiên của góc xoay α dọc theo sải cánh trong một chu kỳ vẫy	94
Hình 4.4 Biến thiên biên độ góc α theo sải cánh.....	94
Hình 4.5 Hình dạng vết xoáy.....	95
Hình 4.6 Trường vận tốc trong mặt phẳng thẳng đứng đi qua 0,5 sải cánh ...	97
Hình 4.7 Sự biến thiên của lực khí động trong một chu kỳ vẫy cánh	98
Hình 4.8 Các thành phần công suất trong mỗi chu kỳ.....	99
Hình 4.9 Định nghĩa các góc xoắn và góc uốn.....	101
Hình 4.10 Ảnh hưởng của biên độ góc xoay.....	102
Hình 4.11 Ảnh hưởng của tần số vẫy.....	103
Hình 4.12 Ảnh hưởng của biên độ góc quét.....	104
Hình 4.13 Ảnh hưởng của giá trị trung bình góc lên - xuống.....	105
Hình 4.14 Ảnh hưởng của biên độ góc lên - xuống.....	106
Hình 4.15 Vị trí mặt cắt cánh và các thành phần lực khí động với các biên độ góc xoay khác nhau.....	108
Hình 4.16 Phân tích ảnh hưởng của tần số vẫy đến biên độ góc quét và góc lên - xuống ở mút cánh.....	110
Hình 4.17 Góc lên - xuống trung bình tại mút cánh của cánh mềm với các giá trị khác nhau của θ_0	110
Hình 4.18 Góc lên - xuống trung bình tại mút cánh của cánh mềm với các giá trị khác nhau của θ_a	111
Hình 4.19 Ảnh hưởng của độ cứng đến các tần số dao động riêng.....	113
Hình 4.20 Ảnh hưởng của độ cứng đến biên độ các góc biến dạng.....	114
Hình 4.21 Phân bố của các đại lượng lực và công suất theo f_1^*	115
Hình 4.22 Sơ đồ để đưa ra đại lượng k_L	116
Hình 4.23 Phân tích sự biến thiên của các đại lượng tỉ lệ khi thay đổi độ cứng ..	118
Hình 4.24 Tỉ lệ tần số tối ưu với các độ cứng xoắn khác nhau.....	119
Hình 4.25 Các dạng phân bố độ cứng uốn dọc theo sải cánh	119

Hình 4.26 Phân bố của các đại lượng lực và công suất theo f_1^* tương ứng với các dạng độ cứng uốn khác nhau	120
Hình 4.27 Phân tích sự biến thiên của các đại lượng tỉ lệ tương ứng với các dạng độ cứng uốn khác nhau	121
Hình 4.28 Tỉ lệ tần số tối ưu theo a_2^b	122
Hình 4.29 Các dạng phân bố độ cứng xoắn dọc theo sải cánh.....	122
Hình 4.30 Phân bố của các đại lượng lực và công suất theo f_1^* tương ứng với các độ cứng xoắn khác nhau.....	123
Hình 4.31 Phân tích sự biến thiên của các hệ số tỉ lệ tương ứng với các dạng độ cứng xoắn khác nhau.....	124
Hình 4.32 Tỉ lệ tần số tối ưu theo a_2^t	125

MỞ ĐẦU

1. Tính cấp thiết của đề tài

Nghiên cứu thiết bị bay (TBB) cánh vẫy nói chung và TBB cánh vẫy siêu nhỏ kiểu côn trùng nói riêng đang là một xu thế phát triển mạnh mẽ do những ứng dụng hứa hẹn của chúng trong các lĩnh vực dân sự và an ninh, quốc phòng. So với các TBB truyền thống, TBB loại này có các đặc tính khí động vượt trội ở chế độ bay với số Reynolds nhỏ và trung bình [1], tiếng ồn nhỏ, tính cơ động cao và có hình dạng lý tưởng để ngụy trang.

Các TBB cánh vẫy kiểu côn trùng thường có cơ chế vẫy cánh nhiều bậc tự do ở gốc cánh với tần số vẫy cao [2], nên các đặc điểm khí động và động lực học của dạng TBB này trở nên rất phức tạp [3]. Ngoài ra, cánh thường được làm từ vật liệu nhẹ và đàn hồi để giảm khối lượng, nên kết cấu cánh dễ bị biến dạng lớn trong quá trình bay [4]. Vì vậy, nghiên cứu hiện tượng đàn hồi khí động của cánh vẫy kiểu côn trùng là một vấn đề phức tạp và có ý nghĩa quan trọng trong quá trình thiết kế.

Các nghiên cứu trước đây về đàn hồi khí động của cánh vẫy chủ yếu sử dụng các phương pháp phân tích các dạng dao động riêng và nguyên lý chồng chất tuyến tính của chúng, kết hợp với phương pháp tính toán khí động bậc thấp [5-7]. Một cách tiếp cận khác dựa trên sự kết hợp giữa phương pháp động lực học chất lưu tính toán (CFD) cho bài toán khí động lực học và động lực học kết cấu tính toán (CSD) cho bài toán động lực học kết cấu cũng được một số tác giả thực hiện cho các mô hình cánh vẫy [8-10]. Cách tiếp cận này đòi hỏi khối lượng tính toán lớn, bên cạnh đó việc sử dụng lưới động và sự kết nối giữa các bộ giải khí động lực học và động lực học kết cấu làm cho các chương trình mô phỏng trở nên phức tạp. Để khắc phục những vấn đề trên, một số tác giả đề xuất sử dụng cách tiếp cận động lực học hệ nhiều vật, theo đó kết cấu cánh vẫy được mô hình dưới dạng các vật cứng liên kết với nhau [11, 12]. Tuy nhiên các

nghiên cứu đã được công bố hiện nay mới chỉ dừng lại ở mức đơn giản, và vẫn cần phát triển để có thể mô tả được bản chất phức tạp của kết cấu cánh côn trùng cũng như những chuyển động nhiều bậc tự do ở gốc cánh.

Từ những phân tích ở trên, có thể kết luận rằng, đề tài “*Nghiên cứu đàn hồi khí động của cánh vẫy kiểu cánh côn trùng sử dụng mô hình cơ hệ nhiều vật*” là vấn đề mang tính cấp thiết, có ý nghĩa khoa học và thực tiễn.

2. Mục tiêu nghiên cứu của luận án

- Xây dựng mô hình tính toán, mô phỏng tương tác kết cấu – chất lưu (FSI) cho cánh vẫy kiểu côn trùng theo cách tiếp cận động lực học hệ nhiều vật kết hợp với chương trình tính toán khí động lực học dựa trên phương pháp xoáy không dừng mở rộng (UVLM).

- Nghiên cứu phân tích các đặc tính đàn hồi khí động đặc trưng của TBB cánh vẫy kiểu côn trùng, xác định mối liên hệ giữa biến dạng và cơ chế chuyển động cánh phức tạp của các TBB dạng này.

- Khảo sát ảnh hưởng của một số tham số động học và độ cứng kết cấu đến các đặc trưng tạo lực và năng lượng của cánh vẫy, từ đó đề xuất các khuyến cáo trong tính toán thiết kế TBB kiểu côn trùng.

3. Đối tượng và phạm vi nghiên cứu của luận án

Đối tượng nghiên cứu: Cánh vẫy đàn hồi kiểu cánh côn trùng thực hiện các chuyển động mô phỏng chuyển động vẫy ngoài tự nhiên, chịu các tải trọng khí động do tương tác giữa dòng khí và cánh.

Phạm vi nghiên cứu: Nghiên cứu đàn hồi khí động của cánh vẫy kiểu côn trùng được mô hình hóa dưới dạng cơ hệ nhiều vật.

4. Phương pháp nghiên cứu

Luận án sử dụng các công cụ giải tích kết hợp với tính toán số. Thực hiện nghiên cứu cơ sở lý thuyết, xây dựng thuật toán và chương trình tính toán số để mô phỏng FSI cho cánh vẫy kiểu côn trùng. So sánh kết quả nghiên cứu của

luận án với các kết quả nghiên cứu bằng các phương pháp khác đã được công bố để khẳng định tính đúng đắn của mô hình toán học và chương trình tính toán.

Cấu trúc luận án

Luận án gồm phần mở đầu, 4 chương và kết luận.

Mở đầu: Trình bày tính cấp thiết của đề tài, mục tiêu, đối tượng, phạm vi và phương pháp nghiên cứu của luận án, cũng như ý nghĩa khoa học và thực tiễn của đề tài.

Chương 1: Tổng quan về thiết bị bay cánh vẫy kiểu côn trùng, các đặc tính kết cấu và khí động của chúng, các phương pháp nghiên cứu hiện tượng tương tác kết cấu – chất lưu FSI cho cánh vẫy kiểu côn trùng.

Chương 2: Trình bày mô hình mô phỏng FSI cho cánh vẫy kiểu côn trùng dựa trên cách tiếp cận động lực học hệ nhiều vật.

Chương 3: Kiểm chứng mô hình tính toán.

Chương 4: Nghiên cứu đàn hồi khí động của cánh vẫy kiểu côn trùng, khảo sát ảnh hưởng của một số tham số động học và độ cứng kết cấu đến các đặc trưng tạo lực và năng lượng.

Kết luận và kiến nghị: Trình bày các kết quả chính, những đóng góp mới và hướng nghiên cứu tiếp theo của luận án.

5. Ý nghĩa khoa học và tính thực tiễn của đề tài

- *Ý nghĩa khoa học:*

Cách tiếp cận động lực học hệ nhiều vật là hướng nghiên cứu mới so với các phương pháp tính toán tương tác kết cấu - chất lưu cho cánh vẫy truyền thống. Khi áp dụng cách tiếp cận này, cơ hệ có số bậc tự do giảm xuống và trở nên đơn giản hơn so với việc sử dụng phương pháp phần tử hữu hạn, trong khi các đặc tính phi tuyến vẫn được mô tả đầy đủ. Các kết quả nghiên cứu chuyên sâu liên quan tới hiện tượng đàn hồi khí động của cánh vẫy sẽ góp phần làm

sáng tỏ các cơ chế bay quan trọng mà hiện nay các nhà khoa học vẫn chưa tìm ra được câu trả lời đầy đủ.

- *Ý nghĩa thực tiễn:*

Các kết quả nghiên cứu của luận án sẽ góp phần quan trọng trong việc xây dựng các thiết kế cho TBB cánh vẫy phục vụ các mục đích khoa học cũng như các nhiệm vụ thực tiễn phát triển kinh tế, xã hội và bảo vệ an ninh, chủ quyền của đất nước. Ngoài ra, cách tiếp cận mới theo hướng động lực học hệ nhiều vật có thể được áp dụng cho kết cấu của các đối tượng khác như máy bay, cánh quạt trực thăng, các dạng rô-bốt sử dụng cơ cấu mềm.

CHƯƠNG 1. TỔNG QUAN VỀ VẤN ĐỀ NGHIÊN CỨU

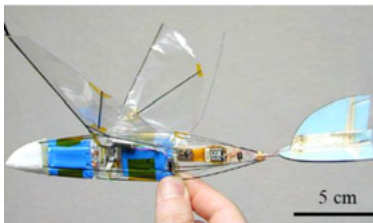
Chương 1 nêu tổng quan về TBB cánh vẫy nói chung và TBB kiểu côn trùng nói riêng, cũng như các đặc trưng khí động lực học và đàn hồi khí động của chúng. Trên cơ sở đó, tập trung phân tích các phương pháp mô phỏng đàn hồi khí động cho cánh vẫy kiểu côn trùng, các nghiên cứu về ảnh hưởng của các thông số động học và độ cứng kết cấu đến khả năng tạo lực và hiệu suất năng lượng của cánh. Từ đó rút ra các vấn đề cần tiếp tục giải quyết và đề xuất hướng nghiên cứu trọng tâm của luận án.

1.1. Tổng quan về thiết bị bay cánh vẫy kiểu côn trùng

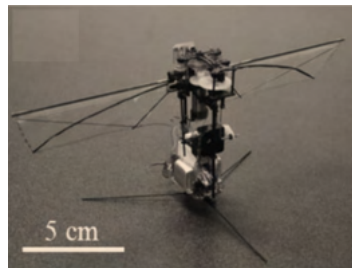
Trên thế giới có hàng trăm nghìn loài động vật có khả năng bay như chim, côn trùng, dơi, v.v. với đủ các hình dạng, kích thước, đặc tính sinh học khác nhau [13]. Đây là nguồn cảm hứng lớn cho các nhà nghiên cứu trong việc chế tạo các thiết bị bay cánh vẫy phỏng sinh học. Trên thực tế, các nhà khoa học đã chứng minh rằng ở chế độ bay với số Reynolds nhỏ và trung bình, việc sử dụng cánh vẫy sẽ đem lại hiệu suất bay cao hơn so với các TBB truyền thống sử dụng cánh cố định và cánh quay [1]. Với tính cơ động, an toàn cao, tiếng ồn nhỏ và khí thải ít, cũng như hình dạng bên ngoài lý tưởng để ngụy trang, TBB cánh vẫy có khả năng ứng dụng trong nhiều lĩnh vực dân sự và quân sự như giám sát, do thám, cứu hộ cứu nạn.

Do các hạn chế về mặt công nghệ mà hiện nay chủ yếu các TBB cánh vẫy trên thế giới mới chỉ dừng lại ở mức độ sản phẩm phòng thí nghiệm. “Microbat” [14] là TBB cánh vẫy chạy điện đầu tiên được phát triển bởi ĐH công nghệ California (Mỹ) vào năm 2002 (Hình 1.1a). TBB này mô phỏng chuyển động của loài dơi với khối lượng 12,5 g, sải cánh 25 cm và bay được 42 giây. Ngoài ra, còn có thể kể đến “Robo Raven” của ĐH Maryland (Mỹ) mô phỏng chim đại bàng [15], “Smart Bird” của công ty Festo (Đức) mô phỏng chim hải âu [16], TBB KUBeetle [17] của đại học Konkuk (Hình 1.1b). Cùng với sự phát

triển của công nghệ vật liệu và điện tử, đã xuất hiện những sản phẩm có ứng dụng thiết thực trong cuộc sống như TBB cánh vẫy thương mại “Hummingbird” (Hình 1.1c) của hãng AeroViroment (Mỹ) [18]. TBB mô phỏng chim ruồi này được trang bị camera và hệ thống tự động điều khiển, đã được Quân đội Mỹ triển khai trong một số nhiệm vụ. Năm 2018 Đại học Công nghệ Tây Bắc, Trung Quốc đã phát triển TBB cánh vẫy Dove (Hình 1.1d) được trang bị camera trên khoang để sử dụng cho việc giám sát từ trên cao [19]. Bên cạnh đó, một số sản phẩm TBB cánh vẫy khác cũng có tiềm năng lớn đối với các ứng dụng thực tiễn như TBB Delfly của Đại học TU Delf, Hà Lan với sải cánh chỉ 10 cm, nhưng có khả năng bay tự động và tự tránh vật cản [20] (Hình 1.1e); TBB cánh vẫy kiểu côn trùng Robobee của Đại học Harvard, Hoa Kỳ, với sải cánh 3 cm, có khả năng bay ổn định và đang được định hướng phát triển theo hướng sử dụng trí thông minh bầy đàn [21] (Hình 1.1f).



a) TBB Microbat [14]



b) TBB KuBeetle [17]



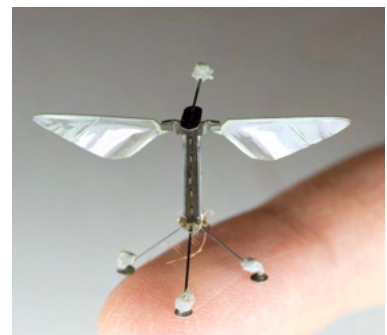
c) TBB Hummingbird [18]



d) TBB Dove [19]



e) TBB Delfly [20]



f) TBB Robobee [21]

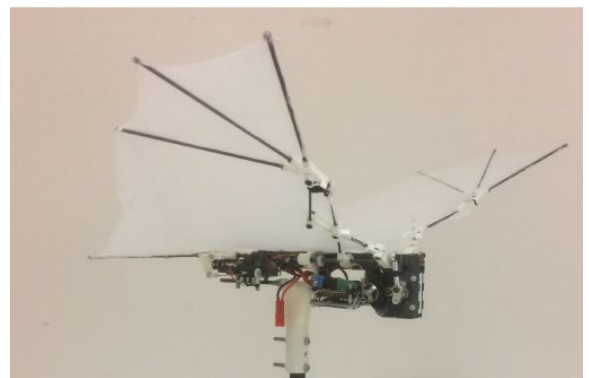
Hình 1.1 Một số TBB cánh vẫy đặc trưng

Theo cơ chế bay, các TBB cánh vẫy có thể được chia làm các loại chính như sau (Hình 1.2):

- TBB cánh vẫy phỏng theo cơ chế vẫy của các loài chim;
- TBB cánh vẫy phỏng theo cơ chế bay của loài dơi;
- TBB cánh vẫy sử dụng cánh đôi;
- TBB cánh vẫy kiểu côn trùng;



a) TBB cánh vẫy dạng loài chim [19]



b) TBB cánh vẫy dạng loài dơi [22]



c) TBB cánh vẫy dạng cánh đôi [20]



d) TBB cánh vẫy kiểu côn trùng [21]

Hình 1.2 Các dạng TBB cánh vẫy

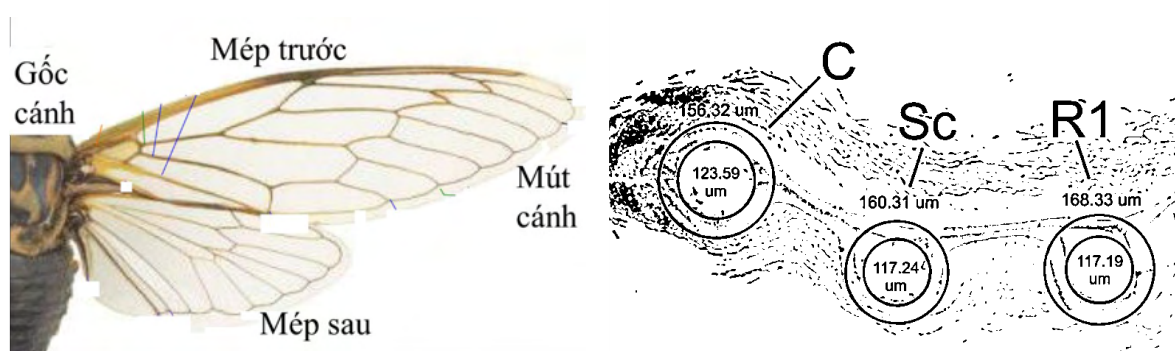
Trong các loại TBB cánh vẫy nêu trên, TBB phỏng theo cơ chế loài chim đã được bắt đầu nghiên cứu từ khá lâu do chúng có những đặc tính khí động lực học tương đối đơn giản tương tự máy bay cánh bằng như: tính không dừng khí động thấp do có tần số vẫy cánh nhỏ, số Reynolds cao nên ảnh hưởng của

độ nhót không khí là không nhiều [23]. TBB cánh vẫy phồng theo cơ chế loài dơi mới được bắt đầu chú ý nghiên cứu gần đây [22] và một phần do đặc thù cơ chế chuyển động của cánh rất phức tạp với nhiều khớp và bậc tự do nên chưa có nhiều số liệu thực nghiệm chi tiết được công bố. TBB cánh vẫy sử dụng cánh đôi cũng là dạng đối tượng tiềm năng. Có hai cơ chế quan trọng trong việc tạo lực đẩy đối với dạng TBB này đó là: cơ chế tạo lực đẩy từ cánh biến dạng bị động và cơ chế tạo lực đẩy nhờ hiệu ứng tương tác khí động giữa hai tầng cánh (clap-and-fling effect) [24].

Trong những năm gần đây, các TBB cánh vẫy kiểu côn trùng được tập trung nghiên cứu nhiều nhất do chúng có những đặc điểm được các nhà khoa học trong các lĩnh vực phỏng sinh học, cơ học, kỹ thuật hàng không quan tâm. Lịch sử của các TBB loại này được bắt đầu năm 1997 khi Cơ quan Chỉ đạo các Dự án Nghiên cứu Quốc phòng Tiên tiến Hoa Kỳ DARPA triển khai chương trình phát triển Thiết bị bay siêu nhỏ (MAV) cho các nhiệm vụ do thám trong không gian kín như tòa nhà, hang động, địa đạo. Các yêu cầu kỹ thuật chính đối với TBB là có kích thước nhỏ (chiều dài dưới 20 cm, khối lượng dưới 100 g), khả năng bay treo tốt, tính cơ động cao ở vận tốc thấp, ít tiếng ồn. Các thiết kế cổ điển đều không đáp ứng được yêu cầu đề ra. TBB cánh bằng có tính cơ động thấp và không có khả năng bay treo. TBB dạng trực thăng (rotorcraft) có tính cơ động tốt, khả năng cất - hạ cánh thẳng đứng, nhưng lại có tiếng ồn lớn và hiệu suất kém ở số Reynolds thấp. Do đó, các nhà nghiên cứu đã hướng sự chú ý vào các TBB cánh vẫy, vốn dĩ đã được chứng minh rằng có hiệu suất năng lượng tốt hơn TBB cánh quay hoặc cánh bằng ở dải vận tốc nhỏ. Cánh của loài chim có khung xương và các cơ, nên thường nặng và tốn năng lượng. Phần lớn thời gian loài chim sẽ xoải cánh để bay lượn. Điều này làm vận tốc bay của chúng quá nhanh để ứng dụng cho các TBB trong nhà. Ngoài ra, việc thiết kế kết cấu cánh phỏng theo kết cấu khung xương và các cơ của loài chim

cũng khá phức tạp. Ngược lại, cánh côn trùng không có xương và cơ, nên kết cấu cánh côn trùng rất nhẹ, chỉ chiếm khoảng 1% khối lượng của chúng [25]. Ưu điểm lớn nhất của cánh côn trùng so với các loại TBB dạng cánh vẫy khác là khả năng bay treo nhờ những chuyển động nhiều bậc tự do ở gốc cánh.

Cánh côn trùng có kết cấu nhẹ, đàn hồi, thường là một tấm màng da được trợ lực bởi các gân (Hình 1.3a). Các gân dọc lớn được liên kết bởi các gân ngang nhỏ hơn. Gân có dạng hình côn và rỗng bên trong (Hình 1.3b). Kích thước và mặt cắt ngang của các gân thay đổi giữa các gân cũng như dọc theo chiều dài của từng gân. Đường kính gân lớn ở gốc cánh và thon dần về mút cánh. Không giống như cánh chim, cánh côn trùng không có cơ ở bên trong cánh. Do đó, chuyển động của cánh côn trùng chỉ được phát động ở gốc cánh bởi các nhóm cơ lồng ngực.

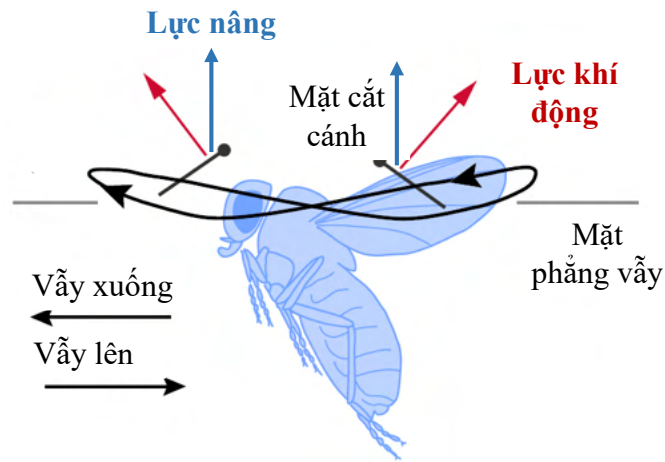


a) Phân bố gân và màng trên cánh ve sầu b) Mặt cắt ngang cánh của loài bướm *Manduca Sexta* [26]

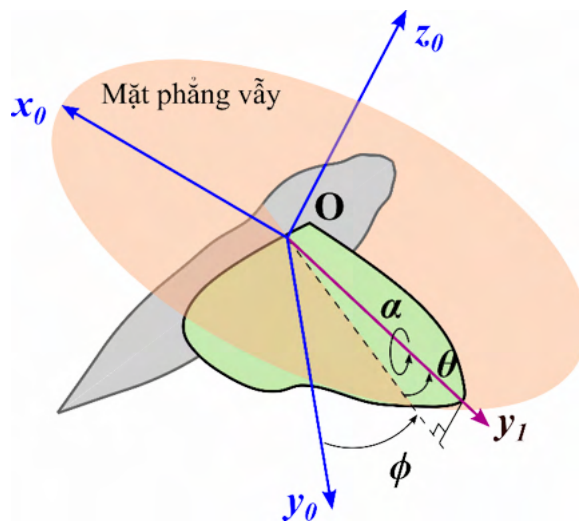
Hình 1.3 Cấu trúc cánh côn trùng

Trong mỗi chu kỳ vẫy, cánh côn trùng chuyển động tương đối so với một mặt phẳng gọi là mặt phẳng vẫy (*stroke plane*). Mặt phẳng vẫy có thể được xác định thông qua 3 điểm: điểm gốc cánh và vị trí của mút cánh tại cuối mỗi nửa chu kỳ vẫy. Khi bay treo, mặt phẳng vẫy gần như nằm ngang còn khi côn trùng bay tiến, mặt phẳng vẫy nghiêng một góc gần 90° . Hệ trục tọa độ ($OX_0Y_0Z_0$) gắn với mặt phẳng vẫy, gồm các trục OX_0Y_0 nằm trong mặt phẳng vẫy sao cho

trục OX_0 nằm trong mặt phẳng đối xứng dọc của côn trùng, trục OZ_0 vuông góc với mặt phẳng vẫy.



a) Chu kỳ vẫy cánh khi bay treo [27]



b) Các góc Euler

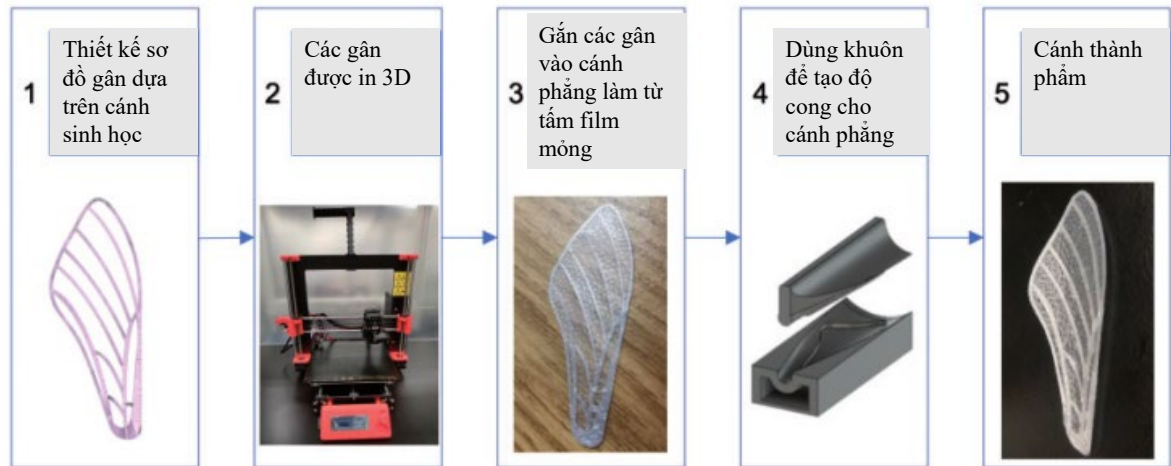
Hình 1.4 Chuyển động của cánh côn trùng trong một chu kỳ vẫy

Mỗi chu kỳ vẫy có thể chia ra thành hai giai đoạn: vẫy lên và vẫy xuống (Hình 1.4a). Quỹ đạo chuyển động ở mút cánh của côn trùng có thể có dạng số 8, dạng chữ O, dạng chữ U tùy vào loài và chế độ bay. So với mặt phẳng vẫy, chuyển động của cánh có thể phân tích thành ba thành phần, tương ứng với ba góc Euler: chuyển động quét (góc quét ϕ), chuyển động xoay (góc xoay α) và

chuyển động lên - xuống (góc lên – xuống θ), trong đó chuyển động quét là chuyển động chính (Hình 1.4b). Nếu coi cánh là cứng tuyệt đối và OY_1 là đường nối gốc cánh và mút cánh, thì góc ϕ được định nghĩa là góc giữa hình chiếu của OY_1 lên mặt phẳng vẫy với trục OY_0 . θ là góc giữa OY_1 và hình chiếu của nó trên mặt phẳng vẫy, α là góc giữa dây cung cánh và mặt phẳng vẫy khi góc θ bằng không. Cánh phải thực hiện các chuyển động quay theo trình tự (3 – 1 – 2) tương ứng với các góc Euler ϕ , θ và α . Ở cuối mỗi nửa chu kỳ, cánh thực hiện chuyển động xoay nhanh dọc theo sai cánh để lật cánh theo hướng ngược lại. Khi đó, mặt trên của cánh khi vẫy xuống trở thành mặt dưới khi vẫy lên. Những chuyển động nhiều bậc tự do này kết hợp với sự biến dạng của cánh khi vẫy khiến cho các hiện tượng khí động cánh côn trùng trở nên rất phức tạp.

Trong quá trình thiết kế, chế tạo TBB kiểu côn trùng, các nhà khoa học thường dựa trên các đặc tính kết cấu, động lực học của côn trùng trong tự nhiên, vốn đã được tối ưu hóa thông qua quá trình chọn lọc kéo dài hàng trăm triệu năm (Hình 1.5). Trong đó, thiết kế cánh là nhiệm vụ quan trọng nhất do cánh côn trùng đồng thời vừa là cơ quan tạo lực nâng, lực đẩy cũng như điều khiển. Moses và cộng sự [28] trong quá trình phát triển một TBB cánh vẫy siêu nhỏ (FWMAV) mô phỏng loài bướm *Manduca Sexta* đã thử nghiệm nhiều mẫu cánh với độ cứng và phân bố gân khác nhau. Các tác giả đã đi đến kết luận rằng, mẫu cánh được chế tạo giống với cánh của côn trùng thật nhất cho lực nâng lớn hơn tất cả các mẫu còn lại. Cũng giống như côn trùng, cánh của TBB loại này thường là tấm màng làm từ vật liệu nhẹ được tăng cứng bởi các gân. Màng cánh có thể được làm từ các loại vật liệu khác nhau như latex, tấm nhựa PVC, nylon [28, 29] hoặc phổ biến nhất là Mylar do tính dai của nó [30, 31]. Thanh các bon thường được dùng để làm gân tăng cứng do chúng có tỉ lệ độ cứng trên khối lượng tối ưu [31]. Một số nghiên cứu đã áp dụng hệ vi cơ điện tử (MEMS) để tăng độ chính xác trong gia công chế tạo cánh của TBB phỏng côn trùng [30,

32]. Tiên phong theo hướng này là Pornsin-sirirak và cộng sự [32] khi chế tạo cánh cho TBB Microbat bằng cách ăn mòn chất nền hợp kim titan để tạo thành khung cánh và lắng đọng các polyme Parylene-C làm màng.



Hình 1.5 Quy trình thiết kế chế tạo cánh của TBB kiểu côn trùng phỏng theo loài bướm *Manduca sexta* [29]

Các TBB này thường được thiết kế phỏng theo cơ chế vỗ cánh của các loài côn trùng trong tự nhiên với tần số cao từ vài chục tới vài trăm Hz [2] nên tính không dừng của các hiện tượng khí động lực học là rất lớn. Ngoài ra, cơ chế vỗ cánh với nhiều bậc tự do cũng làm cho các đặc điểm khí động và động lực học của dạng TBB này trở nên rất phức tạp [3].

Như vậy có thể thấy, TBB cánh vỗ kiểu côn trùng là đối tượng nghiên cứu vẫn còn khá mới mẻ với nhiều hiện tượng cơ học phức tạp cần tiếp tục được làm rõ, trong khi đó các số liệu thực nghiệm liên quan đã được các nhà khoa học công bố tương đối rộng rãi, thuận lợi cho việc so sánh kiểm chứng các mô hình mô phỏng phục vụ đánh giá, phân tích chuyên sâu. Trong phần tiếp theo sẽ trình bày một số đặc trưng về khí động lực học và đàn hồi khí động của cánh vỗ kiểu côn trùng, cũng như các phương pháp nghiên cứu những đặc trưng này.

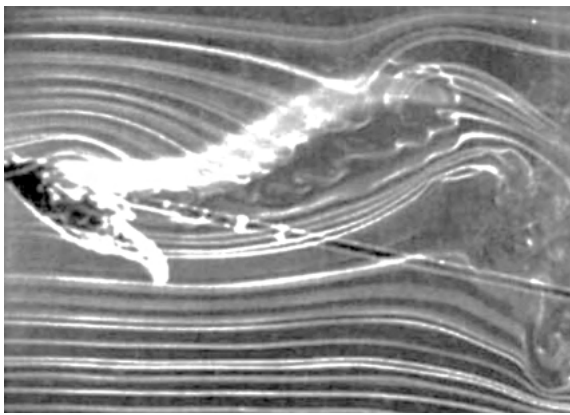
1.2. Hiện tượng đàn hồi khí động của cánh vẫy kiểu côn trùng

1.2.1 Một số đặc trưng khí động lực học của cánh vẫy kiểu côn trùng

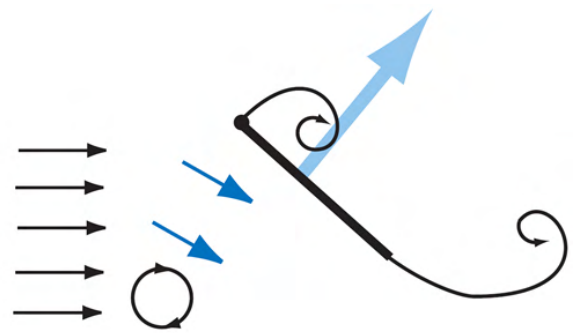
Khả năng bay của côn trùng và các đặc trưng khí động của chúng đã được các nhà khoa học quan tâm nghiên cứu từ lâu [33]. Tuy nhiên chỉ đến gần đây, cùng với sự phát triển của khoa học kỹ thuật và sự ra đời của các phương pháp số bậc cao, các cơ chế khí động học của cánh côn trùng mới được nghiên cứu một cách toàn diện hơn qua các tính toán động lực học chất lưu CFD [8, 10, 34] và các thử nghiệm trên mô hình cánh vật lý [35-37]. Nhìn chung, khí động lực học côn trùng có rất nhiều điểm khác biệt so với của các TBB truyền thống, chủ yếu liên quan đến tính không dừng trong cơ chế bay của chúng. Dưới đây, luận án sẽ tổng hợp và phân tích một số đặc trưng chính.

Đối với các loại TBB truyền thống, hiện tượng thất tốc thường xảy ra khi bay ở góc tấn khoảng 15° và dẫn đến mất lực nâng trên cánh. Cánh côn trùng hoạt động ở dải góc tấn lớn, có thể lên tới 45° , dòng khí cũng bị tách dòng ở mép trước và lớp biên bị tách ra sẽ cuộn lại thành một xoáy mép trước (XMT) mạnh dạng hình nón, xoắn ốc (Hình 1.6a), tương tự như trên cánh delta [38]. Dòng khí nhập lại vào bề mặt cánh ngay sau xoáy này, khiến cho cánh không bị thất tốc. XMT được ổn định bởi một dòng chảy hướng trục được tạo ra bởi gradient áp suất dọc theo sải cánh và gia tốc “ly tâm” trong lớp biên [39, 40]. XMT tạo ra một vùng áp suất thấp ở mặt trên cánh và làm tăng lực nâng. Ảnh hưởng của XMT trên cánh côn trùng đã được xác nhận bằng các nghiên cứu thực nghiệm trên cánh thật [39] và cánh rô-bốt [41], cũng như mô phỏng số [42]. Để tính lực khí động do XMT gây ra, các nhà nghiên cứu sử dụng lý thuyết tương tự lực hút mép trước, ban đầu được đưa ra để tính toán XMT của cánh delta [43]. Theo phương pháp này, lực do XMT tạo ra có phương vuông góc với bề mặt cánh và có độ lớn bằng lực hút được dự đoán bởi lý thuyết dòng thế [38].

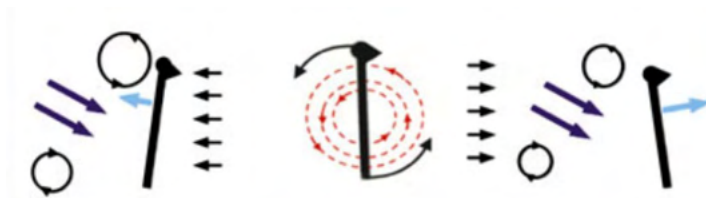
Một đặc trưng nữa của khí động học côn trùng là cơ chế hấp thụ vết xoáy (wake capture) (Hình 1.6b). Bằng cách xoay nhanh cánh vào cuối mỗi nửa chu kỳ, côn trùng có thể tạo ra vết xoáy mạnh hướng xuống dưới. Sau đó, cánh đảo ngược hướng chuyển động và va chạm với vùng vết xoáy có năng lượng cao vừa tạo ra. Dickinson và cộng sự [35] và Han và cộng sự [44] đã chỉ ra rằng năng lượng hấp thụ được từ vết xoáy của chu kỳ vẩy trước có thể gây ra sự tăng đáng kể lực khí động ở đầu mỗi nửa chu kỳ.



a) Xoáy mép trước [39]



b) Cơ chế hấp thụ vết xoáy [45]



c) Hiệu ứng Kramer [46]

Hình 1.6 Một số hiện tượng khí động đặc trưng của cánh côn trùng

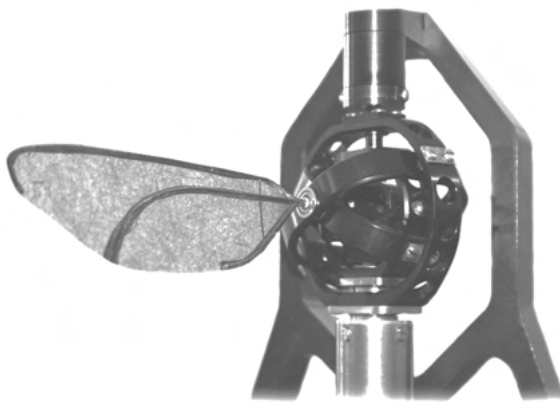
Khi cánh có gia tốc, cần cung cấp lực không chỉ để thắng quán tính của cánh mà còn cả quán tính của vùng không khí xung quanh. Vùng khí có gia tốc sẽ tạo ra áp suất tác dụng lên cánh đồng thời làm tăng lực khí động. Hiệu ứng này thường được gọi là “khối lượng bổ sung” (*added mass*), với cường độ phụ thuộc vào hình dạng, kích thước, gia tốc của cánh và khối lượng riêng của chất

lưu. Cánh của các TBB truyền thống thường ít tăng tốc hoặc giảm tốc đột ngột nên hiệu ứng này thường được bỏ qua. Cánh côn trùng lại chuyển động với gia tốc lớn, đặc biệt trong giai đoạn đảo chiều ở cuối mỗi nửa chu kỳ nên hiện tượng “khối lượng bổ sung” có ảnh hưởng lớn đến lực khí động tức thời của cánh [45].

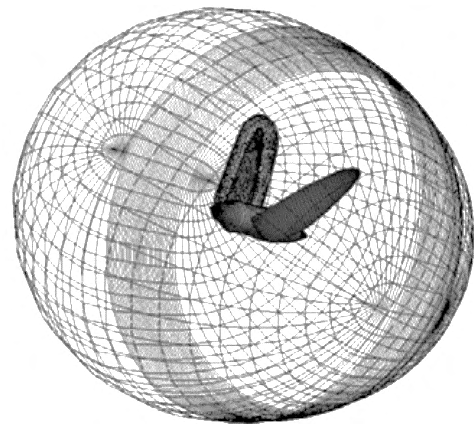
Như đã nói ở trên, vào thời điểm cuối mỗi nửa chu kỳ, cánh côn trùng xoay quanh trục dọc để lật cánh lại, giúp chúng duy trì góc tấn dương và tạo ra lực nâng kể cả khi vẫy lên và vẫy xuống. Khi cánh xoay đồng thời vẫn chuyển động tịnh tiến sẽ tạo ra một lưu tốc để chống lại ảnh hưởng của sự xoay. Lưu tốc này tỉ lệ thuận vận tốc góc của chuyển động xoay. Tùy thuộc vào hướng của chuyển động xoay mà lưu tốc này có thể làm tăng hoặc giảm lực khí động do chuyển động tịnh tiến sinh ra. Hiện tượng này được gọi là hiệu ứng Kramer, được phát hiện lần đầu bởi thực nghiệm [47] của Sane và Dickinson năm 2002. Nghiên cứu CFD của Sun và Tang [48] cũng khẳng định hiện tượng này, theo đó các tác giả phát hiện sự tăng đột ngột của lực nâng ở cuối mỗi nửa chu kỳ do sự xoay nhanh của cánh. Tác động của hiệu ứng Kramer phụ thuộc vào hướng giữa chuyển động xoay và chuyển động tịnh tiến, hay còn gọi là pha xoay. Sự ảnh hưởng của pha xoay đến lực khí động cánh vẫy sẽ được nói rõ hơn trong phần sau.

Ngày nay, khí động học của côn trùng có thể được nghiên cứu thông qua các thí nghiệm trên các cánh rô-bốt [36, 41, 44] hoặc mô phỏng CFD [2, 9] (Hình 1.7). Những cách tiếp cận này có độ chính xác cao nhưng đòi hỏi nhiều chi phí hoặc tài nguyên máy tính lớn. Do đó chúng không thích hợp với một số bài toán yêu cầu mô hình khí động học đơn giản, nhất là trong giai đoạn thiết kế ban đầu. Mô hình tựa dừng là mô hình khí động đơn giản nhất cho cánh vẫy. Ở đây, lực tác dụng lên cánh tại bất cứ thời điểm nào chỉ phụ thuộc vào vận tốc và góc tấn của cánh tại thời điểm đó. Các nghiên cứu tiên phong của Ellington

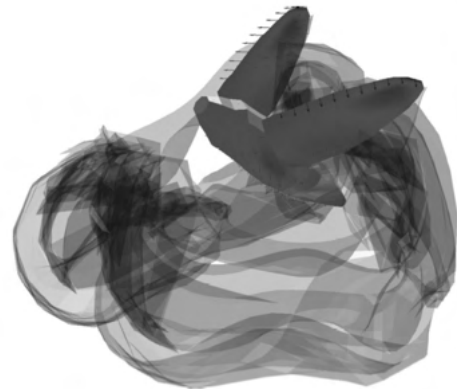
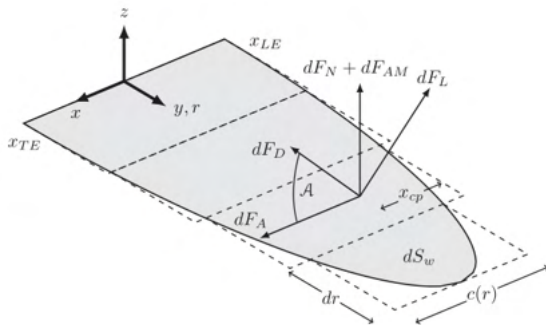
[49] hoặc Ansari [50] đều dựa trên lý thuyết phần tử cánh (BET), theo đó cánh côn trùng được chia thành các phần tử dọc theo sải cánh. Lực khí động tác dụng lên mỗi phần tử được tính với giả thiết rằng mỗi phần tử cánh là một profin hai chiều tựa tĩnh. Tích phân lực trên mỗi phần tử theo toàn bộ chiều dài cánh sẽ thu được lực tác dụng lên cánh. Tuy vậy, các mô hình tựa dừng bỏ qua tính không dừng và thường dựa trên giả thiết về góc tấn nhỏ ($C_L = 2\pi\alpha$) nên có độ chính xác không cao, nhất là ở chế độ bay treo có tần số vẫy và góc tấn lớn.



a) Phương pháp thực nghiệm [31]



b) Phương pháp CFD [2]



c) Phương pháp bán thực nghiệm [51] Phương pháp xoáy không dừng UVLM [52]

Hình 1.7 Các phương pháp nghiên cứu khí động côn trùng

Để khắc phục vấn đề trên, có thể đưa vào các hệ số hiệu chỉnh bằng thực nghiệm để tăng tính chính xác cho mỗi trường hợp. Sự kết hợp giữa mô hình tựa dừng và thực nghiệm như vậy thường được gọi là mô hình bán thực nghiệm. Đây là cách tiếp cận được sử dụng rộng rãi nhất vì chi phí thấp và có độ chính

xác chấp nhận được [47]. Mô hình này có thể được áp dụng cho việc phân tích điều khiển và ổn định động lực học [53] hoặc nghiên cứu tối ưu hóa [54] với ưu điểm là tốc độ tính toán nhanh. Nhược điểm chính của phương pháp này là tính toán khí động chỉ được tiến hành cho từng dải cánh riêng lẻ và bỏ qua các đặc tính dọc theo sải cánh của dòng chảy. Trong hầu hết các trường hợp, vị trí của tâm áp thường được giả thiết là nằm cố định tại vị trí một phần tư dây cung cánh, nên mô men khí động khó được xác định chính xác.

Phương pháp xoáy không dừng (UVLM) được coi là phương pháp có chi phí và độ chính xác trung bình. Về mặt tính toán, nó đòi hỏi ít tài nguyên máy tính hơn so với mô hình CFD, trong khi giải quyết được một số vấn đề đã nói ở trên của các mô hình bậc thấp. Trên thực tế, UVLM đã được sử dụng rộng rãi hơn với các loại TBB khác, chẳng hạn như máy bay cánh bằng [55] và cánh quạt trực thăng [56]. Đối với cánh vẫy, hầu hết các nghiên cứu được tiến hành cho mô hình cánh kiểu loài chim [57]. Smith [58] là một trong những người đầu tiên áp dụng phương pháp này cho cánh côn trùng. Mô hình sau đó được bổ sung thêm ảnh hưởng của XMT và đã cho thấy độ chính xác được cải thiện đáng kể [59]. Tuy nhiên, Smith chỉ nghiên cứu khí động học không dừng của loài bướm khi bay tiến với vận tốc $3,36 \text{ m/s}$. Việc mô phỏng có thể trở nên phức tạp hơn nhiều nếu nghiên cứu chế độ bay treo do tương tác mạnh giữa cánh và vết xoáy. Roccia và cộng sự [60] đã sử dụng UVLM để mô phỏng khí động học của ruồi giấm khi bay treo. Nhưng các tác giả này đã gặp khó khăn khi tính toán cho nhiều hơn một chu kỳ vẫy cánh do sự tương tác giữa cánh và vết xoáy. Nguyen và cộng sự [43] đã cải tiến phương pháp UVLM bằng cách bổ sung mô hình lực hút mép trước và mô hình khuếch tán xoáy để mô phỏng lực khí động do xoáy mép trước gây ra và giải quyết vấn đề tương tác giữa cánh và vết xoáy. Kết quả tính toán thu được là tin cậy khi so sánh với kết quả thực nghiệm.

1.2.2 Các phương pháp nghiên cứu đàn hồi khí động của cánh vẫy kiểu côn trùng

Phần lớn các nghiên cứu về các đặc tính khí động lực học của TBB cánh vẫy kiểu côn trùng được nêu ở trên tập trung vào đối tượng cánh cứng, hay nói chính xác hơn là bỏ qua ảnh hưởng của sự biến dạng cánh. Với giả thiết cánh không biến dạng khi bay, các mô hình nghiên cứu và tính toán trở nên đơn giản hơn nhiều. Nhằm tiệm cận tới cánh của các loài côn trùng trong tự nhiên, yêu cầu đặt ra cho cánh của TBB cánh vẫy là phải làm bằng các vật liệu đủ nhẹ để đảm bảo về mặt khối lượng cất cánh và công suất hoạt động của động cơ. Để tăng độ cứng của cánh, các kết cấu thường được gia cố thêm hệ thống khung carbon tương tự cấu trúc gân của cánh côn trùng [29]. Với kết cấu như vậy, yếu tố biến dạng của cánh TBB trong quá trình hoạt động là không thể tránh khỏi. Zhao và Deng [4] đã tiến hành thực nghiệm để chỉ ra biến dạng lớn trên cánh của mô hình rô-bốt cánh vẫy với các đặc tính kết cấu tương tự cánh của loài bướm *Manduca sexta*. Theo nghiên cứu của Combes và Daniel [61], góc uốn ở mút cánh của côn trùng cánh vẫy do biến dạng có thể đạt 15° , tương đương khoảng 25% biên độ vẫy cánh và biến dạng góc xoắn xấp xỉ 30° theo Willmott và Ellington [62].

Biến dạng của cánh có ảnh hưởng lớn đến các đặc tính bay của cánh vẫy kiểu côn trùng. Một số nghiên cứu đã chỉ ra rằng sử dụng cánh mềm với độ cứng phù hợp có thể tạo ra lực nâng lớn hơn so với cánh cứng [9, 63]. Do biến dạng thụ động, cánh mềm có xu hướng thất tốc ở góc tấn cao hơn so với cánh cứng [63]. Ngoài ra, theo Nguyen và Han [5], sử dụng cánh mềm không chỉ giúp tiết kiệm năng lượng đối với TBB cánh vẫy kiểu côn trùng nhằm nâng cao hiệu suất bay mà còn giúp tăng độ ổn định của TBB dưới tác dụng của gió cạnh. Ở chiều ngược lại, mức độ ảnh hưởng của tải khí động lên biến dạng của cánh phụ thuộc vào trường hợp xem xét cụ thể. Nghiên cứu của Daniel và Combes

[64] cho rằng biến dạng của cánh chủ yếu do các lực quán tính – đàn hồi gây ra. Tuy nhiên, Norris [65] trong thực nghiệm của mình đã chỉ ra ảnh hưởng đáng kể của tải khí động lên biến dạng của cánh.

Từ những kết quả trên, có thể thấy rằng cơ chế đàn hồi khí động khi kết cấu cánh biến dạng và tương tác với môi trường khí xung quanh là hiện tượng quan trọng và phức tạp, nên cần xây dựng mô hình tính toán tương tác kết cấu – chất lưu (FSI) hiệu quả phục vụ quá trình thiết kế TBB cánh vẫy kiểu côn trùng.

a. Phương pháp thực nghiệm

Đã có một số nghiên cứu thực nghiệm được tiến hành để nghiên cứu đàn hồi khí động của cánh vẫy. Các phương pháp thực nghiệm phổ biến có thể kể đến như: sử dụng camera tốc độ cao để tái tạo lại động học của cánh [66], phương pháp đo vận tốc ảnh hạt (PIV) để nghiên cứu dòng chảy [67], sử dụng mô hình rô-bốt thu nhỏ kiểu côn trùng với cánh mềm [4]. Để làm rõ ảnh hưởng qua lại giữa biến dạng và các lực khí động, cần phải đo đồng thời các thông số động học, biến dạng, dòng chảy và các lực khí động đối với cánh côn trùng mềm hoặc mô hình cánh rô-bốt phỏng sinh học. Đây là nhiệm vụ không hề đơn giản đối với thực nghiệm. Ngoài ra, có thể sử dụng phương pháp ghi lại trước biến dạng của cánh khi vẫy bằng thực nghiệm, sau đó trên cơ sở dữ liệu thu được tái tạo lại mô hình cánh trong CFD để tính toán các lực khí động [68].

b. Phương pháp tổng hợp dao động

Về mặt phương pháp nghiên cứu mô phỏng TBB cánh vẫy với kết cấu cánh mềm, hiện nay phổ biến nhất vẫn là các phương pháp dựa trên việc phân tích các dạng dao động riêng và nguyên lý chồng chất tuyến tính của chúng [5-7]. Để mô phỏng tương tác với môi trường chất khí xung quanh, các mô hình kết cấu này thường được kết hợp với tải khí động thu được từ các phương pháp tính toán bậc thấp theo lý thuyết phần tử cánh BET [6, 7], hoặc từ phương pháp

UVLM [5]. Roccia và cộng sự [69] đã xây dựng một chương trình mô phỏng tích hợp để mô phỏng chế độ bay treo của loài ruồi, với bộ giải tính toán khí động dựa trên phương pháp UVLM. Biến dạng của cánh được mô phỏng dựa trên ba dạng dao động đầu tiên của một dầm Euler–Bernoulli “ảo” dọc theo trục đàn hồi của cánh. Schwab và cộng sự [51] đã sử dụng một mô hình bậc thấp dựa trên phương pháp tổng hợp mode dao động để mô phỏng cánh trước của loài bướm. Mô hình đàn hồi khí động này có thể kết hợp với mô hình tính tải khí động bằng CFD hoặc BET. Cách tiếp cận dựa trên tổng hợp dao động có lợi thế là không quá phức tạp, tiết kiệm được khối lượng tính toán, nhưng phải sử dụng giả thiết biến dạng nhỏ, nên không mô tả được bản chất phi tuyến của các biến dạng lớn xuất hiện trên các kết cấu cánh côn trùng mềm khi bay.

c. Phương pháp kết hợp CFD và CSD

Một cách tiếp cận khác dựa trên sự kết hợp giữa phương pháp CFD cho bài toán khí động lực học và phương pháp CSD cũng được một số tác giả sử dụng cho cánh vẫy [9, 10]. Một trong những nghiên cứu nổi bật của cách tiếp cận này là công trình của Nakata và Liu [9], trong đó các tác giả sử dụng các phần tử dạng vỏ và phương pháp Lagrange cho bộ giải CSD. Một số tác giả khác sử dụng phương pháp xoay hệ tọa độ (Co-rotational method) để mô phỏng biến dạng của cánh [8, 10]. Trong phương pháp này, chuyển động của hệ vật đàn hồi được chia thành chuyển động toàn cục và chuyển động xoay. Ứng suất và biến dạng được đo trong hệ tọa độ xoay, còn hệ tọa độ toàn cục được dùng để tính toán động lực học vật rắn. Ở đây, chuyển vị của vật có thể lớn nhưng biến dạng bắt buộc phải nhỏ. Shahzad và cộng sự [70] sử dụng phương pháp biên nhúng để nghiên cứu ảnh hưởng của hình dạng cánh bướm lên hiệu suất khí động. Nói chung, mô hình kết cấu sử dụng phần tử hữu hạn có số bậc tự do lớn, mô hình CFD thường dựa trên phương pháp trung bình hóa theo số Reynolds (RANS) yêu cầu tính toán trường dòng trong toàn bộ miền mô phỏng.

Bên cạnh đó, sự kết nối giữa các bộ giải CFD và CSD làm cho các chương trình mô phỏng trở nên phức tạp. Chính vì vậy, cách tiếp cận này đòi hỏi khối lượng tính toán lớn, ví dụ các nghiên cứu dựa trên CFD của Liu và Aono [71], Zheng và cộng sự [54] cần nhiều giờ chỉ để tính toán cho một chu kỳ vẫy cánh. Mô hình biên nhúng của Shahzad và cộng sự [70] cũng cần tới 93 giờ để tính toán cho một chu kỳ. Do đó, phương pháp này chỉ phù hợp để nghiên cứu đàn hồi khí động chứ không áp dụng được cho các bài toán cần mô phỏng nhiều trường hợp như nghiên cứu tham số và tối ưu hóa.

1.3. Cách tiếp cận động lực học hệ nhiều vật để nghiên cứu đàn hồi khí động cánh vẫy

Để khắc phục những hạn chế của các phương pháp trên, có thể áp dụng cách tiếp cận động lực học hệ nhiều vật để mô phỏng bài toán FSI của cánh vẫy, theo đó cánh được mô phỏng bằng một hệ các vật gắn với nhau bằng lò xo. Cánh tiếp cận này có ưu điểm là có số bậc tự do nhỏ, thời gian tính toán nhanh, cho phép mô phỏng các biến dạng lớn của hệ phi tuyến. Những nghiên cứu đầu tiên sử dụng cách tiếp cận này cho cánh vẫy là của Vanella [11] vào năm 2009 và Eldredge [72] vào năm 2010, trong đó các tác giả mô phỏng cánh mềm hai chiều bằng hệ hai vật cứng nối với nhau bằng một lò xo. Trong nghiên cứu vào năm 2018, Arora và cộng sự [12] phát triển mô hình này lên thành hệ gồm N vật kết hợp với phương pháp Lattice Boltzmann cho bài toán đàn hồi khí động hai chiều. Qi và cộng sự [73, 74] phát triển Phương pháp Lattice Boltzmann hạt mềm (LBFBPM), trong đó kết cấu cánh được mô phỏng bằng các đoạn dầm cứng nối với nhau bằng khớp cầu kết hợp với bộ giải khí động sử dụng phương pháp Lattice Boltzmann. Nghiên cứu cho thấy với số vật lớn hơn 8, mô hình có thể xấp xỉ một cách tương đối chính xác dầm tuyến tính Euler-Bernoulli. Phương pháp này có một số giới hạn như giả thiết về sự tuyến tính của tương tác kết cấu – chất lưu, kết cấu không được quá mềm hoặc có hình dạng phức tạp. Trong

một nghiên cứu gần đây, Truong và cộng sự [75] đã mô hình hóa cánh côn trùng dưới dạng các vật nối với nhau bằng các lò xo uốn và kéo – nén. Nhưng các tác giả chỉ tính toán cho trường hợp cánh thực hiện chuyển động quay đơn giản thay vì chuyển động vẫy phức tạp.

Có thể thấy, các nghiên cứu sử dụng cách tiếp cận động lực học hệ nhiều vật ở trên vẫn còn nhiều hạn chế. Chúng hoặc chỉ xét riêng rẽ độ cứng dọc theo sải cánh hoặc độ cứng dọc theo dây cung, hoặc chỉ nghiên cứu các chuyển động vẫy đơn giản, mà chưa áp dụng cho mô hình cánh thực với đầy đủ các đặc tính phức tạp của kết cấu trong điều kiện bay thực tế.

1.4. Nghiên cứu tham số động học và độ cứng của cánh vẫy

1.4.1 Ảnh hưởng của các tham số động học đến khí động lực học cánh vẫy

Các tham số động học như tần số vẫy, giá trị trung bình và biên độ của các góc Euler là các tham số động học quan trọng đối với cánh vẫy, đây cũng chính là các tham số điều khiển chính của thiết bị bay cánh vẫy và côn trùng [76, 77]. Kim và Han [77] đã sử dụng mô hình động lực học nhiều vật và chương trình tính toán khí động dựa trên phương pháp BET để phân tích hiệu quả điều khiển của bướm *Manduca Sexta*. Theo các tác giả, mỗi cánh côn trùng có ba bậc tự do, mỗi bậc tự do đặc trưng bởi biên độ và pha của chuyển động đó. Như vậy, có tổng cộng 12 thông số động học nhưng chỉ bốn trong số đó là có hiệu quả trong việc điều khiển các lực và mô men khí động, bao gồm: biên độ và pha của góc xoay, biên độ và pha của góc quét. Đối với chuyển động dọc, biên độ góc xoay hiệu quả để điều khiển bay tiến – lùi và góc chúc – ngóc, còn biên độ góc quét hiệu quả để điều khiển tăng – giảm độ cao. Đối với chuyển động ngang, độ lệch pha góc xoay giữa hai cánh hiệu quả để điều khiển kênh hướng, còn lệch pha góc quét hiệu quả để điều khiển kênh liệng.

Đã có một số nghiên cứu ảnh hưởng của các tham số này tới các đặc trưng tạo lực của thiết bị bay cánh vẫy và côn trùng. Thực nghiệm trên một mô hình

cánh cơ khí của Phillips và Knowles [31] đã cho thấy rằng, lực nâng trung bình tỉ lệ tuyến tính với biên độ góc quét. Khi biên độ góc quét tăng và giữ nguyên tần số vẫy, cánh phải di chuyển một quãng đường xa hơn trong cùng một khoảng thời gian, dẫn đến tăng vận tốc trung bình đồng thời tăng lực nâng. Theo lý thuyết, lực nâng trung bình tỉ lệ thuận với bình phương tần số vẫy, tuy nhiên kết quả thực nghiệm nhỏ hơn và xấp xỉ hàm số $f^{1.5}$. Sự khác biệt này được giải thích là tại một số thời điểm trong chu kỳ vẫy, từ cánh sẽ có các vết xoáy đi ra làm giảm lực nâng và làm lực nâng trung bình nhỏ hơn. Một vài nghiên cứu khác cũng chỉ ra rằng biên độ góc quét lớn hơn có khả năng tạo lực nâng cao hơn [78, 79].

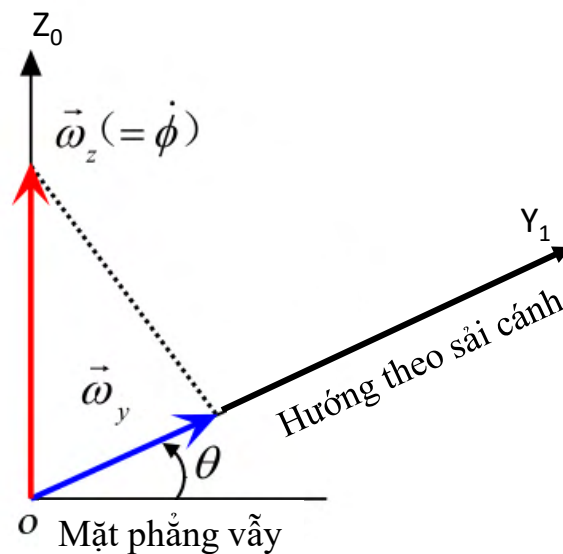
Các nghiên cứu thực nghiệm để khảo sát về ảnh hưởng của góc xoay cho thấy, lực nâng trung bình đạt giá trị lớn nhất khi góc tấn ở thời điểm giữa của mỗi nửa chu kỳ vẫy khoảng 45° [31, 35, 49]. Điều này có thể giải thích là do khi góc tấn tăng sẽ làm tăng kích thước của XMT, dẫn đến tăng lực pháp tuyến. Ở góc tấn nhỏ, điều này làm tăng lực nâng của cánh. Nhưng ở góc tấn lớn, lực pháp tuyến sẽ chủ yếu có hướng theo phương ngang, làm giảm lực nâng và tăng lực cản.

Một tham số động học quan trọng có ảnh hưởng lớn đến khả năng tạo lực của cánh vẫy là pha giữa chuyển động quét và chuyển động xoay. Cuối mỗi nửa chu kỳ, cánh sẽ xoay nhanh để lật mặt trên thành mặt dưới. Nếu cánh xoay trước khi đổi chiều vẫy thì được gọi là sớm pha xoay và ngược lại. Nghiên cứu trên loài ruồi giấm *Drosophila* của Dickinson [35] đã chỉ ra rằng chậm pha không có lợi cho việc tạo lực nâng. Nói chung, các tác giả đều thống nhất rằng sớm pha xoay sẽ thường có lợi hơn về mặt tạo lực nâng [9, 31, 50] cũng như chất lượng khí động [80]. Sớm pha khoảng 5% chu kỳ vẫy đạt tối ưu về lực nâng trung bình [31], khi chênh lệch pha lớn hơn giá trị này lực nâng trung bình có xu hướng giảm. Lua và cộng sự [80] đã tiến hành thực nghiệm trên cánh vẫy

hai chiều thực hiện chuyển động tuần hoàn ở chế độ bay treo để phân tích hiện tượng này. Theo các tác giả, các nguyên nhân sớm pha làm tăng lực nâng trung bình là: a) khi cánh đổi chiều, góc chúc ngóc dương kết hợp với vận tốc cảm ứng của vết xoáy từ chu kỳ vẩy cánh trước; b) cánh xoay ngửa sớm hơn, trùng với thời điểm có vận tốc quét cao; c) cuối mỗi nửa chu kỳ, cánh có góc chúc ngóc âm bị đẩy bởi vận tốc cảm ứng của vết xoáy do cánh giảm tốc. Tuy nhiên, khi lệch pha quá lớn sẽ khiến XMT bị trượt xuống dưới cánh và dẫn đến giảm lực nâng. Hơn nữa, khi lệch pha quá lớn cũng dẫn đến chuyển động xoay ngửa quá sớm, tại thời điểm vận tốc quét còn thấp. Do đó, lực nâng không tăng lên khi lệch pha tăng lên. Ngược lại, chậm pha làm giảm lực nâng do ba nguyên nhân sau: a) tại đầu của mỗi nửa chu kỳ, cánh có góc chúc ngóc âm sẽ chuyển động ngược với vận tốc cảm ứng của vết xoáy; b) sau khi đi qua điểm giữa của mỗi nửa chu kỳ, cánh bắt đầu xoay ngửa khi đã giảm tốc; c) cuối mỗi nửa chu kỳ, khi cánh bắt đầu giảm tốc, vận tốc cảm ứng do vết xoáy sẽ đẩy mặt khuất của cánh, vốn đang ở góc chúc ngóc dương.

Trong chuyển động ba bậc tự do của cánh côn trùng thì chuyển động quét tạo ra vận tốc tiến để tạo lực nâng, chuyển động xoay tạo ra góc tấn. Các nhà khoa học vẫn chưa xác định được chuyển động lên – xuống của cánh là chuyển động có chủ ý nhằm tăng hiệu quả khí động hay chỉ là hệ quả từ việc biến dạng cánh và các bó cơ [81]. Luo và cộng sự [82] đã mô phỏng cánh ruồi giấm với các quy luật chuyển động góc lên – xuống khác nhau bằng CFD. Kết quả cho thấy, góc θ có ảnh hưởng đến lực khí động tức thời của cánh vẩy thông qua cơ chế được các tác giả đặt tên là “hiệu ứng xoay bổ sung” (Added-rotation Effect). Theo đó, khi góc lên - xuống của cánh khác 0 thì chuyển động quay của cánh quanh trục vuông góc với mặt phẳng vẩy $\vec{\omega}_z$ sẽ sinh ra chuyển động quay dọc theo sải cánh $\vec{\omega}_y$, điều này sẽ làm thay đổi lực khí động (Hình 1.8). Khi góc $\theta > 0$, nghĩa là mút cánh nằm trên mặt phẳng vẩy thì chuyển động quay bổ

sung $\vec{\omega}_y$ sẽ hướng về phía mút cánh, làm cho cánh có xu hướng xoay ngửa lên, và tăng lực nâng. Điều ngược lại xảy ra khi góc $\theta < 0$. Nhưng cần chú ý rằng khi góc θ khác 0, bán kính hiệu dụng của cánh giảm từ R xuống $R \cos \theta$, đồng thời làm giảm lực nâng. Do đó, đối với các góc θ quá lớn, hiệu ứng xoay bổ sung không thể bù lại được sự giảm lực nâng do giảm bán kính hiệu dụng, dẫn đến giảm khả năng tạo lực của cánh. Theo Luo và cộng sự [82], lực nâng trung bình lớn nhất khi giá trị góc lên – xuống khoảng 10° , gần với kết quả thực nghiệm bằng $8,6^\circ$ của Phillips và Knowles [31]. Cũng cần chú ý rằng, sự thay đổi lực nâng do góc θ là không quá lớn, không quá 7,3%, nhưng lại dẫn đến tăng đáng kể năng lượng tiêu thụ [82].



Hình 1.8 Hiệu ứng xoay bổ sung [82]

Như vậy có thể thấy, các tham số động học có ảnh hưởng lớn đến các đặc tính khí động lực học và điều khiển của TBB cánh vẫy. Tuy nhiên, các nghiên cứu trước đây chủ yếu được tiến hành bằng thực nghiệm, các nghiên cứu mô phỏng chỉ được thực hiện cho trường hợp cánh cứng. Chưa có các nghiên cứu mô phỏng tương tự đối với cánh mềm.

1.4.2 Ảnh hưởng của độ cứng đến khí động lực học cánh vầy

Trong vài thập kỷ qua, một số nghiên cứu thực nghiệm và mô phỏng đã được tiến hành để phân tích ảnh hưởng của độ cứng đến khí động lực học cánh vầy, nhưng kết luận từ các nghiên cứu này có phần mâu thuẫn với nhau. Mountcastle và Combes [83] đã tiến hành thử nghiệm trên cánh của loài ong vò vẽ và thấy rằng những biến dạng thụ động của cánh có thể làm tăng lực nâng. Các phương pháp thực nghiệm cũng được sử dụng trong các nghiên cứu của Campos và cộng sự [84] và Fu và cộng sự [85], họ thấy rằng những cánh quá mềm sẽ dẫn đến biến dạng uốn lớn, theo đó làm suy giảm các xoáy mép trước và giảm khả năng tạo lực. Du và Sun [86] sử dụng phương pháp số để nghiên cứu ảnh hưởng của biến dạng xoắn đến mô hình cánh ruồi khi bay treo. Do biến dạng xoắn dọc sai cánh, công suất của cánh mềm giảm 5% so với cánh cứng, còn lực nâng tăng 10% do biến dạng gây ra tăng độ cong. Truong và cộng sự [87] sử dụng chương trình tính toán FSI để nghiên cứu ba mô hình cánh vầy, gồm cánh cứng, cánh mềm và cánh rất mềm. Trong đó, kết cấu cánh được mô hình dưới dạng hệ khối lượng – lò xo, kết hợp với chương trình tính toán khí động dựa trên phương pháp CFD để giải phương trình Navier–Stokes cho dòng không nén. Kết quả cho thấy, cánh cứng có chất lượng khí động kém hơn so với cánh mềm nhưng tốt hơn cánh rất mềm. Các tác giả cho rằng có một khoảng độ cứng của cánh mà tại đó tối ưu về mặt khí động.

Tuy vậy, chưa có nhiều nghiên cứu chuyên sâu về tối ưu độ cứng của cánh vầy. Nguyên nhân là do các chương trình mô phỏng FSI bậc cao, trong đó có sự kết hợp một cách đầy đủ giữa bộ giải kết cấu và khí động học thường rất phức tạp và đòi hỏi nhiều thời gian tính toán. Do đó, các nghiên cứu về tối ưu độ cứng thường chỉ giới hạn trong các mô hình giải tích. Trong nghiên cứu của Wang và cộng sự năm 2017 [88], độ cứng xoắn của một cánh hình chữ nhật trong chế độ bay treo được tối ưu để đạt được công suất tiêu thụ nhỏ nhất. Cánh

được mô hình hóa theo lý thuyết tấm phi tuyến, xoắn dọc theo sải cánh được mô tả bằng hàm đa thức, kết hợp với mô hình khí động học tựa dừng. Năm 2022, Chen và cộng sự [89] tiếp tục phát triển mô hình giải tích này lên, theo đó biến dạng của cánh được chia thành các thành phần xoay quanh mép trước và xoắn dọc theo sải cánh. Theo các tác giả, lực nâng lớn nhất đạt được khi độ cứng ở gốc cánh và mô-đun đàn hồi nằm trong một khoảng nhất định. Ngoài ra, với mỗi kết cấu cánh với độ cứng nhất định cũng tồn tại một khoảng tần số vẫy mà tại đó có lợi nhất về mặt tạo lực. Trong các nghiên cứu gần đây của nhóm Jankauski và cộng sự [90, 91], với giả thiết rằng biến dạng của cánh là nhỏ, các tác giả xây dựng một mô hình đàn hồi khí động bậc thấp kết hợp giữa mô hình kết cấu đàn hồi và khí động lực học của cánh cứng. Áp dụng cho cánh loài bướm *Manduca Sexta* khi bay treo cho thấy, nếu tỉ lệ giữa tần số vẫy và tần số dao động riêng thứ nhất của cánh nằm trong khoảng $2 \leq f_1/f \leq 3$ thì sử dụng cánh mềm có thể giảm năng lượng tiêu thụ so với cánh cứng.

Nhiều nghiên cứu trước đây cũng chỉ ra có sự liên quan chặt chẽ giữa điều kiện bay tối ưu của cánh côn trùng và tỉ lệ tần số riêng f_1^* . Ở đây ký hiệu $f_1^* = f_1/f$ là tỉ lệ giữa tần số dao động riêng thứ nhất và tần số vẫy. Nghiên cứu của Vanella và cộng sự [11] cho thấy, khi tỉ lệ tần số riêng bằng 3 thì chất lượng khí động cho một cánh vẫy hai chiều đạt giá trị tối ưu. Nguyên nhân là do ở tần số cộng hưởng, xoáy mép sau tại thời điểm cánh đổi chiều có cường độ lớn hơn, dẫn đến tăng cơ chế hấp thụ vết xoáy. Kang và Shyy [92] khi nghiên cứu FSI của loài ruồi đã chỉ ra rằng, thay đổi tỉ lệ tần số có thể điều chỉnh pha và đặc tính khí động. Theo các tác giả, lực nâng lớn nhất đạt được ở tỉ lệ tần số riêng trong khoảng từ 2,5 đến 4, khi đó chuyển động của mép sau cánh trùng pha với chuyển động tịnh tiến, góc tấn tại thời điểm giữa của mỗi nửa chu kỳ là lớn nhất, trùng với khi vận tốc tịnh tiến lớn nhất. Xiao và cộng sự [93] đã sử dụng mô hình vật – lò xo để mô hình hóa cánh vẫy hình chữ nhật. Các tác giả

chỉ ra rằng khi tần số vẫy bằng $1/2$ tần số dao động riêng thì hiệu suất tạo lực nâng là cao nhất. Cũng cần chú ý rằng, theo khảo sát của Ha và cộng sự [94] nhiều loài côn trùng tự nhiên như chuồn chuồn, ve sầu và bọ cánh cứng cũng có tỉ lệ tần số riêng trong khoảng từ 1,5 đến 2,5.

1.5. Kết quả nghiên cứu đạt được từ các công trình đã công bố và những vấn đề cần tiếp tục nghiên cứu

- Hiện tượng tương tác kết cấu – chất lưu FSI có ảnh hưởng lớn các đặc tính của TBB cánh vẫy kiểu côn trùng, nhưng các phương pháp nghiên cứu về hiện tượng này vẫn còn nhiều hạn chế. Các phương pháp thực nghiệm hoặc bán thực nghiệm thường đòi hỏi chi phí cao và trang thiết bị hiện đại. Phương pháp sử dụng nguyên lý chồng chất các dạng dao động riêng tuy đơn giản nhưng phải dựa trên giả thiết về biến dạng nhỏ, vốn không đặc trưng cho cánh côn trùng. Một số tác giả kết hợp giữa CSD và CFD, nhưng đây là phương pháp đòi hỏi cấu hình máy tính cao và thời gian tính toán lâu, nên không phù hợp với các tính toán tối ưu hoặc nghiên cứu tham số. Như vậy, cần thiết phải phát triển một phương pháp mô phỏng cho đối tượng TBB cánh vẫy sử dụng cánh mềm có thể mô hình hóa được các tính chất phi tuyến của các biến dạng lớn với khối lượng tính toán hợp lý.

- Động lực học bay của côn trùng được đặc trưng bởi các chuyển động nhiều bậc tự do phức tạp ở gốc cánh, nên đã có nhiều nghiên cứu về ảnh hưởng của các tham số động học đến các đặc tính khí động và năng lượng. Tuy nhiên, hầu hết các nghiên cứu này đều chỉ được thực hiện bằng thực nghiệm, còn các nghiên cứu mô phỏng chỉ áp dụng cho đối tượng cánh cứng.

- Hầu hết các nghiên cứu gần đây về cánh vẫy mềm đều cho thấy rằng cánh mềm tạo ra lực nâng lớn hơn cánh cứng do có xoáy mép trước lớn hơn. Lực nâng cũng có xu hướng tăng do chuyển động xoay thụ động dưới tác dụng của biến dạng. Nhưng cánh quá mềm sẽ gây ra biến dạng rất lớn có thể gây hiệu

ứng ngược, làm giảm hiệu suất khí động. Các nghiên cứu đã chỉ ra rằng tồn tại một khoảng độ cứng của cánh vẫy mà tại đó tối ưu về khả năng tạo lực và năng lượng. Khoảng độ cứng này liên quan trực tiếp đến tỉ lệ tần số riêng của cánh. Nhưng do sự phức tạp của các thực nghiệm và phương pháp mô phỏng FSI nên các kết quả đưa ra chủ yếu dựa trên các phương pháp giải tích hoặc mô hình bậc thấp.

1.6. Những nội dung nghiên cứu trong luận án

Mục tiêu chính của luận án là xây dựng mô hình và chương trình tính toán, mô phỏng hiện tượng tương tác kết cấu – chất lưu FSI của cánh vẫy theo cách tiếp cận động lực học hệ nhiều vật, từ đó nghiên cứu đàn hồi khí động của cánh vẫy kiểu côn trùng khi bay treo. Nội dung này bao gồm các công việc sau:

- Xây dựng chương trình mô phỏng động lực học kết cấu dựa trên cách tiếp cận cơ hệ nhiều vật cho đối tượng cánh vẫy kiểu cánh côn trùng;
- Xây dựng phương pháp kết nối mô hình khí động lực học không dừng UVLM và mô hình động lực học hệ nhiều vật để giải quyết các bài toán tương tác kết cấu – chất lưu phức tạp, đặc trưng của cánh vẫy;
- Kiểm chứng mô hình và chương trình tính toán bằng cách so sánh với kết quả thực nghiệm và mô phỏng đã được công bố trên các tạp chí uy tín;
- Nghiên cứu phân tích các đặc tính đàn hồi khí động đặc trưng của TBB cánh vẫy kiểu côn trùng, xác định mối liên hệ giữa biến dạng và cơ chế chuyển động cánh phức tạp của TBB kiểu côn trùng và côn trùng cánh vẫy;
- Nghiên cứu ảnh hưởng của độ cứng kết cấu đến các đặc trưng tạo lực và năng lượng của cánh vẫy. Từ đó xác định độ cứng của cánh để tạo ra lực nâng và hiệu suất năng lượng tốt nhất.

Kết luận chương 1

TBB cánh vẫy kiểu côn trùng hiện đang là đề tài hấp dẫn đối với nhiều nhà nghiên cứu do các ưu điểm của chúng so với các loại TBB truyền thống. Cũng giống như côn trùng, cánh của các TBB loại này thường bị biến dạng lớn khi bay trong không khí dưới tác động của các lực quán tính và tải khí động. Do đó, bài toán nghiên cứu tương tác kết cấu - chất lưu FSI là vấn đề cấp thiết trong quá trình thiết kế TBB cánh vẫy kiểu côn trùng. Dựa trên những nội dung đã tổng hợp, phân tích, đánh giá các kết quả của các nghiên cứu về đàn hồi khí động của TBB cánh vẫy kiểu côn trùng đã công bố, có thể thấy rằng các phương pháp mô phỏng chủ yếu để nghiên cứu đàn hồi khí động của cánh vẫy là phương pháp tổng hợp mode dao động hoặc kết hợp CFD-CSD. Tuy nhiên, các phương pháp này có nhược điểm là thời gian tính toán lớn hoặc không xét được đặc trưng phi tuyến của kết cấu do các biến dạng lớn của cánh gây ra. Phương pháp sử dụng cách tiếp cận động lực học hệ nhiều vật có thể giải quyết các vấn đề trên nhưng mới chỉ được các tác giả trên thế giới nghiên cứu ở dạng đơn giản.

Do đó, đề tài « *Nghiên cứu đàn hồi khí động của cánh vẫy kiểu cánh côn trùng sử dụng mô hình cơ hệ nhiều vật* » mà luận án đặt ra có ý nghĩa khoa học và thực tiễn, đóng góp thêm một phương pháp tính toán đàn hồi khí động cho quá trình thiết kế TBB cánh vẫy kiểu côn trùng.

CHƯƠNG 2. MÔ HÌNH MÔ PHỎNG FSI CHO CÁNH VẦY KIỂU CÔN TRÙNG

Chương này trình bày mô hình vật lý và cơ sở toán học trong cách tiếp cận động lực học hệ nhiều vật để mô phỏng FSI cho cánh vầy kiểu côn trùng. Trước tiên, kết cấu cánh được mô hình hóa dưới dạng dầm Euler-Bernoulli chịu uốn và xoắn. Các thông số khối lượng và độ cứng của dầm được xác định từ mô hình phần tử hữu hạn (PTHH) xây dựng từ dữ liệu thực nghiệm. Sau đó, dầm được xấp xỉ dưới dạng hệ các vật cứng nối với nhau bằng các lò xo uốn và xoắn. Mô hình kết cấu dạng vật lò xo được kết hợp với mô hình tính toán khí động dựa trên phương pháp UVLM để tạo thành chương trình tính toán FSI hoàn chỉnh. Để tăng tính trực quan, tại mỗi bước sẽ trình bày các tính toán tương ứng cho mô hình cánh loài bướm *Manduca Sexta*.

2.1. Đặt bài toán

Luận án nghiên cứu cánh côn trùng mềm thực hiện chuyển động vầy trong không khí ở chế độ bay treo, từ đó phân tích các đặc tính đàn hồi khí động của cánh. Chế độ bay treo được chọn để nghiên cứu do đây là dạng bay đặc thù của các loại côn trùng trong tự nhiên và chỉ một số ít loài chim có khả năng thực hiện được. Đồng thời, trong chế độ này, cánh bị biến dạng lớn nhất và yêu cầu công suất bay lớn hơn các chế độ bay khác [62].

Đây là bài toán phức tạp, có sự kết hợp của ba vấn đề lớn:

- Động lực học chuyển động của cánh;
- Biến dạng của kết cấu khi chịu tải trọng;
- Khí động lực học không dừng của cánh có xét đến sự tương tác giữa cánh bị biến dạng và dòng chảy bao.

Để giải bài toán này, luận án sử dụng mô hình FSI có sự kết hợp hai chiều giữa bộ giải động lực học và bộ giải khí động lực học. Trong bộ giải động lực học, cánh côn trùng mềm được mô hình hóa dưới dạng hệ vật – lò xo, được

phát động bởi chuyển động nhiều bậc tự do ở gốc cánh. Biến dạng của cánh được xác định thông qua chuyển động tương đối của các vật với nhau. Bộ giải khí động sử dụng phương pháp UVLM có một số cải tiến để áp dụng cho cánh côn trùng. Mô hình sau đó được áp dụng để khảo sát cho cánh loài bướm *Manduca Sexta*.

Trong mục này, tác giả sẽ trình bày các hệ trục tọa độ được sử dụng trong luận án, các giả thiết cơ bản của ba vấn đề lớn cần nghiên cứu, cũng như các đặc tính của đối tượng nghiên cứu là loài bướm *Manduca Sexta*.

2.1.1 Các hệ trục tọa độ

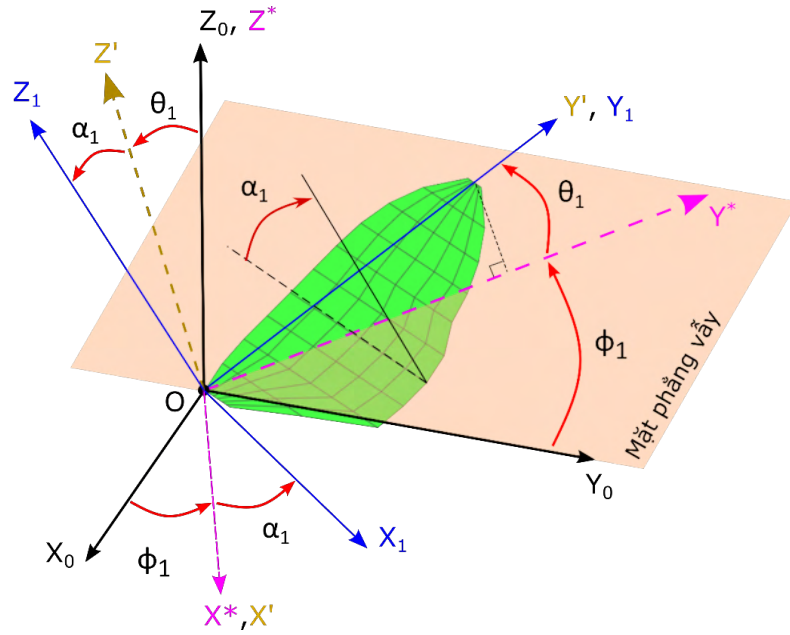
Trong luận án sử dụng các hệ trục tọa độ sau:

- Hệ trục tọa độ gắn với mặt phẳng vẫy ($OX_0Y_0Z_0$), với các trục OX_0Y_0 nằm trong mặt phẳng vẫy.
- Hệ trục tọa độ gắn với cánh cứng ($OX_1Y_1Z_1$): khi cánh chưa biến dạng, trục OY_1 là trục đi qua gốc cánh và mút cánh, trục OX_1 nằm trong mặt phẳng cánh và hướng về phía mép sau, OZ_1 vuông góc với mặt phẳng cánh.
- Các hệ trục tọa độ cục bộ gắn với vật ($O_kX_kY_kZ_k$), được sử dụng khi mô hình hóa cánh dưới dạng hệ vật – lò xo. Chi tiết về hệ tọa độ này sẽ được trình bày trong mục 2.2.3.

Chuyển động của cánh được sinh ra ở gốc cánh và xác định bởi các góc Euler ϕ_1, θ_1 và α_1 . Các góc Euler ϕ_1, θ_1 và α_1 là góc từ các phép quay theo trình tự (3-1-2) từ hệ trục tọa độ gắn với mặt phẳng vẫy ($OX_0Y_0Z_0$) đến hệ trục tọa độ gắn với cánh ($OX_1Y_1Z_1$):

- Quay hệ quy chiếu ($OX_0Y_0Z_0$) quanh trục OZ_0 một góc ϕ_1 để trục OY_0 chuyển tới trùng với đường giao giữa cánh và mặt phẳng vẫy. Hệ quy chiếu ($OX_0Y_0Z_0$) chuyển sang hệ quy chiếu ($OX^*Y^*Z^*$) với $OZ_0 \equiv OZ^*$.

- Quay hệ quy chiếu ($OX^*Y^*Z^*$) quanh trục OX^* một góc θ_1 để trục OY^* chuyển tới trục $OY' \equiv OY_1$, tương ứng với đường nối gốc cánh và mút cánh. Hệ quy chiếu ($OX^*Y^*Z^*$) chuyển sang hệ quy chiếu ($OX'Y'Z'$) với $OX^* \equiv OX'$.
- Quay hệ quy chiếu ($OX'Y'Z'$) quanh trục OY' một góc α_1 để trục OX' chuyển tới trục OX_1 . Với phép quay này, hệ quy chiếu ($OX'Y'Z'$) chuyển sang hệ quy chiếu ($OX_1Y_1Z_1$).



Hình 2.1 Hệ tọa độ và các góc Euler

2.1.2 Các giả thiết

a) Giả thiết về động lực học

- Các chuyển động ở gốc cánh, tương ứng với các góc Euler ϕ_1 , α_1 và θ_1 được mô tả bằng các hàm tuần hoàn. Cách tiếp cận này đã được hầu hết các nghiên cứu trước đây về mô phỏng cánh côn trùng sử dụng [9, 51, 77, 95], do giúp đơn giản hóa mô hình tính toán, dễ dàng khảo sát các tham số và áp dụng cho thiết kế các quy luật điều khiển của TBB.

- Bỏ qua thành phần trọng lực của cánh. Côn trùng có tần số vẫy cánh lớn, gia tốc ở mút cánh lớn hơn nhiều gia tốc trọng trường, nên thành phần trọng lực tác dụng lên cánh nhỏ hơn rất nhiều so với lực quán tính [96].

- Bỏ qua dao động của thân côn trùng. Khối lượng của cánh côn trùng chỉ chiếm khoảng 1-2% tổng khối lượng của cả con côn trùng [25]. Tỷ lệ khối lượng của cánh so với thân rất nhỏ, nên dao động của thân là không đáng kể so với cánh. Hầu hết các nghiên cứu trước đây về khí động lực học và đàn hồi khí động của côn trùng [49, 97, 98] cũng không xét đến động lực học của thân và dao động của thân khi bay treo.

- Luận án chỉ giới hạn trong việc xem xét cân bằng lực nâng ở chế độ bay treo. Để xác định điều kiện cân bằng bay treo (trim condition) của côn trùng, nghĩa là xét đến bài toán cân bằng cả lực và mô men, cần xét đến cả ảnh hưởng của thân côn trùng. Đây sẽ là một hướng phát triển tiếp theo của luận án.

- Do luận án tập trung vào nghiên cứu chế độ bay treo của côn trùng nên mặt phẳng vẫy (OX_0Y_0) của cánh được giả thiết là nằm ngang. Hệ trục tọa độ ($OX_0Y_0Z_0$) được coi là hệ trục tọa độ toàn cục và không thay đổi trong toàn bộ chu kỳ vẫy.

b) Giả thiết về kết cấu

Cánh côn trùng là một màng mỏng được gia cường bởi các gân. Độ cứng của cánh chủ yếu do các gân tạo nên. Trong luận án, kết cấu cánh được mô hình hóa bằng một dầm Euler-Bernoulli chịu uốn và xoắn. Mô hình dầm đã được một số tác giả sử dụng cho cánh vẫy kiểu côn trùng [69, 99]. Việc áp dụng mô hình này được dựa trên một số giả thiết như sau:

- Trục đàn hồi của cánh trùng với đường thẳng nối giữa điểm gốc cánh và mút cánh, là khu vực tập trung các gân lớn nhất. Tính đúng đắn của giả thiết này đã được chứng minh trong nghiên cứu thực nghiệm của Ganguli và cộng sự [100];

- Bỏ qua độ cong theo phương dây cung của cánh. Nakata và Liu [9] đã chứng minh rằng độ cong của cánh do biến dạng là rất nhỏ, chỉ khoảng 2%;

- Bỏ qua các biến dạng trượt, biến dạng kéo nén. Biến dạng uốn và xoắn được coi là độc lập với nhau. Reid và cộng sự [29] đã chỉ ra rằng hai dạng dao động kết cấu đầu tiên của cánh côn trùng lần lượt là uốn và xoắn. Cả hai dạng dao động này đều đặc trưng cho mô hình dầm. Các dạng dao động cao hơn của cánh côn trùng là dạng yên ngựa, không mô phỏng được bởi mô hình dầm [65]. Tuy nhiên, một số nghiên cứu [5, 61] đã cho thấy những dạng dao động yên ngựa bậc cao này ít có ảnh hưởng đến biến dạng cánh của côn trùng.

- Giả thiết rằng màng không bị gấp trong quá trình cánh biến dạng.
- Bỏ qua lực cản trong của cánh.

c) Giả thiết về khí động lực học

Tải khí động được tính toán bằng mô hình xoáy không dừng UVLM. Mô hình này dựa trên một số giả thiết như sau:

- Cánh côn trùng rất mỏng nên có thể bỏ qua bề dày của cánh;
- Cánh côn trùng vẫy ở vận tốc thấp nên có thể bỏ qua tính nén của không khí;
- Bỏ qua ảnh hưởng giao thoa của thân côn trùng lên khí động lực học của cánh. Theo nghiên cứu của Aono và cộng sự [101], ảnh hưởng này là không đáng kể.

- Bỏ qua hiện tượng tách dòng trên bề mặt cánh trong quá trình vẫy. Như đã trình bày ở mục 1.2.1, dòng khí tách ra ở mép trước sẽ nhập lại tạo thành xoáy mép trước, đồng thời ngăn ngừa hiện tượng thất tốc xảy ra.

- Theo các nghiên cứu của Dickinson và Gotz [102], Ansari và cộng sự [103], côn trùng bay ở số Reynolds nhỏ nhưng ảnh hưởng của ma sát nhớt lên lực khí động là không đáng kể. Vì vậy, thành phần này có thể được bỏ qua. Độ nhớt có ảnh hưởng đến sự khuếch tán của lõi xoáy, sẽ được trình bày trong mô hình ở mục 2.3.2.

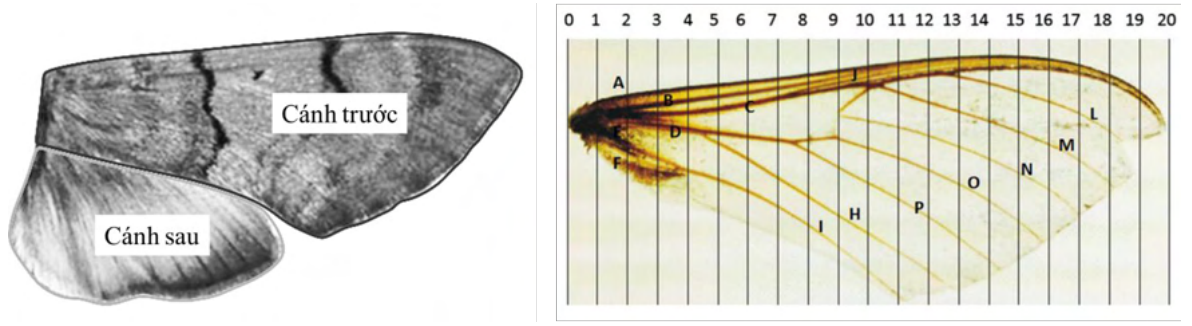
- Bỏ qua sự thoát ra của xoáy từ mép trước cánh. Hiện tượng này được thay thế bằng mô hình XMT [43]. Do sự tương tác mạnh giữa cánh và xoáy

mép trước khi cánh đổi chiều vẫy, việc thêm các xoáy thoát ra từ mép trước vào mô phỏng UVLM sẽ làm mất đi sự ổn định của kết quả mô phỏng khí động. Nghiên cứu của Roccia và cộng sự [69] khi sử dụng cách tiếp cận này đã không thể mô phỏng quá một chu kỳ vẫy. Việc sử dụng mô phỏng XMT sẽ giúp duy trì sự ổn định của kết quả.

2.1.3 Các đặc trưng của loài bướm *Manduca Sexta*

Mô hình cánh côn trùng đặc trưng được luận án lựa chọn là cánh của loài bướm đêm (con ngài) *Manduca Sexta*. Loài bướm đêm được các nhà khoa học chuyên nghiên cứu về cánh côn trùng coi là “chuột bạch” do sự phổ biến của chúng với rất nhiều công bố cả về thực nghiệm và mô phỏng. Nguyên nhân là do loài bướm này có kích thước tương đối lớn, khối lượng từ 1,0 đến 3,0 g, chiều dài cánh khoảng 40 – 60 mm, vòng đời ngắn từ 30 – 50 ngày, nên rất thuận lợi cho các nghiên cứu thực nghiệm [104]. Loài bướm này thường sống trong các cánh đồng trồng thuốc lá ở châu Mỹ và nổi tiếng vì có khả năng bay treo rất tốt để uống mật hoa giống như chim ruồi. Chúng cũng có vận tốc bay tiến thuộc nhóm nhanh nhất trong các loài côn trùng, khoảng 10 – 12 m/s. Chính vì vậy rất nhiều nhà khoa học đã lựa chọn loài bướm *Manduca Sexta* để nghiên cứu các đặc tính kết cấu, khí động lực học, động học đặc trưng của côn trùng cũng như để áp dụng cho quá trình thiết kế chế tạo TBB phỏng sinh học. Trong điều kiện Việt Nam khó có thể tiến hành các nghiên cứu thực nghiệm, việc chọn loài bướm này làm đối tượng nghiên cứu giúp tác giả luận án có khả năng so sánh kết quả mô phỏng với rất nhiều nghiên cứu của các tác giả trên thế giới.

Cánh đầy đủ của loài bướm *Manduca sexta* gồm hai phần: cánh trước và cánh sau (Hình 2.2) dính liền và vẫy đồng bộ với nhau. Cánh sau nhỏ, nhẹ và mềm hơn cánh trước, được phát động chủ yếu bởi cánh trước. Cánh sau không cần thiết cho các chế độ bay thông thường của côn trùng, chỉ có tác dụng chủ yếu khi cần cơ động nhanh [4].



Hình 2.2 Cánh loài bướm *Manduca sexta* và sơ đồ phân bố gân [26]

Cánh của loài bướm *Manduca Sexta* có cấu trúc đặc trưng của cánh côn trùng, gồm màng và các gân hình côn rỗng. Các gân lớn nhất tập trung ở mép trước của cánh. Gân có đường kính lớn ở gốc cánh và nhỏ dần về mút cánh. Đường kính ngoài D^{outer} và đường kính trong D^{inner} của mặt cắt gân được cho theo công thức [26]:

$$\begin{aligned} D^{outer}(\bar{r}) &= D_g^{outer}(p_1^{outer}\bar{r}_v + p_2^{outer}) \\ D^{inner}(\bar{r}) &= D_g^{inner}(p_1^{inner}\bar{r}_v + p_2^{inner}), \end{aligned} \quad (2.1)$$

trong đó, chỉ số dưới g để chỉ đường kính ở phần gốc của gân, $\bar{r}_v$ là độ dài tương đối tính từ gốc cánh đến mặt cắt chia cho chiều dài từng gân. Theo thực nghiệm [26], các hệ số không thứ nguyên trong phương trình (2.1) nhận các giá trị:

$$p_1^{outer} = -0,61, p_2^{outer} = 0,78, p_1^{inner} = -0,47, p_2^{inner} = 0,59.$$

Một số đặc trưng về hình học và khối lượng của loài bướm *Manduca Sexta* được xác định từ thực nghiệm [26] và biểu diễn trên Bảng 2.1.

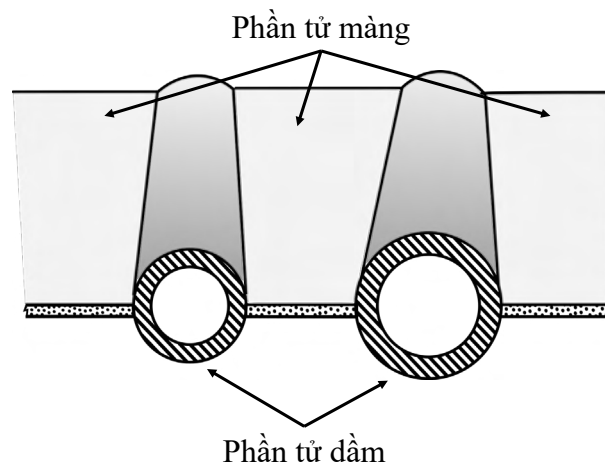
Bảng 2.1 Đặc trưng hình học và khối lượng của loài bướm *Manduca Sexta*

STT	Đại lượng	Đơn vị	Giá trị
1	Khối lượng cánh	mg	43,4
2	Diện tích cánh	mm^2	815,33
3	Độ dài cánh	mm	48,3
4	Dây cung trung bình	mm	18,4
5	Khối lượng côn trùng	mg	1400

2.2. Mô hình kết cấu cánh vẩy kiểu côn trùng

2.2.1 Mô hình phần tử hữu hạn

Trước hết, luận án xây dựng một mô hình PTHH của cánh trước và cánh đầy đủ của loài bướm *Manduca Sexta* trong phần mềm ANSYS APDL dựa trên dữ liệu thực nghiệm của O'Hara và Palazotto [26]. Phần màng sẽ được mô hình hóa bằng các phần tử SHELL 181 với độ dày 10 μm , các gân được mô hình hóa bằng các phần tử BEAM 188 dưới dạng các dầm côn rỗng (Hình 2.3). Tỷ lệ giữa đường kính trong và đường kính ngoài của gân tại gốc cánh là 0,75.



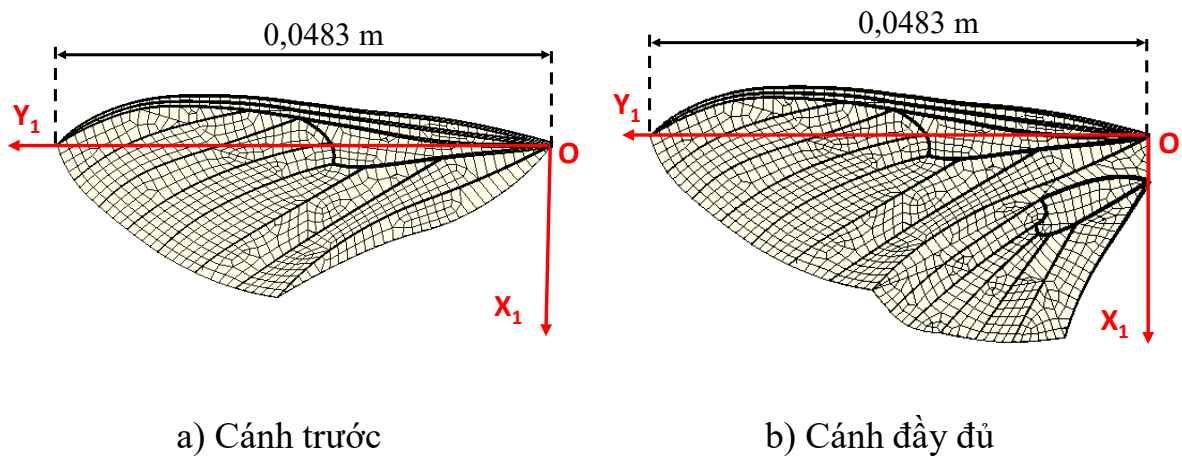
Hình 2.3 Mô hình các phần tử dầm và màng

Các thông số vật liệu sử dụng trong mô hình PTHH được tổng hợp từ các thực nghiệm [25, 26] và thể hiện trên Bảng 2.2. Ở đây, khối lượng riêng của màng đã tính đến lớp phân trên bề mặt cánh.

Bảng 2.2 Thông số của các phần tử PTHH

Phần tử dầm			
Mô đun Young (N/m^2)	Hệ số Poisson	Khối lượng riêng (kg/m^3)	D_g^{outer} (μm)
11×10^9	0,3	2452	300-500
Phần tử màng			
Mô đun Young (N/m^2)	Hệ số Poisson	Khối lượng riêng (kg/m^3)	Độ dày (μm)
7×10^9	0,3	2500	10

Việc kiểm tra độ chính xác và tính hội tụ của mô hình PTHH sẽ được trình bày chi tiết trong mục 3.1 của chương 3. Theo đó, kích thước ô lưới được chọn bằng $4 \times 10^{-4} \text{ m}$. Với các thông số đã chọn, mô hình cánh trước sẽ có 3894 nút lưới, 4623 phần tử; mô hình cánh đầy đủ có 5492 nút, 6518 phần tử. Mô hình PTHH của cánh trước và cánh đầy đủ được trình bày trên Hình 2.4.

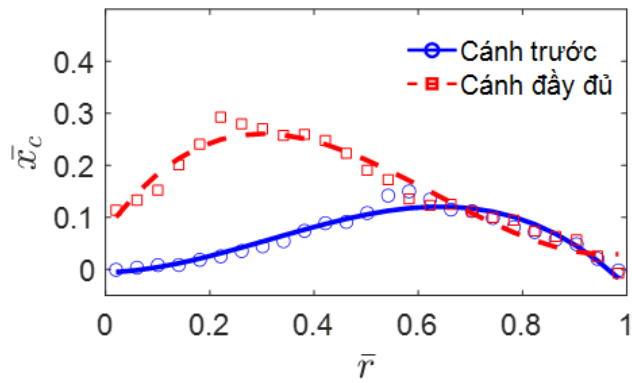


Hình 2.4 Mô hình phần tử hữu hạn của cánh loài bướm *Manduca Sexta*

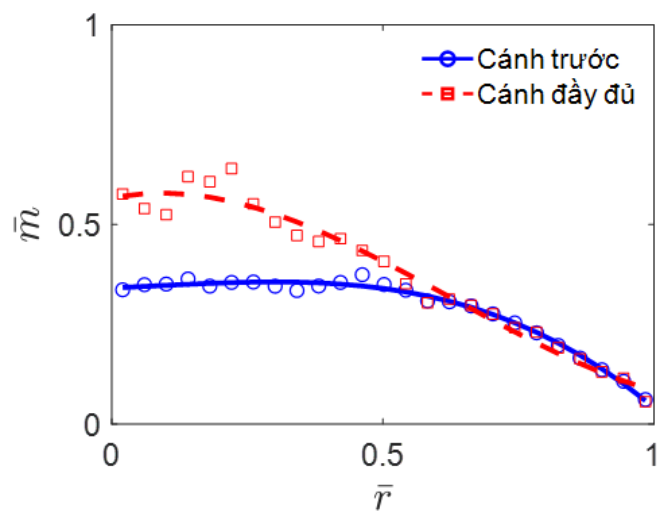
2.2.2 Mô hình dầm tương đương

Kết cấu cánh côn trùng được mô hình hóa bằng một dầm Euler-Bernoulli chịu uốn và xoắn quanh trục đàn hồi. Các thông số của dầm được xác định từ mô hình PTHH đã xây dựng trong mục 2.2.1. Cánh được chia thành các dải dọc theo sải cánh, sau đó các đặc tính độ cứng và quán tính được xác định cho mỗi dải. Các đặc tính quán tính được xác định bao gồm: khối lượng trên mỗi đơn vị độ dài m , tọa độ tâm khối lượng dọc theo sải cánh x_c và mô men quán tính so với trục đàn hồi I .

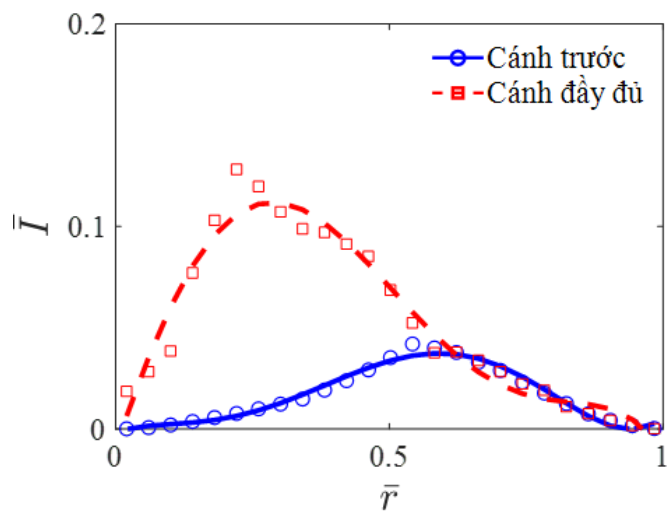
Trên Hình 2.5 biểu diễn phân bố giá trị chuẩn hóa của các đại lượng này, với các chấm tròn và chấm vuông tương ứng là giá trị đo được tại mỗi dải cho cánh trước và cánh đầy đủ.



a) Vị trí tâm khối lượng



b) Khối lượng trên mỗi đơn vị độ dài



c) Mô men quán tính trên mỗi đơn vị độ dài

Hình 2.5 Phân bố giá trị chuẩn hóa của các đặc tính khối lượng theo sải cánh

Giá trị chuẩn hóa của các đại lượng được xác định như sau :

$$\bar{x}_c = \frac{x_c}{\bar{c}}, \bar{m} = m \frac{\bar{c}}{m_w}, \bar{I} = \frac{I}{m_w \bar{c}}, \text{ và } \bar{r} = \frac{r}{R},$$

trong đó: $\bar{c}$, R và m_w lần lượt là dây cung trung bình, độ dài và khối lượng của cánh. Các đại lượng này được xác định trong hệ quy chiếu gắn với cánh ($OX_1Y_1Z_1$), và nhận các giá trị tương ứng theo Bảng 2.1 là 18,4 mm, 48,3 mm và 43,4 mg. Sau đó, các đại lượng chuẩn hóa này được xấp xỉ bằng các đa thức, với hệ số của các đa thức cho cánh trước và cánh đầy đủ được thể hiện trong Bảng 2.3. Phân bố của các hàm xấp xỉ dọc theo sải cánh được thể hiện bằng đường liền trên Hình 2.5.

Bảng 2.3 Hệ số của các đa thức xấp xỉ đặc tính quán tính dọc theo sải cánh

Tọa độ của vị trí tâm khối lượng: $\bar{x}_c = a_0^c + a_1^c \bar{r} + a_2^c \bar{r}^2 + a_3^c \bar{r}^3$						
	a_0^c	a_1^c	a_2^c	a_3^c		
Cánh trước	-0,0056	0,0251	0,8400	-0,8912		
Cánh đầy đủ	0,0742	1,3854	-3,0202	1,5917		
Khối lượng trên mỗi đơn vị độ dài: $\bar{m} = a_0^m + a_1^m \bar{r} + a_2^m \bar{r}^2 + a_3^m \bar{r}^3$						
	a_0^m	a_1^m	a_2^m	a_3^m		
Cánh trước	0,3410	0,0586	0,1152	-0,4738		
Cánh đầy đủ	0,5662	0,2765	-1,6155	0,8563		
Mô men quán tính quanh trục đàn hồi trên mỗi đơn vị độ dài: $\bar{I} = a_0^l + a_1^l \bar{r} + a_2^l \bar{r}^2 + a_3^l \bar{r}^3 + a_4^l \bar{r}^4 + a_5^l \bar{r}^5$						
	a_0^l	a_1^l	a_2^l	a_3^l	a_4^l	a_5^l
Cánh trước	0,0015	0,0819	-0,7175	3,2702	-4,9010	2,2734
Cánh đầy đủ	0,0100	0,7929	-0,6875	-3,8390	6,9825	-3,2515

Các hệ số độ cứng chống uốn và chống xoắn của dầm được tính từ mô hình PTHH bằng cách sử dụng hai hệ điểm đo uốn và đo xoắn cách đều nhau [105]. Các điểm đo uốn nằm dọc theo trục đàn hồi, còn các điểm đo xoắn nằm gần mép sau cánh (Hình 2.6). Tác dụng một lực điểm lên mút cánh theo hướng thẳng đứng và áp dụng điều kiện biên ngàm chặt ở gốc cánh (Hình 2.6a). Độ

cứng chống uốn EI của dầm được xác định dựa trên độ cong tại mỗi điểm đo uốn theo công thức:

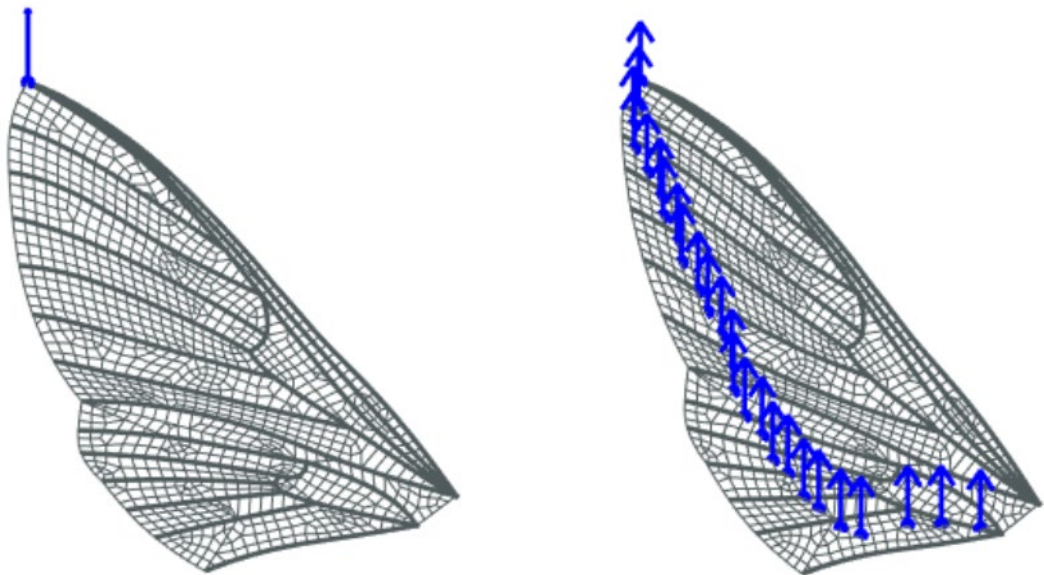
$$EI = \frac{M}{\kappa}, \quad (2.2)$$

trong đó, M là mô men uốn, κ là độ cong của dầm.

Tương tự, để xác định phân bố độ cứng chống xoắn của dầm dọc theo sải cánh, lần lượt cho các lực điểm tác dụng lên các điểm đo xoắn (Hình 2.6b). Đo chuyển vị tại các điểm đo uốn và đo xoắn, từ đó tính được góc xoắn tại mỗi dải cánh, độ cứng chống xoắn được xác định theo công thức:

$$GJ = \frac{T}{\varphi'_y}, \quad (2.3)$$

trong đó, T là mô men xoắn, và φ'_y là đạo hàm của góc xoắn theo tọa độ dọc theo sải cánh.



a) Lực điểm tại mút cánh để xác định độ cứng uốn

b) Hệ lực tác dụng lên các điểm gần mép sau để xác định độ cứng xoắn

Hình 2.6 Hệ các lực điểm để đo độ cứng uốn và xoắn

Kết quả tính cho cánh trước và cánh đầy đủ được biểu diễn bằng các chấm tròn trên các Hình 2.7 và Hình 2.8. Ở đây, độ cứng được chuẩn hóa theo giá trị

lớn nhất tại gốc cánh bằng $8,0 \times 10^{-5} \text{ Nm}^2$. Từ kết quả đo có thể thấy, phân bố độ cứng uốn và xoắn dọc theo sải cánh được xấp xỉ tốt nhất bằng hàm mũ dạng:

$$\begin{aligned}\overline{EI} &= a_1^b \exp(-a_2^b \bar{r}) \\ \overline{GJ} &= a_1^t \exp(-a_2^t \bar{r}),\end{aligned}\tag{2.4}$$

trong đó, a_i^b và a_i^t ($i = 1, 2$) tương ứng là các hệ số của hàm xấp xỉ phân bố độ cứng uốn và xoắn. Dạng phân bố này cũng phù hợp với kết quả nghiên cứu thực nghiệm của Combes và Daniel [106].

Vì cấu trúc phức tạp của cánh, nên phương pháp xác định phân bố độ cứng uốn và xoắn thông qua mô men và biến dạng của mô hình PTHH như trên không thể đảm bảo hoàn toàn chính xác. Do đó, các hệ số độ cứng này cần được hiệu chỉnh qua quá trình tối ưu hóa. Hàm chi phí dùng cho tối ưu nhằm giảm thiểu sự khác biệt giữa các dạng dao động riêng của mô hình dầm và mô hình PTHH. Ở đây chỉ xét đến hai dạng dao động riêng đầu tiên, là những dạng dao động có ảnh hưởng lớn nhất đến biến dạng cánh. Hàm chi phí có dạng sau:

$$J(a_i^b, a_i^t) = \xi_1 \left(\left| \frac{f_b^1}{f_{FEM}^1} - 1 \right| + |MAC_1 - 1| \right) + \xi_2 \left(\left| \frac{f_b^2}{f_{FEM}^2} - 1 \right| + |MAC_2 - 1| \right), \tag{2.5}$$

trong đó: f_{FEM}^i và f_b^i là tần số dao động riêng thứ i của mô hình PTHH và dầm; ξ_1 và ξ_2 là các trọng số. Do dạng dao động riêng thứ nhất có ảnh hưởng lớn nhất đến biến dạng cánh, nên chọn các trọng số với giá trị như sau: $\xi_1 = 0,6$ và $\xi_2 = 0,4$.

Trong công thức (2.5), MAC_1 và MAC_2 là các số MAC tương ứng của dạng dao động riêng thứ nhất và thứ hai. Ở đây, sử dụng số MAC để so sánh sự tương đồng các dạng dao động riêng giữa hai mô hình [107]. Số MAC giữa dạng dao động riêng thứ nhất và thứ hai với các véc tơ riêng tương ứng ψ_1 và ψ_2 được xác định theo công thức:

$$MAC = \frac{|\{\psi_1\}^T \{\psi_2\}^*|^2}{(\{\psi_1\}^T \{\psi_1\}^*)(\{\psi_2\}^T \{\psi_2\}^*)}, \quad (2.6)$$

trong đó, ký hiệu ψ^* để chỉ liên hợp phức của véc tơ ψ .

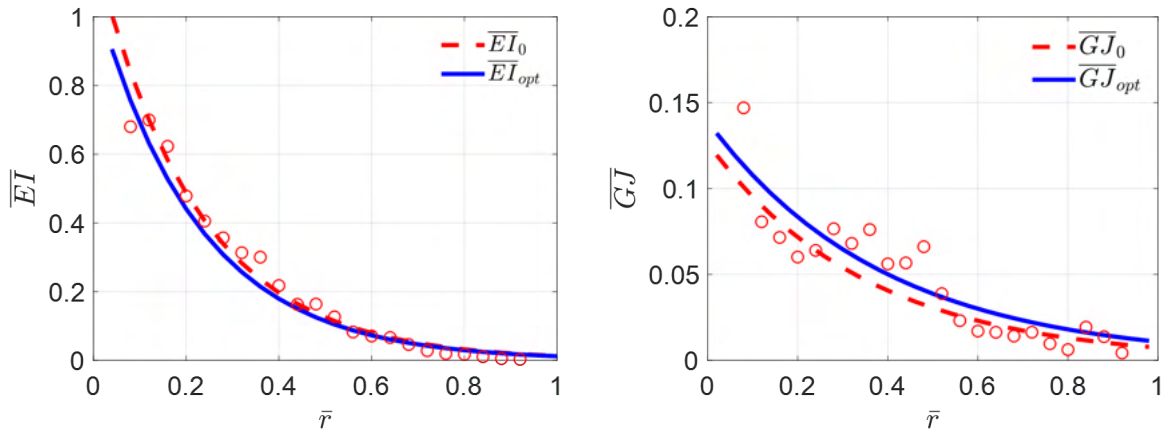
Số MAC có thể nhận các giá trị từ 0 đến 1, trong đó giá trị 0 tương ứng là hai mode không có sự đồng nhất, còn giá trị 1 tương ứng với trường hợp hai mode đồng nhất hoàn toàn với nhau.

Các hệ số của hàm xấp xỉ độ cứng uốn và xoắn được tối ưu bằng thuật toán đơn hình Nelder-Mead [108] và được biểu diễn trong Bảng 2.4.

Bảng 2.4 Hệ số của các hàm độ cứng tối ưu

	Cánh trước		Cánh đầy đủ	
	a_1	a_2	a_1	a_2
$\overline{EI}_{opt}$	1,0841	4,4977	1,1140	4,4329
$\overline{GJ}_{opt}$	0,1392	2,5541	0,9456	5,7458

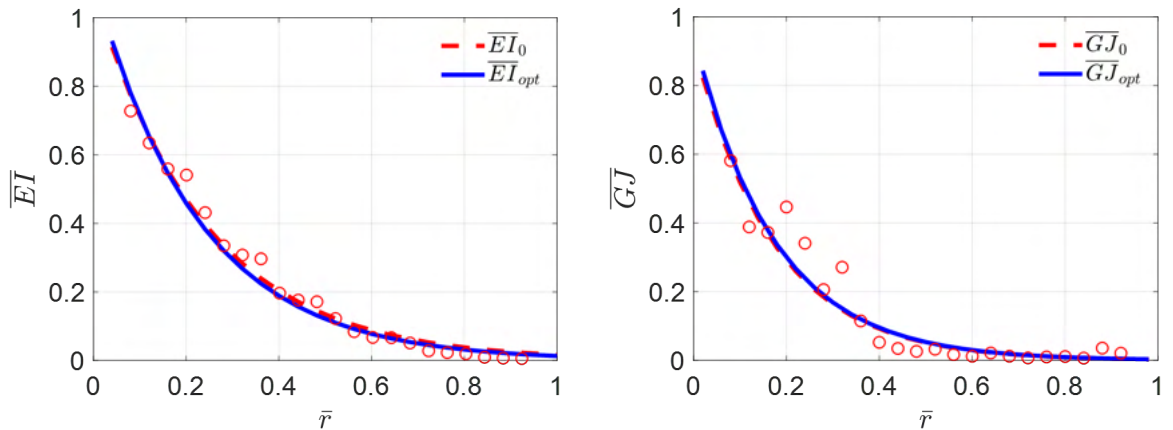
Trên các Hình 2.7 và Hình 2.8, hàm xấp xỉ độ cứng ban đầu được thể hiện bằng nét đứt, phân bố độ cứng tối ưu được thể hiện bằng đường nét liền.



a) Độ cứng uốn của cánh trước

b) Độ cứng xoắn của cánh trước

Hình 2.7 Phân bố độ cứng dọc theo sải cánh và hàm xấp xỉ tương ứng của cánh trước

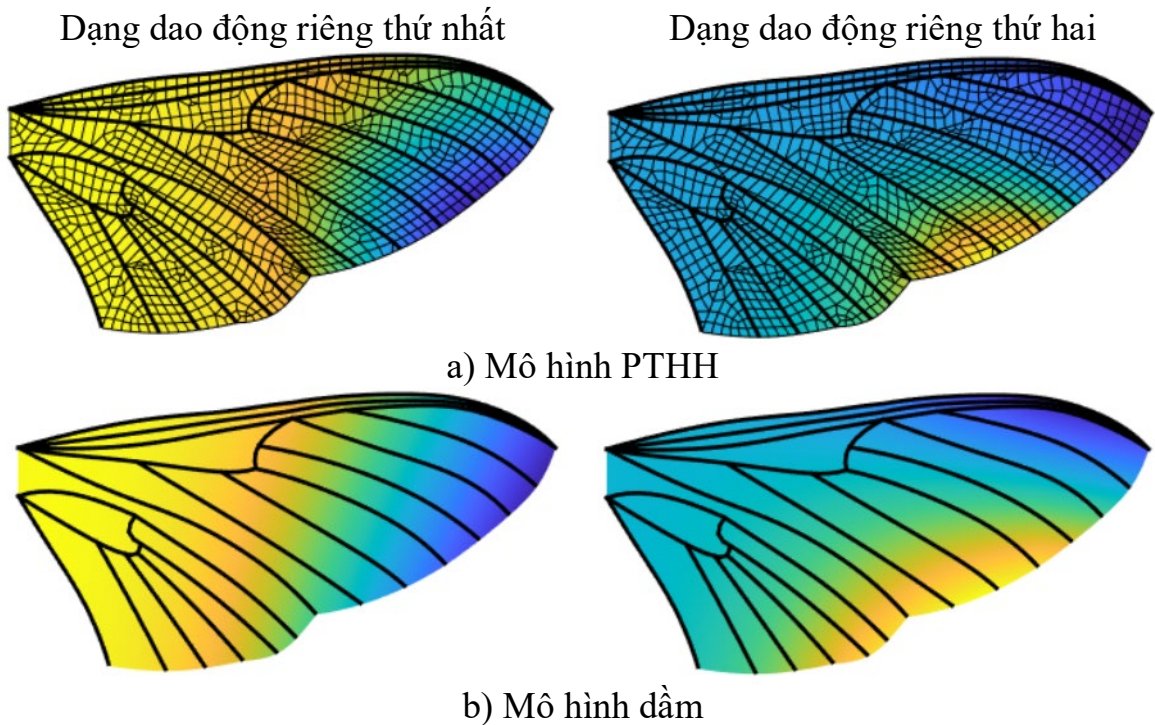


a) Độ cứng uốn của cánh đầy đủ

b) Độ cứng xoắn của cánh đầy đủ

Hình 2.8 Phân bố độ cứng dọc theo sải cánh và hàm xấp xỉ tương ứng của cánh đầy đủ

Hình 2.9 so sánh các dạng dao động riêng của cánh *Manduca Sexta* đầy đủ thu được từ mô hình PTHH và mô hình dầm. Có thể thấy chúng khá tương đồng nhau, dạng dao động riêng thứ nhất đặc trưng cho biến dạng uốn, dạng dao động riêng thứ hai đặc trưng cho biến dạng xoắn.



a) Mô hình PTHH

b) Mô hình dầm

Hình 2.9 So sánh các dạng dao động riêng của mô hình PTHH và mô hình dầm cho cánh đầy đủ

Bảng 2.5 thể hiện các tần số và số MAC của các dạng dao động riêng trước và sau khi tối ưu. Có thể thấy, mô hình tối ưu có các tần số dao động riêng gần với mô hình PTHH hơn. Sau khi tối ưu, hàm chi phí giảm tương ứng 14,3% và 16,7% cho cánh trước và cánh đầy đủ. Tần số dao động riêng thứ nhất sau khi tối ưu trùng với giá trị của mô hình PTHH, sai số của f_2 cho cánh trước và cánh đầy đủ lần lượt là 4,1% và 0%, số MAC đều khá gần giá trị 1 chứng tỏ sự tương đồng giữa mô hình dầm và mô hình PTHH.

Bảng 2.5 Tần số và số MAC của các dạng dao động riêng trước và sau tối ưu

Cánh trước					
	f_1 (Hz)	f_2 (Hz)	MAC ₁	MAC ₂	J
PTHH	55,07	92,72	-	-	-
Trước	56,65	81,29	0,98	0,85	0,14
Sau	55,07	88,90	0,96	0,80	0,12
Cánh đầy đủ					
	f_1 (Hz)	f_2 (Hz)	MAC ₁	MAC ₂	J
PTHH	57,11	95,67	-	-	-
Trước	58,88	94,72	0,96	0,81	0,12
Sau	57,11	95,67	0,95	0,80	0,10

2.2.3 Mô hình hệ vật – lò xo

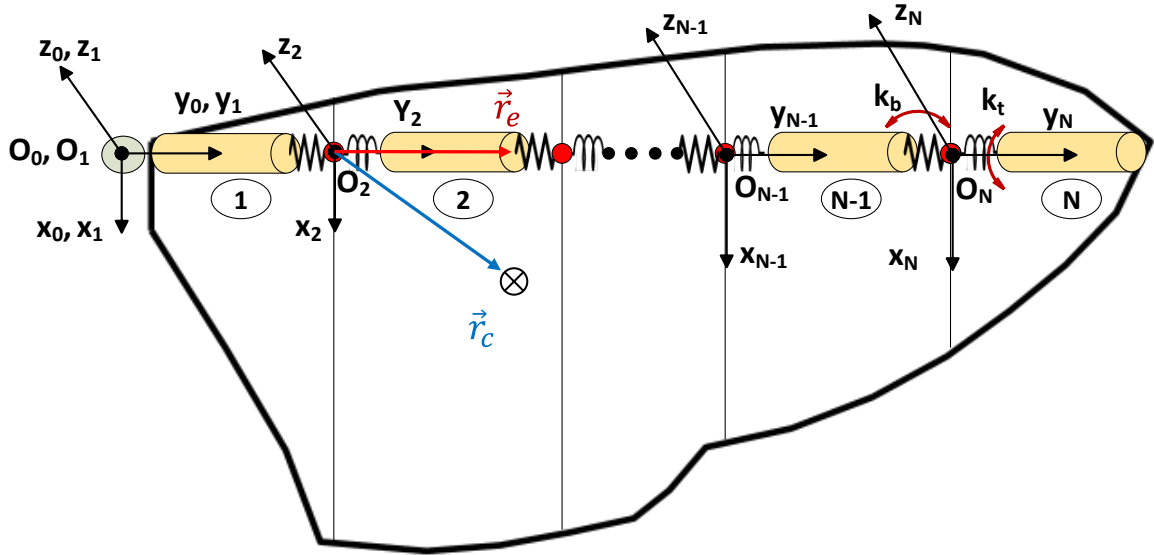
Dầm Euler-Bernoulli với các thông số ở trên sẽ được xấp xỉ dưới dạng N vật cứng có chiều dài Δl bằng nhau được liên kết với nhau bằng các lò xo uốn và xoắn (Hình 2.10). Độ cứng của các lò xo được xác định trên cơ sở mô hình Hencky [66], theo đó độ cứng của lò xo uốn và lò xo xoắn nối vật thứ j với vật thứ $(j - 1)$ được tính theo các công thức tương ứng là $k_j^b = \frac{EI_j}{\Delta l}$ và $k_j^t = \frac{GJ_j}{\Delta l}$.

Ở đây sử dụng ba loại hệ trục tọa độ như đã nêu trong mục 2.1.1 :

- Hệ trục tọa độ gắn với mặt phẳng vẩy ($X_0 Y_0 Z_0$) ;
- Hệ trục tọa độ gắn với cánh cứng ($X_1 Y_1 Z_1$);
- Các hệ trục tọa độ cục bộ gắn với các vật ($X_k Y_k Z_k$) ($k > 1$). Hệ trục tọa độ này có gốc tọa độ ở điểm nối giữa các vật thứ $(k - 1)$ và vật thứ k , trục

Y_k trùng với trục của vật thứ k . Hệ trục tọa độ $(X_1 Y_1 Z_1)$ cũng có thể coi là hệ trục tọa độ cục bộ gắn với vật 1.

Khi cánh không biến dạng, hệ trục tọa độ toàn cục $(X_0 Y_0 Z_0)$ và các hệ trục tọa độ cục bộ có hướng giống nhau.



Hình 2.10 Mô hình hệ vật-lò xo

Chuyển động của hệ được sinh ra bởi chuyển động ở gốc cánh, tương đương với chuyển động của vật thứ nhất, được xác định bởi ba góc Euler ϕ_1 , θ_1 , α_1 so với mặt phẳng vẫy như đã định nghĩa trong mục 2.1.1.

a) Thiết lập hệ phương trình vi phân chuyển động

Vị trí và hướng tương đối của vật thứ k ($k > 1$) so với vật thứ $k - 1$ được xác định bởi các góc uốn θ_k và góc xoắn α_k của các lò xo nối các vật. Tọa độ suy rộng dùng để xác định trạng thái của hệ là $\tilde{\Phi} = [\theta_2, \alpha_2, \theta_3, \alpha_3, \dots, \theta_N, \alpha_N]^T$. Để tiện cho việc thiết lập hệ phương trình chuyển động, dưới đây sẽ sử dụng véc tơ $\Phi = [\theta_1, \alpha_1, \phi_1, \theta_2, \alpha_2, \theta_3, \alpha_3, \dots, \theta_N, \alpha_N]^T$ gồm ba góc Euler đã biết của vật đầu tiên và $2(N - 1)$ tọa độ suy rộng chưa biết.

Phương trình chuyển động của hệ được thiết lập bằng phương pháp Lagrange [109].

Ký hiệu $\mathbf{B}_1^R$ là ma trận chuyển từ hệ tọa độ mặt đất sang hệ tọa độ gắn với vật thứ nhất:

$$\mathbf{B}_1^R = \begin{bmatrix} \cos \alpha_1 & 0 & -\sin \alpha_1 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_1 & 0 & \cos \alpha_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_1 & \sin \theta_1 \\ 0 & -\sin \theta_1 & \cos \theta_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \phi_1 & \sin \phi_1 & 0 \\ -\sin \phi_1 & \cos \phi_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Tương tự, ma trận chuyển từ hệ tọa độ gắn với vật $(k - 1)$ sang hệ tọa độ gắn với vật k ($k > 1$) có dạng:

$$\mathbf{B}_k^R = \begin{bmatrix} \cos \alpha_k & \sin \alpha_k \sin \theta_k & -\sin \alpha_k \cos \theta_k \\ 0 & \cos \theta_k & \sin \theta_k \\ \sin \alpha_k & -\cos \alpha_k \sin \theta_k & \cos \alpha_k \cos \theta_k \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

Vận tốc góc của vật thứ nhất trong hệ quy chiếu toàn cục có thể được tính theo công thức [109]:

$$\boldsymbol{\omega}_1^{1/0} = \mathbf{B}_1^\omega [\dot{\theta}_1, \dot{\alpha}_1, \dot{\phi}_1]^T, \quad (2.9)$$

trong đó, $\mathbf{B}_1^\omega = \begin{bmatrix} \cos \alpha_1 & 0 & -\cos \theta_1 \sin \alpha_1 \\ 0 & 1 & \sin \theta_1 \\ \sin \alpha_1 & 0 & \cos \theta_1 \cos \alpha_1 \end{bmatrix}$.

Tương tự, vận tốc góc của vật thứ k so với vật thứ $(k - 1)$ trong hệ quy chiếu gắn với vật thứ k ($k > 1$) có thể biểu diễn dưới dạng:

$$\boldsymbol{\omega}_k^{k/k-1} = \mathbf{B}_k^\omega [\dot{\theta}_k, \dot{\alpha}_k]^T, \quad (2.10)$$

trong đó, $\mathbf{B}_k^\omega = \begin{bmatrix} \cos \alpha_k & 0 \\ 0 & 1 \\ \sin \alpha_k & 0 \end{bmatrix}$.

Như vậy, vận tốc góc của vật thứ k trong hệ quy chiếu gắn với vật thứ k ($k > 1$) có thể được tính thông qua vận tốc góc tương đối của các vật trước đó theo công thức:

$$\boldsymbol{\omega}_k^k = \sum_{i=1}^{k-1} \left(\left(\prod_{j=1}^{k-i} \mathbf{B}_{k+1-j}^R \right) \boldsymbol{\omega}_i^{i/i-1} \right) + \boldsymbol{\omega}_k^{k/k-1} \quad (2.11)$$

Áp dụng công thức (2.10) có thể đưa phương trình (2.11) về dạng:

$$\boldsymbol{\omega}_k^k = \mathbf{D}_k^\omega \dot{\boldsymbol{\Phi}}, \quad (2.12)$$

trong đó:

$$\mathbf{D}_k^\omega = (\prod_{i=1}^{k-1} \mathbf{B}_{k+1-i}^R \mathbf{B}_1^\omega, \prod_{i=1}^{k-2} \mathbf{B}_{k+1-i}^R \mathbf{B}_2^\omega, \dots, \mathbf{B}_k^R \mathbf{B}_{k-1}^\omega, \mathbf{B}_k^\omega, \mathbf{0}, \dots, \mathbf{0})_{3 \times (2N+1)}.$$

Ở đây, chỉ số dưới $3 \times (2N + 1)$ để chỉ kích thước của ma trận $\mathbf{D}_k^\omega$.

Vận tốc của tâm khối lượng vật thứ k trong hệ tọa độ cục bộ thứ k là:

$$\mathbf{V}_k^{ck} = \mathbf{D}_k^R \boldsymbol{\Omega}, \quad (2.13)$$

trong đó:

$$\mathbf{D}_k^R = (\prod_{i=1}^{k-1} \mathbf{B}_{k+1-i}^R [\tilde{\mathbf{r}}_e]^T, \prod_{i=2}^{k-2} \mathbf{B}_{k+1-i}^R [\tilde{\mathbf{r}}_e]^T, \dots, \mathbf{B}_k^R [\tilde{\mathbf{r}}_e]^T, [\tilde{\mathbf{r}}_c^k]^T, \mathbf{0}, \dots, \mathbf{0})_{3 \times 3N};$$

$$\boldsymbol{\Omega} = (\boldsymbol{\omega}_1^1, \boldsymbol{\omega}_2^2, \dots, \boldsymbol{\omega}_N^N)^T.$$

Ở đây, $[\tilde{\mathbf{r}}_e]$ và $[\tilde{\mathbf{r}}_c]$ là các toán tử sóng tương ứng với các véc tơ điểm cuối và véc tơ tâm khối lượng của mỗi vật trong hệ tọa độ cục bộ gắn với vật đó. Chúng có dạng như sau:

$$[\tilde{\mathbf{r}}_e] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \Delta l \\ 0 & 0 & 0 \\ -\Delta l & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad [\tilde{\mathbf{r}}_c^k] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \Delta l / 2 \\ 0 & 0 & -x_c^k \\ -\Delta l / 2 & x_c^k & 0 \end{bmatrix}.$$

Từ công thức (2.12) suy ra:

$$\boldsymbol{\Omega} = \mathbf{E}^\omega \dot{\boldsymbol{\Phi}}, \quad (2.14)$$

trong đó, $\mathbf{E}^\omega = (\mathbf{D}_1^\omega, \dots, \mathbf{D}_N^\omega)^T$.

Thay công thức (2.14) vào (2.13), và suy ra:

$$\mathbf{V}_k^{ck} = \mathbf{D}_k^R \mathbf{E}^\omega \dot{\boldsymbol{\Phi}} \quad (2.15)$$

Động năng của vật thứ k được tính theo công thức:

$$T_k = \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_k^{kT} \mathbf{I}_k^k \boldsymbol{\omega}_k^k + \frac{1}{2} m_k \mathbf{V}_k^{ckT} \mathbf{V}_k^{ck}, \quad (2.16)$$

trong đó, m_k và $\mathbf{I}_k^k$ tương ứng là khối lượng và tensor mô men quán tính của mỗi vật trong hệ tọa độ cục bộ gắn với vật đó.

Ký hiệu η_j là tọa độ suy rộng chưa biết thứ j . Khi đó, đạo hàm của động năng vật thứ k theo η_j là:

$$\frac{\partial T_k}{\partial \eta_j} = G_j^k, \quad (2.17)$$

trong đó, $G_j^k = \dot{\boldsymbol{\Phi}}^T \mathbf{D}_k^{\omega T} \mathbf{I}_k^k \frac{\partial \mathbf{D}_k^{\omega}}{\partial \eta_j} \dot{\boldsymbol{\Phi}} + m_k \dot{\boldsymbol{\Phi}}^T (\mathbf{D}_k^R \mathbf{E}^{\omega})^T \left(\frac{\partial \mathbf{D}_k^R}{\partial \eta_j} \mathbf{E}^{\omega} + \mathbf{D}_k^R \frac{\partial \mathbf{E}^{\omega}}{\partial \eta_j} \right) \dot{\boldsymbol{\Phi}}$.

Đạo hàm của động năng theo η_j có dạng:

$$\frac{\partial T_k}{\partial \dot{\eta}_j} = \frac{\partial \boldsymbol{\omega}_k^{kT}}{\partial \dot{\eta}_j} \mathbf{I}_k^k \boldsymbol{\omega}_k^k + m_k \frac{\partial \mathbf{V}_k^{ckT}}{\partial \dot{\eta}_j} \mathbf{V}_k^{ck} \quad (2.18)$$

Đạo hàm hai vế của phương trình (2.18) theo thời gian cho ta:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T_k}{\partial \dot{\eta}_j} \right) = \mathbf{C}_j^k \ddot{\boldsymbol{\Phi}} + F_j^k, \quad (2.19)$$

trong đó:

$$\mathbf{C}_j^k = \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\Phi}}^T}{\partial \dot{\eta}_j} \left(\mathbf{D}_k^{\omega T} \mathbf{I}_k^k \mathbf{D}_k^{\omega} + (\mathbf{D}_k^R \mathbf{E}^{\omega})^T m_k \mathbf{D}_k^R \mathbf{E}^{\omega} \right), \text{ và}$$

$$F_j^k = \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\Phi}}^T}{\partial \dot{\eta}_j} \dot{\mathbf{D}}_k^{\omega T} \mathbf{I}_k^k \mathbf{D}_k^{\omega} \dot{\boldsymbol{\Phi}} + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\Phi}}^T}{\partial \dot{\eta}_j} \mathbf{D}_k^{\omega T} \mathbf{I}_k^k \dot{\mathbf{D}}_k^{\omega} \dot{\boldsymbol{\Phi}} + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\Phi}}^T}{\partial \dot{\eta}_j} (\mathbf{D}_k^R \mathbf{E}^{\omega})^T m_k (\dot{\mathbf{D}}_k^R \mathbf{E}^{\omega} + \mathbf{D}_k^R \dot{\mathbf{E}}^{\omega}) \dot{\boldsymbol{\Phi}}.$$

Lấy tổng các phương trình (2.17), (2.19) theo tất cả các vật k ($k > 1$), thu được thành phần phương trình Lagrange theo tọa độ suy rộng η_j :

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\eta}_j} \right) - \frac{\partial T}{\partial \eta_j} = \sum_{m=h_j}^N (\mathbf{C}_j^m \ddot{\boldsymbol{\Phi}}) + \sum_{m=h_j}^N (F_j^m - G_j^m) = Q_j, \quad (2.20)$$

trong đó:

$$- T = \sum_{k=2}^N T_k,$$

- $h(\eta_j)$ là chỉ số của vật tương đương với tọa độ suy rộng η_j ,
- Q_j là lực suy rộng tương ứng với η_j .

Hệ phương trình vi phân chuyển động của hệ động lực học gồm các phương trình Lagrange (2.20) đối với tất cả các tọa độ suy rộng chưa biết:

$$\mathbf{M}(\Phi, \dot{\Phi}, t)\ddot{\Phi} + \mathbf{H}(\Phi, \dot{\Phi}, t) = \mathbf{Q}(\Phi, \dot{\Phi}, t), \quad (2.21)$$

trong đó:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \mathbf{M}_1 \\ \mathbf{M}_2 \\ \dots \\ \mathbf{M}_{2N+1} \end{bmatrix}, \mathbf{H} = \begin{bmatrix} H_1 \\ H_2 \\ \dots \\ H_{2N-2} \end{bmatrix}, \mathbf{Q} = \begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ \dots \\ Q_{2N-2} \end{bmatrix}, \text{ với các phần tử của các ma trận}$$

$$\text{là: } \mathbf{M}_j = \sum_{m=h(\eta_j)}^N \mathbf{C}_j^m, H_j = \sum_{m=h(\eta_j)}^N (F_j^m - G_j^m).$$

Từ hệ phương trình (2.21) có thể biến đổi về hệ phương trình đối với tọa độ suy rộng chưa biết $\tilde{\Phi}$, ta thu được phương trình chuyển động cuối cùng:

$$\tilde{\mathbf{M}}(\tilde{\Phi}, \dot{\tilde{\Phi}}, t)\ddot{\tilde{\Phi}} + \tilde{\mathbf{H}}(\tilde{\Phi}, \dot{\tilde{\Phi}}, t) = \mathbf{Q}(\tilde{\Phi}, \dot{\tilde{\Phi}}, t). \quad (2.22)$$

Giải hệ phương trình (2.22) sẽ thu được tọa độ suy rộng $\tilde{\Phi}$, từ đó xác định được trạng thái biến dạng của cánh.

Trong công thức (2.20) lực suy rộng là tổng của hai thành phần: $Q_j = Q_j^e + Q_j^a$, trong đó, Q_j^e là lực suy rộng thu được từ lực đàn hồi của lò xo, Q_j^a là lực suy rộng do tải khí động gây ra.

Lực suy rộng do đàn hồi của lò xo được tính theo công thức:

$$Q_j^e = -\xi_j \dot{\eta}_j - k_j \eta_j, \quad (2.23)$$

trong đó: ξ_j, k_j lần lượt là hệ số giảm chấn và độ cứng của lò xo tương ứng với tọa độ suy rộng η_j .

Hệ số ξ_j được tính theo mô hình giảm chấn Rayleigh. Các hệ số giảm chấn tương ứng với tần số dao động riêng thứ nhất và thứ hai được cho bằng 5%, tương ứng với dữ liệu thực nghiệm thu được từ các nghiên cứu [65] và [29].

Tải khí động tác dụng lên cánh được quy về hệ các lực và mô men khí động tác dụng lên gốc tọa độ cục bộ của mỗi vật. Khi đó, lực suy rộng do tải khí động gây ra sẽ bằng tổng thành phần do lực và mô men khí động tương ứng $Q_j^a = Q_j^{a_F} + Q_j^{a_M}$. Các lực suy rộng khí động thành phần được tính theo các công thức sau:

$$Q_j^{a_F} = \mathbf{F}_{h(\eta_j)}^a \frac{\partial \mathbf{r}_{h(\eta_j)}^0}{\partial \eta_j} \quad (2.24)$$

$$Q_j^{a_M} = \left(\mathbf{D}_{h(\eta_j)}^\omega \right)^T \mathbf{M}_{h(\eta_j)}^a, \quad (2.25)$$

trong đó: $\mathbf{F}_{h(\eta_j)}^a$ và $\mathbf{M}_{h(\eta_j)}^a$ là lực và mô men khí động trong hệ tọa độ gắn với vật thứ $h(\eta_j)$, $\mathbf{r}_{h(\eta_j)}^0$ là véc tơ vị trí gốc tọa độ của hệ tọa độ gắn với vật thứ $h(\eta_j)$ trong hệ tọa độ toàn cục.

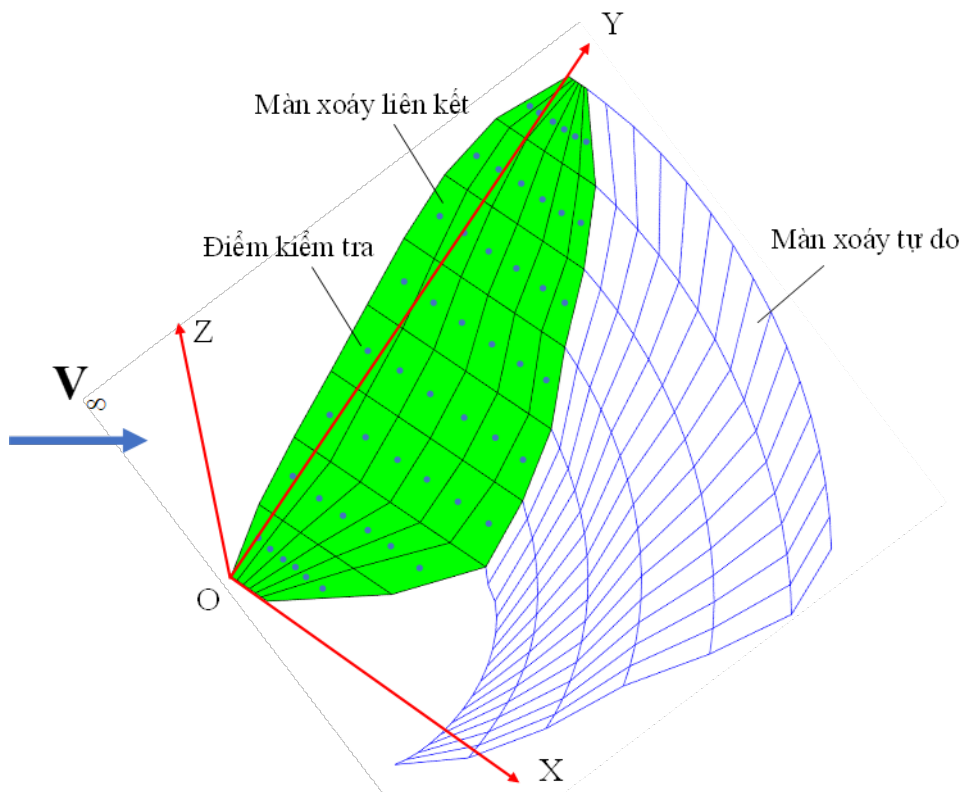
2.3. Mô hình khí động lực học UVLM

Để nghiên cứu hiện tượng FSI của cánh vẫy, ngoài giải quyết bài toán mô hình hóa kết cấu cánh mềm còn cần mô phỏng các lực và mô men khí động tác dụng lên cánh khi biến dạng, cụ thể là các lực $\mathbf{F}^a$ và mô men $\mathbf{M}^a$ trong các công thức (2.24) và (2.25). Trong phần này của luận án sẽ trình bày phương pháp tính toán tải khí động tác dụng lên cánh vẫy bằng phương pháp xoáy không dừng UVLM mở rộng.

2.3.1 Mô hình toán học

Phương pháp xoáy không dừng UVLM được áp dụng cho các bề mặt nâng mỏng, thực hiện các chuyển động theo thời gian. Mô hình UVLM sử dụng trong luận án chủ yếu được dựa trên tài liệu [55] của Katz và Plotkin, cũng như công

bổ [43] của Nguyen và cộng sự. Theo đó, cánh côn trùng được coi là rất mỏng và chia thành các khung xoáy hình tứ giác, tạo thành màn xoáy liên kết. Cụ thể chia cánh theo hướng sải cánh thành m dải xoáy và theo hướng dây cung cánh thành n khung xoáy. Như vậy mỗi cánh sẽ được thay thế bởi màn xoáy liên kết có $N = m \times n$ khung xoáy tứ giác. Khi dòng khí chảy bao qua cánh, phía sau cánh hình thành vết xoáy có dạng màn mỏng, chuyển động tự do cùng các phần tử của dòng khí, gọi là màn xoáy tự do. Trên mỗi khung xoáy của cánh có một điểm kiểm tra nằm tại tâm khung xoáy (Hình 2.11), như vậy trên toàn bộ cánh có N điểm kiểm tra.



Hình 2.11 Mô hình cánh và phân bố các khung xoáy

Tại mỗi điểm kiểm tra phải thỏa mãn điều kiện không chảy thấm, nghĩa là thành phần pháp tuyến của đại lượng vận tốc tương đối tại các điểm trên bề mặt nâng bằng không:

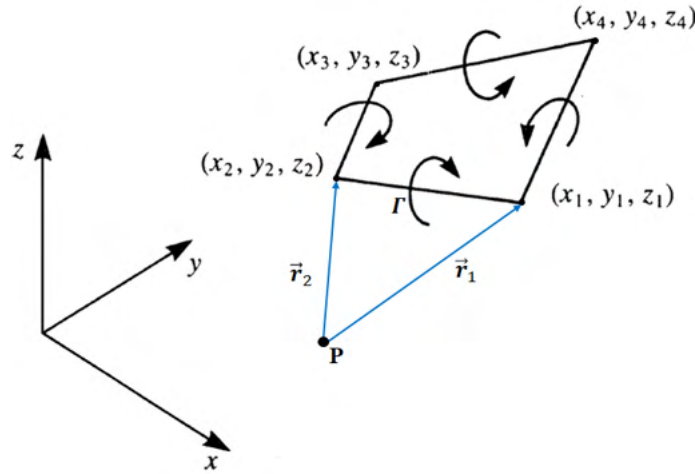
$$[\mathbf{V}_\infty + \mathbf{V}_{ib}(\mathbf{r}, t) + \mathbf{V}_{iw}(\mathbf{r}, t) - \mathbf{V}_w(\mathbf{r}, t)] \cdot \mathbf{n} = 0, \quad (2.26)$$

trong đó: $\mathbf{V}_\infty$ là vận tốc dòng tới; $\mathbf{V}_{ib}(\mathbf{r}, t)$ và $\mathbf{V}_{iw}(\mathbf{r}, t)$ lần lượt là các vận tốc cảm ứng gây ra bởi các đoạn xoáy trên cánh và trên vết xoáy tự do; $\mathbf{V}_w(\mathbf{r}, t)$ là vận tốc của cánh và $\mathbf{n}$ là véc tơ pháp tuyến cục bộ tại điểm kiểm tra trên bề mặt cánh.

Vận tốc cảm ứng gây ra bởi một đoạn xoáy có lưu số vận tốc $\Gamma(t)$ tại một điểm P trong không gian được tính theo công thức Biot-Savart:

$$\mathbf{V}(\mathbf{r}, t) = \frac{\Gamma}{4\pi} \left[\frac{(|\mathbf{r}_1| + |\mathbf{r}_2|)(|\mathbf{r}_1||\mathbf{r}_2| - \mathbf{r}_1 \cdot \mathbf{r}_2)}{|\mathbf{r}_1||\mathbf{r}_2||\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2|^2} \right] \mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2, \quad (2.27)$$

trong đó, $\mathbf{r}_1$ và $\mathbf{r}_2$ là các véc tơ nối từ hai đầu của đoạn xoáy đến điểm cần tính vận tốc cảm ứng (Hình 2.12).



Hình 2.12 Khung xoáy trong không gian

Điều kiện không chảy thấm được cho trong công thức (2.26) phải thỏa mãn tại tất cả các điểm kiểm tra trên bề mặt cánh. Công thức (2.26) có thể viết lại cho điểm kiểm tra thứ k dưới dạng:

$$\sum_{i=1}^N a_i^k \Gamma_i = -[\mathbf{V}_\infty + \mathbf{V}_{iw}^k(\mathbf{r}, t) - \mathbf{V}_w^k(\mathbf{r}, t)] \cdot \mathbf{n}^k, \quad (2.28)$$

trong đó: chỉ số trên k để ký hiệu đại lượng xác định tại điểm kiểm tra thứ k , Γ_i là lưu số vận tốc của đoạn xoáy trên khung xoáy thứ i , a_i^k là thành phần pháp tuyến

của vận tốc cảm ứng tại điểm kiểm tra thứ k , gây bởi khung xoáy thứ i nằm trên cánh, được xác định theo công thức (2.27) nếu giả thiết lưu số vận tốc $\Gamma = 1$.

Như vậy, với N điểm kiểm tra chúng ta thu được tương ứng hệ N phương trình cho N ẩn Γ_i viết dưới dạng ma trận như sau:

$$\begin{bmatrix} a_1^1 & a_2^1 & \cdots & a_N^1 \\ a_1^2 & a_2^2 & \cdots & a_N^2 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_1^N & a_2^N & \cdots & a_N^N \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ \vdots \\ RHS_N \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

trong đó, RHS_k là ký hiệu vế phải của phương trình (2.28) cho điểm kiểm tra thứ k .

Quá trình thiết lập và giải hệ phương trình (2.29) trong bài toán không dừng được thiết lập sau mỗi bước thời gian. Sang bước thời gian tiếp theo quá trình đó lặp lại cho đến khi bài toán đạt được điều kiện kết thúc tính toán đặt trước.

Điều kiện Kutta quy định tải khí động tại mép sau cánh bằng không. Do đó, các xoáy dọc theo mép sau được trượt tự do vào dòng chảy xung quanh để tạo thành xoáy tự do. Theo định luật Helmholtz, lưu số vận tốc của mỗi đoạn xoáy trong vết xoáy không thay đổi theo thời gian, và các xoáy tự do di chuyển theo vận tốc cục bộ của trường dòng. Hơn nữa, trong mô hình UVLM, việc sử dụng hệ các khung xoáy kín sẽ đảm bảo rằng lưu tốc tổng của cả hệ được bảo toàn.

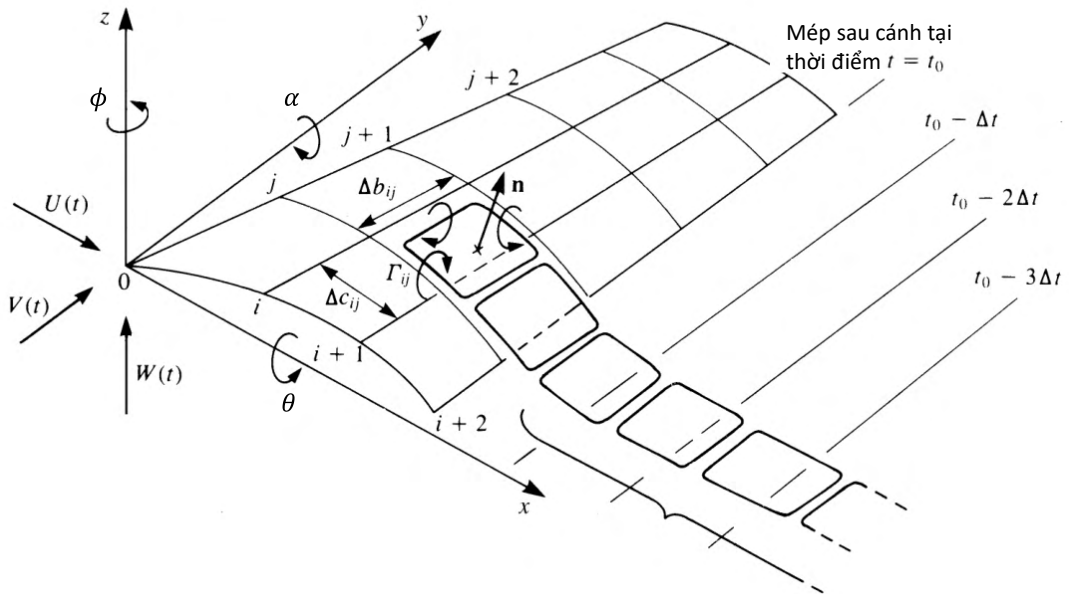
Tại mỗi bước thời gian, từ mép sau của cánh hình thành dải xoáy tự do trượt ra phía sau theo vận tốc của dòng Q (Hình 2.13). Cụ thể, ở bước tính đầu tiên, với mỗi khung xoáy liên kết nằm ngay tại mép sau cánh sẽ hình thành hai điểm đỉnh mới của khung xoáy tự do, hai điểm đỉnh mới này cách mép sau cánh một khoảng bằng $Q \cdot \Delta t$, và kết hợp với hai điểm đỉnh của khung xoáy liên kết nằm tại mép sau cánh tạo thành khung xoáy tự do đầu tiên trượt khỏi bề mặt cánh. Sang bước tính thứ hai, khung xoáy tự do vừa hình thành ở bước tính thứ nhất sẽ trượt về phía sau với vận tốc chuyển động của dòng, đồng thời từ mép sau cánh cũng hình thành khung xoáy tự do khác và bắt đầu thoát ra thế vào vị trí của

khung xoáy tự do thứ nhất vừa trượt đi. Quá trình này cứ diễn ra liên tục theo thời gian tính toán.

Để đảm bảo điều kiện Kutta, cường độ của khung xoáy tự do vừa thoát ra ở bước tính t bằng cường độ của khung xoáy liên kết nằm tại mép sau cánh ở bước tính trước đó $t-\Delta t$: $\Gamma_W^t = \Gamma_{TE}^{t-\Delta t}$.

Đối với sự hình thành của các màn xoáy tự do, như đã nói ở trên, các khung xoáy tự do sẽ chuyển động cùng với các phần tử của dòng với vận tốc bằng vận tốc cục bộ tính tại mỗi điểm đỉnh góc của khung xoáy tự do trong hệ tọa độ toàn cục $OXYZ$. Và như vậy sau mỗi bước thời gian, phần tử xoáy sẽ chuyển động một quãng đường bằng:

$$(\Delta x, \Delta y, \Delta z)_l = (u, v, w)_l \cdot \Delta t \quad (2.30)$$



Hình 2.13 Quá trình hình thành vết xoáy tại mép sau cánh

Trong mỗi bước thời gian, các xoáy tự do được hình thành ở bước thời gian trước mất đi, màn xoáy tự do mới ở bước tính thời gian hiện tại được hình thành. Quá trình diễn ra liên tục và lặp lại làm cho vị trí tương đối giữa các màn xoáy tự do và các điểm tính toán đang xét cũng liên tục thay đổi. Do vậy các

yêu cầu tính toán các hệ số và các giá trị bên vế phải của hệ phương trình sau mỗi bước thời gian lặp lại liên tục.

Sau khi giải hệ phương trình (2.29), xác định được các giá trị cường độ của mỗi khung xoáy liên kết thành phần. Từ công thức Bernoulli không dừng [55], có thể xác định được chênh áp giữa mặt dưới và mặt trên của tấm thứ i như sau:

$$\Delta p_i(t) = \rho \left[(\mathbf{V}_i(t) \times \boldsymbol{\gamma}_i(t)) \cdot \mathbf{n}_i + \frac{\partial \Gamma_i(t)}{\partial t} \right], \quad (2.31)$$

trong đó, $\mathbf{V}_i(t)$ là vận tốc của dòng khí đối với cánh tại vị trí điểm kiểm tra của tấm thứ i , $\boldsymbol{\gamma}_i(t)$ là véc tơ xoáy bề mặt của tấm thứ i .

Phân bố áp suất trên bề mặt cánh sau đó được quy về lực và mô men khí động tương đương trong bộ giải động lực học.

2.3.2 Mô hình khuếch tán xoáy

Các khung xoáy trong vết xoáy tự do được quy thành các sợi xoáy tương đương. Từ công thức (2.27) có thể thấy nếu điểm cần tính vận tốc cảm ứng nằm trên sợi xoáy thì sẽ xuất hiện điểm kỳ dị do mẫu số bằng không. Như vậy, để tránh điểm kỳ dị xuất hiện khi các sợi xoáy quá gần nhau hoặc khi cánh đập vào vết xoáy của chính mình, mỗi sợi xoáy được cho một “bán kính lõi xoáy hữu hạn”, theo đó vùng không gian nằm ngoài bán kính này có thể xác định giá trị đúng của vận tốc cảm ứng, còn với các điểm nằm trong lõi xoáy sẽ có giá trị giảm dần về không. Phương pháp này đã được sử dụng khi mô phỏng khí động cho cánh quay trực thăng [110]. Trong luận án sử dụng mô hình khuếch tán xoáy được cải tiến từ mô hình xoáy Lamb-Oseen, có xét đến ảnh hưởng của tính nhớt môi trường [111]. Bán kính lõi xoáy r_c được cho bởi mô hình khuếch tán xoáy sau:

$$r_c(t) = \sqrt{4\alpha_L \nu \delta t}, \quad (2.32)$$

trong đó, $\alpha_L = 1,25643$ là hằng số Lamb, ν là độ nhớt động học, và t là thời gian tính từ khi xoáy khuếch tán vào vết xoáy. δ là tỉ số thay đổi độ nhớt theo thời gian, được xác định dựa trên lưu số vận tốc Γ của đoạn xoáy:

$$\delta = 1 + a_1 \frac{\Gamma}{\nu}, \quad (2.33)$$

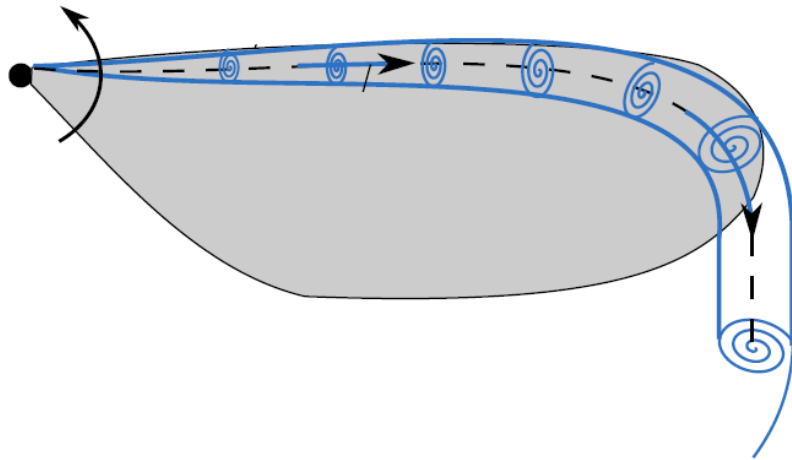
trong đó, a_1 là tham số Squire, được chọn bằng 0,1 theo khuyến cáo từ nghiên cứu của Nguyen và cộng sự [43].

Như vậy, công thức Biot-Savart (2.27) để tính vận tốc cảm ứng của một đoạn xoáy với bán kính lõi xoáy r_c được viết lại như sau [112]:

$$\mathbf{V}(\mathbf{r}, t) = \frac{\Gamma}{4\pi} \left[\frac{(|\mathbf{r}_1| + |\mathbf{r}_2|)(|\mathbf{r}_1||\mathbf{r}_2| - \mathbf{r}_1 \cdot \mathbf{r}_2)}{|\mathbf{r}_1||\mathbf{r}_2|(|\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2|^2 + |\mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_2|^2 r_c^2)} \right] \mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2 \quad (2.34)$$

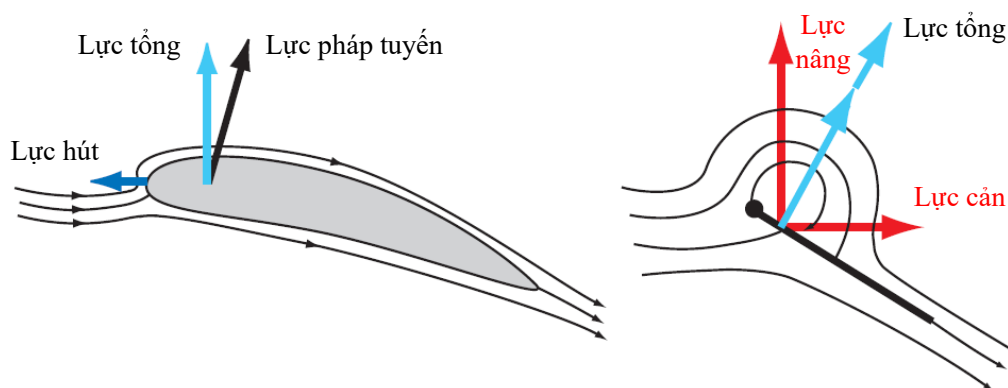
2.3.3 Mô hình xoáy mép trước

Như đã nói trong chương 1, xoáy mép trước là một trong những cơ chế tăng lực nâng quan trọng cho cánh vẫy. Theo các thực nghiệm thực hiện bởi Ellington và cộng sự [39], Dickinson và Gotz [102], Lua và cộng sự [36], Van den Berg và Ellington [40] hoặc theo các mô phỏng số của Liu và cộng sự [34] và Aono và cộng sự [101], xoáy mép trước trên cánh côn trùng có dạng xoắn ốc dọc theo sải cánh tương tự như xoáy mép trước cánh delta (Hình 2.14).



Hình 2.14 Hình dạng xoáy mép trước

Polhamus [38] đã chỉ ra sự tương đồng giữa lực hút xác định bằng lý thuyết dòng thế và lực liên quan đến xoáy mép trước của cánh delta. Dù khác nhau về tỉ lệ và số Reynolds, nhưng XMT trên cánh côn trùng và cánh delta đều có dạng hình côn, xoắn ốc và sự nhập lại dòng xảy ra ở mặt trên của cánh. XMT trên cả cánh côn trùng và cánh delta đều được ổn định bởi dòng chảy dọc theo sải cánh. Trong trường hợp của cánh delta, dòng dọc trục này là do thành phần vận tốc theo phương tiếp tuyến với mép trước, còn đối với cánh côn trùng, nó được sinh ra bởi gradient áp suất dọc theo sải cánh và gia tốc ly tâm trong lớp biên [39, 40]. Do đó, các nghiên cứu trước đây bởi Sane [45], Dickinson và Gotz [102] đã sử dụng lý thuyết tương tự lực hút (Suction force analogy) của Polhamus để tính toán lực sinh ra bởi xoáy mép trước cho cánh vẫy kiểu côn trùng.



a) Dòng chảy quanh cánh có mép trước tù b) Dòng chảy quanh profile mỏng

Hình 2.15 Mô hình XMT dựa trên lý thuyết tương tự lực hút

Theo Polhamus [38], XMT xảy ra khi tách dòng trên cánh delta, tạo ra lực xoáy tác dụng vào cánh có cơ chế giống như khi nhập dòng quanh mép trước có dạng tù (Hình 2.15a). Do đó, lực xoáy trong dòng chảy bị tách dòng có cùng cường độ với lực hút trong dòng nhập vào. Hướng của lực xoáy trong dòng tách bị quay 90° để vuông góc với mặt phẳng cánh. Shyy và cộng sự [42] đã chỉ ra rằng, kích thước của XMT là nhỏ và được đặt ngay trên mép trước của cánh côn

trùng. Trong luận án, lực được tính bằng mô hình hút mép trước sẽ được đặt dọc theo mép trước và vuông góc với bề mặt cánh. Góc tới hạn α_c được dùng để xác định điều kiện của dòng chảy. Nếu góc tấn lớn hơn góc tới hạn α_c , dòng chảy bị tách dòng, và lực hút bị xoay đi vuông góc với bề mặt cánh. Ngược lại, lực hút vẫn theo phương tiếp tuyến với cánh. Trong luận án, α_c được cho bằng 12° , bằng với giá trị được sử dụng bởi Roccia và cộng sự trong tài liệu [60].

Lực hút mép trước trên mỗi đơn vị độ dài của mép trước là [113]:

$$F_s = \frac{\pi}{8 \cos \Lambda_{LE}} q_\infty \Delta C_p^2 (x - x_{LE})|_{x \rightarrow x_{LE}}, \quad (2.35)$$

trong đó, q_∞ là động áp của dòng tới; Λ_{LE} là góc mũi tên cục bộ của mép trước; ΔC_p là hệ số chênh áp; x_{LE} và là vị trí của mép trước cục bộ theo trục x .

Theo lý thuyết profin mỏng cổ điển, ΔC_p có thể được biểu diễn dưới dạng:

$$\Delta C_p = \frac{\rho V_\infty \gamma \cos \Lambda_{LE}}{q_\infty}, \quad (2.36)$$

trong đó V_∞ là vận tốc dòng tới, và γ là xoáy bề mặt gần mép trước.

Gọi ξ là tọa độ không thứ nguyên trên trục x , được đo từ mép trước cục bộ và được chuẩn hóa với độ dài dây cung cục bộ. Hàm xoáy bề mặt ở panel mép trước tỉ lệ với ξ theo hàm số:

$$\gamma(\xi) = \frac{A}{\xi^{0,5}}, \quad (2.37)$$

trong đó, A là hằng số.

Kết quả là, lưu số vận tốc tổng Γ_{LE} ở các panel mép trước được tính theo công thức [55]:

$$\Gamma_{LE} = c \int_0^{\Delta \xi_{LE}} \gamma(\xi) \cos \Lambda_{LE} d\xi = 2cA \cos \Lambda_{LE} \Delta \xi_{LE}^{0,5} \quad (2.38)$$

Trong phương trình (2.38), Γ_{LE} được coi bằng lưu tốc của đoạn xoáy đặt tại mép trước, c là độ dài dây cung cục bộ, và $\Delta\xi_{LE}$ là độ dài chuẩn hóa của panel mép trước. Suy ra:

$$A = \frac{\Gamma_{LE}}{2c\Delta\xi_{LE}^{0,5}\cos\Lambda_{LE}} \quad (2.39)$$

Thay phương trình (2.39) vào phương trình (2.37), hàm xoáy bề mặt $\gamma(\xi)$ là:

$$\gamma(\xi) = \frac{\Gamma_{LE}}{2c\Delta\xi_{LE}^{0,5}\cos\Lambda_{LE}\xi^{0,5}} \quad (2.40)$$

Ký hiệu Δx_{LE} là độ dài panel mép trước theo hướng dây cung. Khi đó, từ các phương trình (2.36) và (2.40), hệ số chênh áp ở panel mép trước có dạng:

$$\Delta C_p(x) = \frac{\rho V_\infty \Gamma_{LE}}{2q_\infty \Delta x_{LE}^{0,5}(x - x_{LE})^{0,5}} \quad (2.41)$$

Thay phương trình (2.41) vào phương trình (2.35), thu được lực hút mép trước:

$$F_s = \frac{\pi}{16} \frac{\rho \Gamma_{LE}^2}{\Delta x_{LE} \cos \Lambda_{LE}} \quad (2.42)$$

Trong thực tế, lực hút có thể nhỏ hơn giá trị lý thuyết do hiệu ứng nhót và ảnh hưởng của hình dạng mép trước [114]. Do đó, đưa vào hệ số ảnh hưởng xoáy mép trước η_s , nhận giá trị dương và không lớn hơn 1. Biểu thức cuối cùng của lực xoáy mép trước là:

$$F_s = \frac{\pi}{16} \frac{\eta_s \rho \Gamma_{LE}^2}{\Delta x_{LE} \cos \Lambda_{LE}} \quad (2.43)$$

Tại mỗi bước thời gian, góc tấn cục bộ được so sánh với góc tới hạn để xác định hướng của lực hút mép trước. Độ lớn của lực luôn được xác định bởi phương trình (2.43).

Hơn nữa, cần phải nhấn mạnh rằng mô hình sử dụng lực hút mép trước để tính lực từ xoáy mép trước được dựa trên mô hình profin mỏng hai chiều. Do đó, nó có thể hoạt động tốt trong giai đoạn chuyển động tịnh tiến; tuy nhiên, trong giai đoạn chuyển động xoay, tính không dừng của dòng chảy trở nên lớn

hơn, và độ chính xác của mô hình giảm xuống. Hơn nữa, xoáy mép trước bị tách khỏi bề mặt cánh [41] ở gần mút cánh, nên mô hình lực hút mép trước nhiều khả năng sẽ cho ra lực khí động lớn hơn thực tế. Nhưng trong giai đoạn xoay cánh, vai trò của xoáy mép trước là không quan trọng do lực xoay mới là thành phần chính [35], và lực này có thể được tính một cách chính xác bằng UVLM. Hơn nữa, diện tích của vùng mút cánh khá nhỏ so với diện tích của cả cánh, nên sự không chính xác trong tính toán lực hút mép trước trong khu vực này cũng không ảnh hưởng quá lớn đến lực khí động tổng.

2.4. Phương pháp giải hệ phương trình vi phân chuyển động

Để giải hệ phương trình vi phân (2.22), sử dụng sơ đồ tích phân Hilber–Hughes–Taylor (HHT) kết hợp với phương pháp quasi-Newton dựa trên lý thuyết tìm đường. Các phương trình chuyển động ở bước thời gian thứ $n + 1$ có thể được đưa về dạng [115]:

$$\left(\tilde{\mathbf{M}}\ddot{\tilde{\Phi}}\right)_{n+1} + (1 - \alpha_f)(\tilde{\mathbf{H}} - \mathbf{Q})_{n+1} + \alpha_f(\tilde{\mathbf{H}} - \mathbf{Q})_n = 0, \quad (2.44)$$

trong đó, $\alpha_f \in \left(0, \frac{1}{3}\right)$ là hệ số giảm chấn của phương pháp số. Luận án lựa chọn $\alpha_f = 0,1$ để đảm bảo thời gian hội tụ tốt nhất.

Sử dụng các công thức Newmark sau:

$$\tilde{\Phi}_{n+1} = \tilde{\Phi}_n + h\dot{\tilde{\Phi}}_n + \frac{h^2}{2} \left[(1 - 2\beta)\ddot{\tilde{\Phi}}_n + 2\beta\ddot{\tilde{\Phi}}_{n+1} \right] \quad (2.45)$$

$$\dot{\tilde{\Phi}}_{n+1} = \dot{\tilde{\Phi}}_n + h \left[(1 - \gamma)\ddot{\tilde{\Phi}}_n + \gamma\ddot{\tilde{\Phi}}_{n+1} \right],$$

trong đó: h là bước thời gian, β và γ là các hệ số Newmark. Các hệ số Newmark được chọn như sau [116]:

$$\gamma = \frac{1 + 2\alpha_f}{2}, \beta = \frac{(1 + \alpha_f)^2}{4} \quad (2.46)$$

Từ (2.45), có thể đưa hệ phương trình (2.44) về dạng giải tích với ẩn $\ddot{\Phi}_{n+1}$ như sau: $A(\ddot{\Phi}_{n+1}) = 0$.

Để giải bài toán dạng $A(\mathbf{x}) = 0$, sử dụng phương pháp quasi-Newton dựa trên lý thuyết tìm đường [117] với các bước sau:

- Bước 1: Khởi tạo. Chọn nghiệm ban đầu $\mathbf{x}^0$ và ma trận không suy biến $\mathbf{H}^0$. Chọn một chuỗi số dương $\{\varepsilon_k\}$ thỏa mãn điều kiện $\sum_{k=0}^{\infty} \varepsilon_k < \varepsilon < \infty$ và các hằng số $\sigma, \eta, \xi \in (0, 1)$. Luận án sử dụng các giá trị được đề xuất bởi nghiên cứu [117]: $\varepsilon_k = \frac{1}{2k^2}$, $\sigma = 0,5$, $\xi = 0,2$, $\eta = 0,8$.

Sai số của phép toán được chọn bằng $\delta = 10^{-8}$.

- Bước 2: Kiểm tra tính hội tụ

Nếu $\|A(\mathbf{x}_k)\| < \delta$, thì dừng lại. Nếu không, xác định véc tơ hiệu chỉnh $\mathbf{d}_k$ theo công thức: $\mathbf{d}_k = -\mathbf{H}_k A(\mathbf{x}_k)$.

Cho $a_k = 1$.

- Bước 3: Dò tìm ngược (Backtracking)

Nếu $\|A(\mathbf{x}_k + a_k \mathbf{d}_k)\| - \|A(\mathbf{x}_k)\| \leq -\delta \|A(\mathbf{x}_k + a_k \mathbf{d}_k) - A(\mathbf{x}_k)\| + \varepsilon_k$, thì cho: $\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k + a_k \mathbf{d}_k$.

Nếu không, cho $a_k = \xi a_k$.

- Bước 4: Cập nhật Jacobian của hệ bằng công thức Davidon.

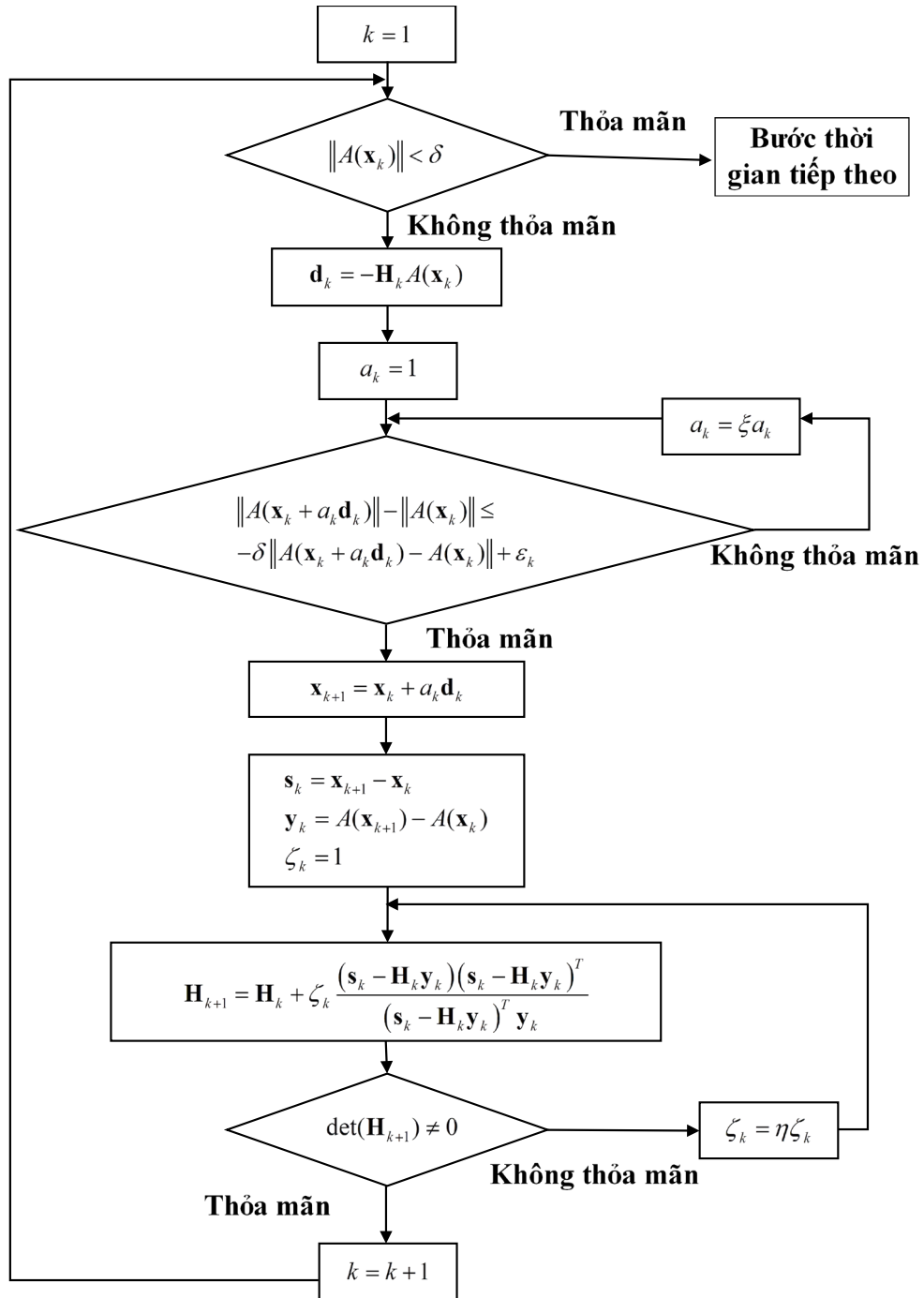
+ Bước 4.1: Cho $\mathbf{s}_k = \mathbf{x}_{k+1} - \mathbf{x}_k$, $\mathbf{y}_k = A(\mathbf{x}_{k+1}) - A(\mathbf{x}_k)$, $\zeta_k = 1$.

+ Bước 4.2: $\mathbf{H}_{k+1} = \mathbf{H}_k + \zeta_k \frac{(\mathbf{s}_k - \mathbf{H}_k \mathbf{y}_k)(\mathbf{s}_k - \mathbf{H}_k \mathbf{y}_k)^T}{(\mathbf{s}_k - \mathbf{H}_k \mathbf{y}_k)^T \mathbf{y}_k}$.

Nếu $\det(\mathbf{H}_{k+1}) \neq 0$ thì cho $k = k + 1$, đi đến bước 2.

Nếu không, cho $\zeta_k = \eta \zeta_k$ và đi đến bước 4.2.

Sơ đồ giải thuật của quá trình giải được biểu diễn trên Hình 2.16.

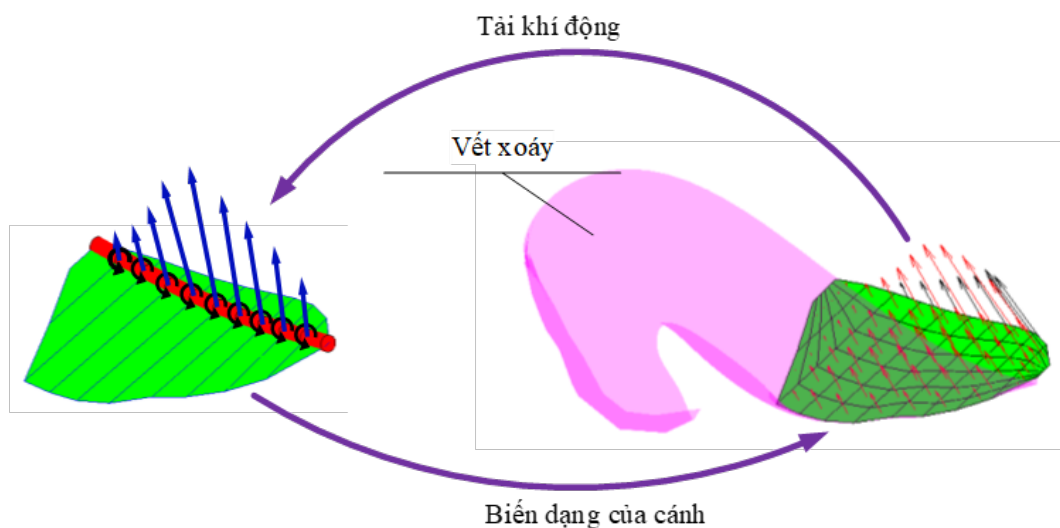


Hình 2.16 Sơ đồ giải thuật của phương pháp Quasi-Newton để giải hệ phương trình vi phân chuyển động

2.5. Mô hình tích hợp trong nghiên cứu tương tác kết cấu – chất lưu

Chương trình mô phỏng FSI cho cánh côn trùng mềm là sự kết hợp giữa mô hình tính toán động lực học nêu trong mục 2.2 và mô hình tính toán khí động UVLM nêu trong mục 2.3.

Mô phỏng FSI có thể có dạng một chiều hoặc hai chiều. Trong mô hình FSI một chiều, vùng chất lưu được giả sử rằng không bị ảnh hưởng bởi biến dạng kết cấu. Giả thiết này cho phép giải độc lập bài toán khí động và bài toán kết cấu sau đó kết hợp thông tin theo một chiều: chỉ có tải khí động được truyền đến mô hình kết cấu để tính toán biến dạng. Điều này giúp chương trình tính toán đơn giản và dễ hội tụ hơn, nhưng giảm độ chính xác do phải giả thiết biến dạng nhỏ. Mô hình FSI do luận án phát triển là dạng hai chiều, bài toán động lực học và bài toán khí động lực học được giải đồng thời. Có sự trao đổi thông tin hai chiều giữa hai mô hình, theo đó biến dạng của cánh ở mô hình động lực học được sử dụng để nội suy cập nhật vị trí của các nút trên lưới khí động tại mỗi bước lặp để từ đó xác định tải khí động; tải khí động phân bố trên cánh được quy về dạng các mô-men và lực tập trung tác dụng lên mô hình động lực học để xác định trạng thái biến dạng mới của cánh (Hình 2.17).



Hình 2.17 Mô hình FSI hai chiều

Để thuận tiện cho việc trao đổi thông tin này, số lát chia dọc theo sải cánh của mô hình khí động được lấy bằng số vật của mô hình động lực học. Số bước mô phỏng của mô hình động lực học và mô hình khí động cũng được lấy bằng nhau, với 100 bước cho mỗi chu kỳ vẩy.

Tại bước thời gian $t+dt$, thực hiện các bước tính toán sau:

- Bước 1. Sử dụng biến dạng và vận tốc của cánh ở bước thời gian t để tính vị trí mới của màn xoáy liên kết trên bề mặt cánh và màn xoáy tự do. Để giảm thời gian tính toán, vị trí của màn xoáy tự do chỉ được cập nhật ở vòng lặp đầu tiên của mỗi bước thời gian. Ở các vòng lặp sau trong cùng bước thời gian, sự thay đổi biến dạng của cánh được coi là nhỏ và không ảnh hưởng đến màn xoáy tự do, nên màn xoáy tự do được cho “đóng băng” và giữ nguyên như ở bước lặp đầu tiên.

- Bước 2. Sử dụng bộ giải khí động UVLM để tính toán chênh áp trên mỗi ô lưới theo công thức Bernoulli (2.31). Tích phân chênh áp cho các ô lưới trên cùng một dây cung cánh để quy về lực và mô men khí động tương đương tại điểm gốc của mỗi vật trong bộ giải động lực học.

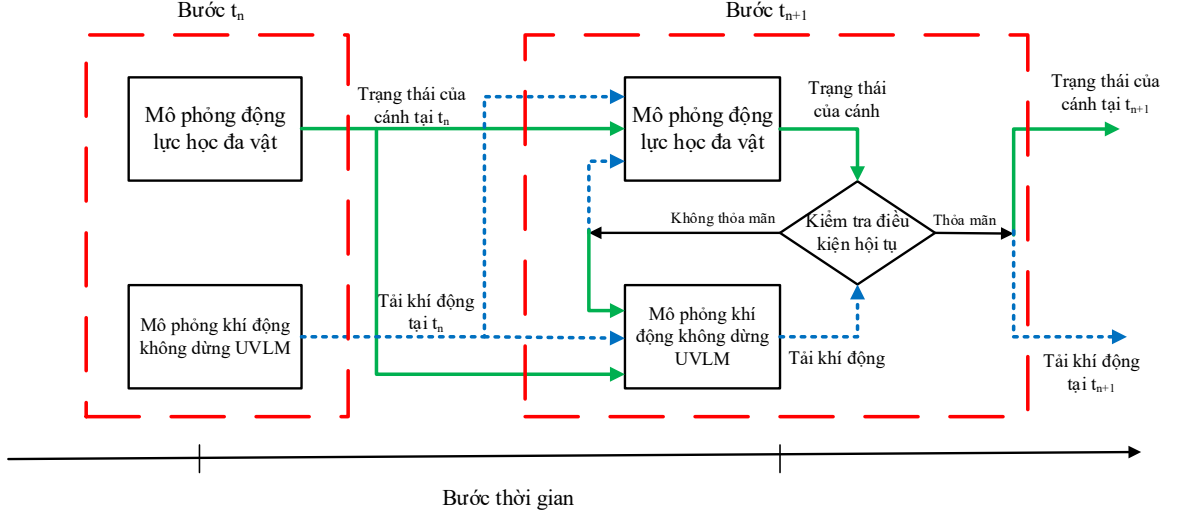
- Bước 3. Các tải khí động này được quy đổi về các lực suy rộng trong ma trận $\mathbf{Q}$ của hệ phương trình chuyển động theo các công thức (2.24) và (2.25). Giải hệ phương trình chuyển động (2.22) với các lực suy rộng mới ta thu được trạng thái biến dạng mới của cánh.

- Bước 4: Cánh với trạng thái biến dạng mới được sử dụng như dữ liệu đầu vào cho bộ giải khí động trong bước 1. Bắt đầu một vòng lặp mới, cứ thế quá trình được lặp lại cho đến khi điều kiện hội tụ được thỏa mãn.

- Bước 5: Xác định trạng thái cuối cùng của cánh, thông tin về xoáy liên kết trên bề mặt cánh và màn xoáy tự do tại thời điểm $t+dt$.

Sơ đồ của chương trình tính toán mô phỏng tích hợp tại mỗi bước thời gian được thể hiện trên Hình 2.18. Chương trình được viết bằng ngôn ngữ lập trình FORTRAN, có sử dụng thư viện OpenMP để tính toán song song nhằm giảm thời gian mô phỏng.

Sau khi xác định được tải khí động và biến dạng của cánh, tiến hành tính công suất cần thiết để côn trùng bay treo. Công suất bao gồm hai thành phần, gây ra bởi lực quán tính và bởi tải khí động.



Hình 2.18 Kết hợp chương trình tính toán động lực học hệ nhiều vật và khí động học của cánh mềm

Để tính công suất quán tính, đầu tiên chúng ta xác định mô men tại gốc cánh do lực quán tính $\mathbf{M}_0^i$. Mô men này bằng đạo hàm của mô men động lượng quanh gốc cánh $\mathbf{H}_0$ theo thời gian:

$$\mathbf{M}_0^i = \frac{d\mathbf{H}_0}{dt} \quad (2.47)$$

Mô men động lượng của cả cơ hệ được biểu diễn trong hệ tọa độ toàn cục dưới dạng sau:

$$\mathbf{H}_0(t) = \sum_{k=1}^N \left(\mathbf{r}_0^{C_k}(t) m_k \mathbf{V}_0^{C_k}(t) + \mathbf{B}_{k \rightarrow 0}^R(t) \mathbf{I}_k^k \boldsymbol{\omega}_k^k(t) \right), \quad (2.48)$$

trong đó: $\mathbf{r}_0^{C_k}$ và $\mathbf{v}_0^{C_k}$ tương ứng là véc tơ tọa độ và vận tốc của tâm khối lượng vật thứ k trong hệ tọa độ toàn cục; $\mathbf{B}_{k \rightarrow 0}^R = (\prod_{i=1}^k \mathbf{B}_{k+1-i}^R)^T$ là ma trận xoay từ hệ tọa độ gắn với vật thứ k đến hệ tọa độ toàn cục.

Mô men khí động tổng của cánh quanh gốc cánh $\mathbf{M}_0^a$ có thể tính được thông qua phân bố tải khí động trên bề mặt cánh.

Công suất được tính theo công thức:

$$P = P_\theta + P_\alpha + P_\phi, \quad (2.49)$$

trong đó, P_θ , P_α và P_ϕ là các thành phần công suất tương ứng với các chuyển động lên – xuống, chuyển động xoay và chuyển động quét. Các thành phần này được xác định như sau [118]:

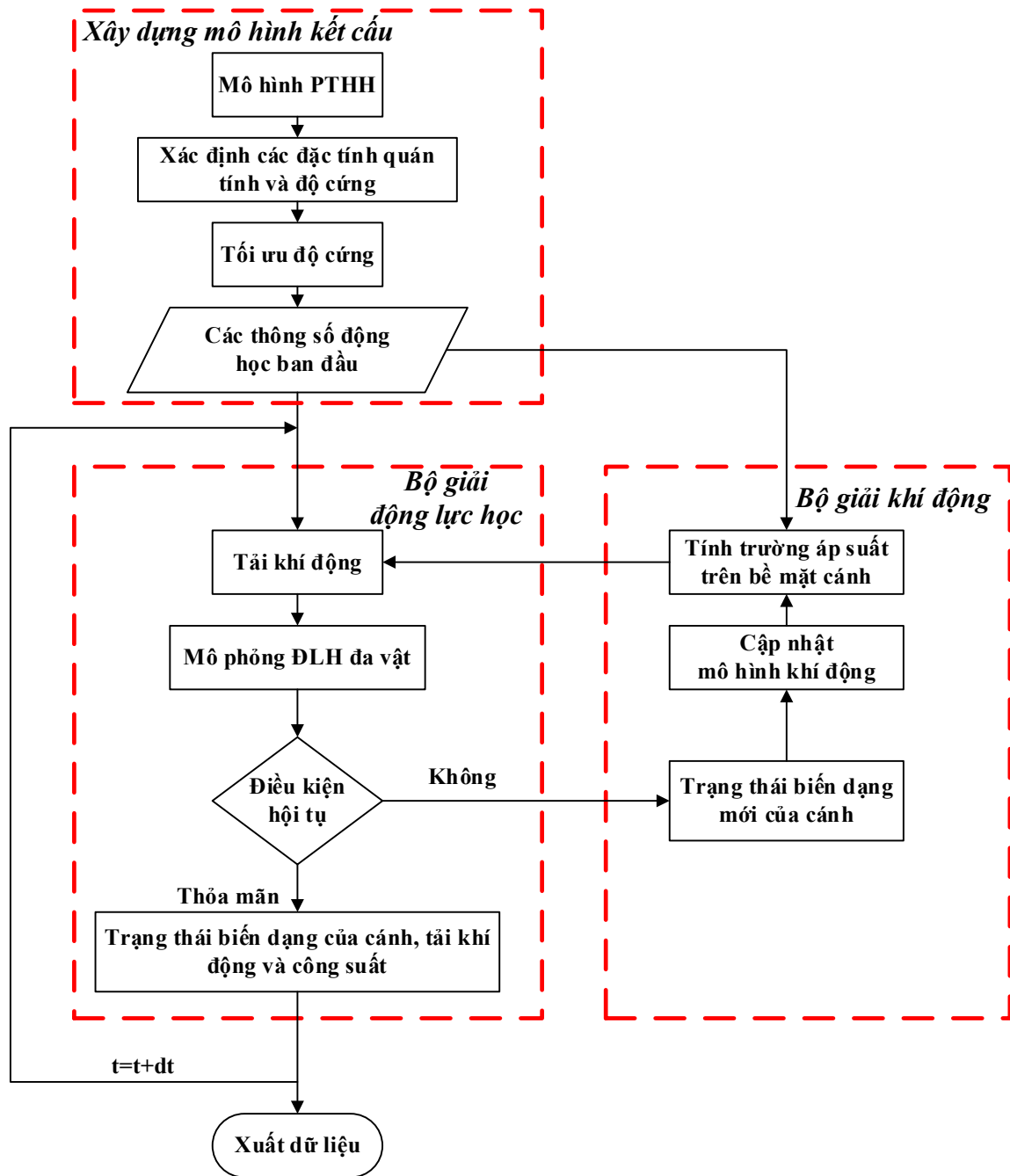
$$\begin{aligned} P_\theta &= \mathbf{B}_1^R (\mathbf{M}_0^i - \mathbf{M}_0^a) (\cos \alpha_1 \quad 0 \quad \sin \alpha_1)^T \dot{\theta}_1 \\ P_\alpha &= \mathbf{B}_1^R (\mathbf{M}_0^i - \mathbf{M}_0^a) (1 \quad 0 \quad 1)^T \dot{\alpha}_1 \end{aligned} \quad (2.50)$$

$$P_\phi = \mathbf{B}_1^R (\mathbf{M}_0^i - \mathbf{M}_0^a) (-\cos \theta_1 \sin \alpha_1 \quad \sin \theta_1 \quad \cos \theta_1 \cos \alpha_1)^T \dot{\phi}_1$$

Các nghiên cứu thực nghiệm [119] nêu giả thiết rằng, côn trùng có thể tối ưu năng lượng bằng hai cách: sử dụng các phần tử đàn hồi trong cơ lồng ngực để dự trữ năng lượng bị tiêu hao khi tăng tốc cánh hoặc sử dụng các nhóm cơ có hiệu suất cao. Nếu giả thiết rằng côn trùng sử dụng cơ chế đầu tiên, nghĩa là có dự trữ năng lượng đàn hồi, thì công suất bay treo của cánh được tính theo công thức (2.49) và (2.50). Nếu coi côn trùng sử dụng cơ chế thứ hai, nghĩa là các công âm bị tiêu tán hoàn toàn dưới dạng nhiệt, thì các thành phần công suất trong công thức (2.50) chỉ lấy các giá trị dương. Khi đó, công suất bay treo tổng của cánh được tính theo công thức:

$$P = P_\theta (P_\theta > 0) + P_\alpha (P_\alpha > 0) + P_\phi (P_\phi > 0), \quad (2.51)$$

Tất cả quá trình xây dựng mô hình cánh côn trùng mềm và mô phỏng FSI đã nêu trong chương này được tổng hợp lại trong sơ đồ giải thuật trên Hình 2.19.



Hình 2.19 Sơ đồ giải thuật chương trình tính toán FSI

Kết luận chương 2

Trong chương 2, luận án đã thực hiện giải quyết được các nội dung sau:

- Xây dựng mô hình dầm tương đương cho kết cấu cánh vẩy kiểu côn trùng. Các thông số của dầm được xác định từ mô hình PTHH. Dầm Euler-Bernoulli sau đó được xấp xỉ bằng một hệ các vật cứng có độ dài bằng nhau liên kết bằng các lò xo uốn và xoắn.
- Thiết lập hệ phương trình chuyển động của cơ hệ nhiều vật bằng phương pháp Lagrange loại hai. Luận án đã xây dựng được phương pháp giải hệ phương trình vi phân phi tuyến này dựa trên phương pháp Quasi – Newton kết hợp với lý thuyết tìm đường.
- Xây dựng mô hình tính toán tương tác kết cấu – chất lưu FSI cho cánh côn trùng bằng cách kết hợp bộ giải động lực học và bộ giải khí động UVLM. Do các đặc trưng của khí động cánh côn trùng, bộ giải UVLM được bổ sung thêm mô hình tương tự lực hút Polhamus và mô hình khuếch tán xoáy nhằm tăng tính hội tụ và độ chính xác. Hai bộ giải có sự trao đổi thông tin qua lại với nhau và kết hợp để tạo thành một chương trình tính toán FSI hai chiều hoàn chỉnh.
- Nội dung của chương này được tác giả công bố trong các bài báo 1, 2, 3, 5 (danh mục công trình của tác giả).

CHƯƠNG 3. KIỂM CHỨNG MÔ HÌNH TÍNH TOÁN

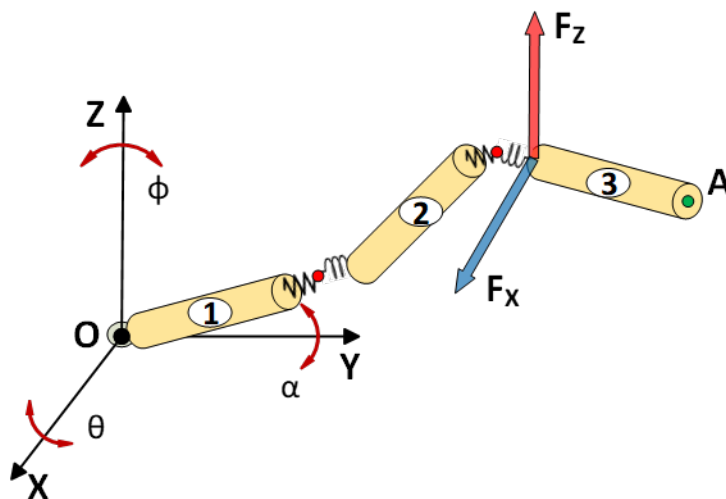
Chương 3 của luận án tiến hành kiểm chứng mô hình tính toán bằng cách so sánh kết quả thu được từ chương trình với các dữ liệu thực nghiệm và mô phỏng, gồm các nội dung chính sau:

- Kiểm tra tính chính xác của chương trình tính toán động lực học hệ nhiều vật bằng cách so sánh kết quả tính toán cho một mô hình đơn giản với kết quả từ phần mềm thương mại MSC/ADAMS.

- Kiểm chứng khả năng mô phỏng kết cấu cánh côn trùng dưới dạng dầm, được xấp xỉ bằng hệ vật – lò xo: phân tích độ hội tụ và kiểm chứng mô hình PTHH của cánh bướm *Manduca Sexta* trong phần mềm ANSYS/APDL; phân tích độ hội tụ và kiểm chứng mô hình hệ vật – lò xo của cánh khi vẫy trong chân không.

- Kiểm chứng chương trình tính toán tương tác kết cấu – chất lưu FSI bằng cách so sánh kết quả mô phỏng cho một mô hình cánh FWMAV với thực nghiệm.

3.1. Kiểm chứng chương trình tính toán động lực học



Hình 3.1 Mô hình hệ nhiều vật để kiểm chứng

Mô hình để kiểm chứng gồm ba vật cứng có cùng độ dài, nối với nhau bằng các lò xo uốn và xoắn. Các thông số động lực học của cơ hệ được xác

định dựa trên cánh loài bướm *Manduca Sexta*. Sử dụng hệ trục tọa độ (*OXYZ*) tương tự như hệ trục tọa độ gắn với mặt phẳng vẫy đã nêu trong chương 2.

Các thông số hình học và quán tính của các vật được thể hiện trong Bảng 3.1.

Bảng 3.1 Thông số hình học và khối lượng của các vật

Thông số	Vật 1	Vật 2	Vật 3
Chiều dài (cm)	1,61	1,61	1,61
Khối lượng (mg)	13,27	13,01	7,48
Tọa độ trọng tâm trước khi chuyển động (cm)	(-0,035 0,8 0)	(-0,19 2,4 0)	(-0,15 4,0 0)
Mô men quán tính ($kg \cdot m^2$)	$0,47 \cdot 10^{-10}$	$3,84 \cdot 10^{-10}$	$1,26 \cdot 10^{-10}$

Độ cứng của các lò xo nhận các giá trị như trong Bảng 3.2.

Bảng 3.2 Độ cứng của các lò xo

	Vị trí nối vật 1 và vật 2	Vị trí nối vật 2 và vật 3
Lò xo uốn ($N \cdot m$)	$1,14 \cdot 10^{-3}$	$0,25 \cdot 10^{-3}$
Lò xo xoắn ($N \cdot m$)	$0,38 \cdot 10^{-3}$	$0,16 \cdot 10^{-3}$

Chuyển động của khớp cầu ở gốc vật 1 được xác định bởi ba góc Euler ϕ, α, θ như đã định nghĩa trong chương 2. Các góc Euler biến thiên theo quy luật như sau :

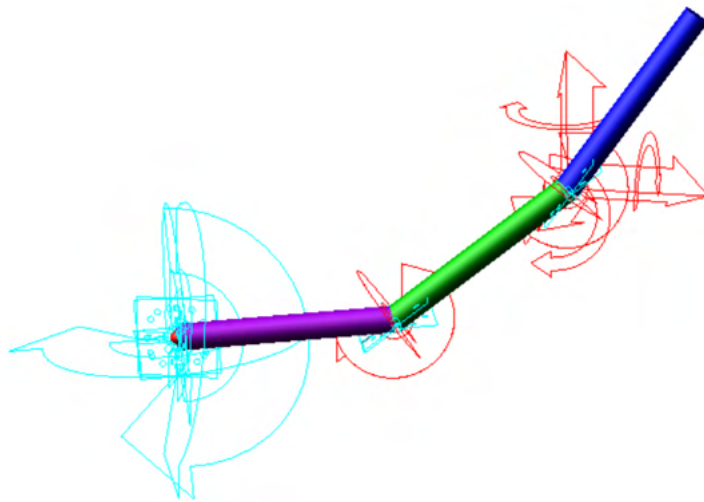
$$\begin{aligned}
 \phi(t) &= \frac{\pi}{3} \cos(2\pi ft) \\
 \alpha(t) &= -\frac{\pi}{3} \sin(2\pi ft) \\
 \theta(t) &= \frac{10}{180} \pi \cos(4\pi ft),
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

trong đó, tần số vẫy $f = 26$ Hz.

Tại vị trí nối giữa vật 2 và vật 3 tác dụng các lực theo phương *X* và *Z* với quy luật :

$$\begin{aligned}
 F_X(t) &= 0,02 \sin(2\pi ft) \text{ (N)} \\
 F_Z(t) &= 0,04 \cos(2\pi ft) \text{ (N)}
 \end{aligned} \tag{3.2}$$

Kết quả mô phỏng được so sánh với một mô hình tương tự xây dựng trong phần mềm thương mại MSC/ADAMS (Hình 3.2). MSC/ADAMS là phần mềm chuyên dụng để mô phỏng động lực học hệ nhiều vật, được sử dụng rộng rãi trong công nghiệp ô tô, hàng không vũ trụ. Người dùng nhập các thông số đầu vào như các đặc tính hình học và động học của cơ hệ, cũng như các ngoại lực tác dụng. Trên cơ sở đó, phần mềm sẽ giải hệ phương trình chuyển động của cơ hệ theo thời gian.



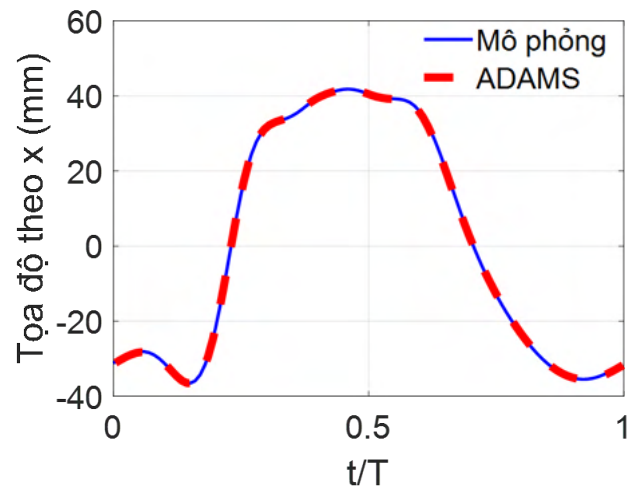
Hình 3.2 Mô hình hệ nhiều vật trong phần mềm MSC/ADAMS

Các tùy chỉnh mô phỏng chính trong MSC/ADAMS được nêu trong Bảng 3.3.

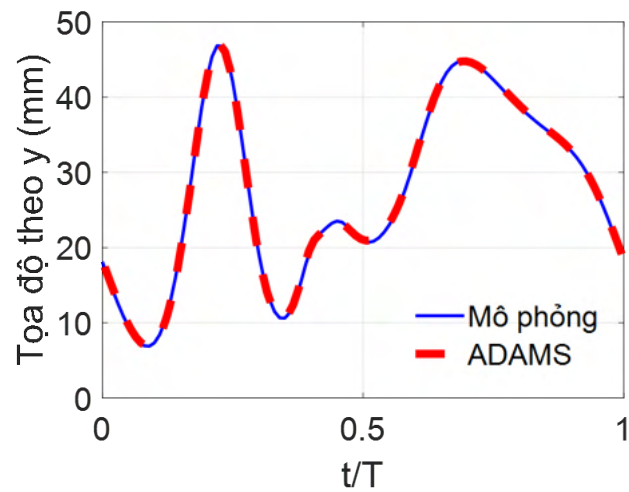
Bảng 3.3 Những tùy chỉnh mô phỏng chính trong MSC/ADAMS

STT	Thông số	Giá trị
1	Bước thời gian (s)	$dt = \frac{1}{100f} = 3,83 \cdot 10^{-4}$
2	Bộ giải	GSTIFF I3
3	Sai số tương đối	$1 \cdot 10^{-3}$

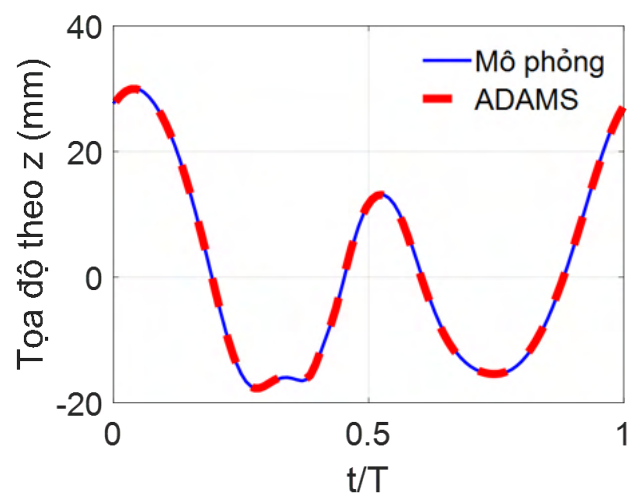
Xét điểm A nằm tại đầu mút của vật thứ ba (Hình 3.1). Hình 3.3 so sánh tọa độ điểm A theo các trục trong một chu kỳ vậy giữa mô phỏng và kết quả thu được từ MSC/ADAMS. Kết quả giữa hai phương pháp là hoàn toàn trùng khớp nhau. Điều này khẳng định tính chính xác của mô hình động lực học do luận án xây dựng.



a) Tọa độ điểm A theo trục x



b) Tọa độ điểm A theo trục y



c) Tọa độ điểm A theo trục z

Hình 3.3 Tọa độ điểm A theo các trục tọa độ

3.2. Kiểm chứng phương pháp xây dựng mô hình cánh vẩy kiểu côn trùng dưới dạng cơ hệ nhiều vật

Trước hết, tiến hành kiểm tra độ hội tụ của mô hình PTHH cho cánh trước loài bướm *Manduca Sexta* như đã nêu trong mục 2.2.1. Thay đổi kích thước ô lưới trong ANSYS APDL từ $2 \cdot 10^{-4} \text{ m}$ đến $8 \cdot 10^{-4} \text{ m}$. Với mỗi trường hợp, tiến hành phân tích dạng dao động riêng của kết cấu bằng phương pháp Block Lanczos. Kết quả phân tích tần số dao động riêng thứ nhất và thứ hai cho mô hình cánh trước của loài bướm *Manduca Sexta* khi không có lớp phẩn trên bề mặt được thể hiện trong Bảng 3.4.

Bảng 3.4 Tần số dao động riêng của cánh trước loài bướm *Manduca Sexta*

Kích thước ô lưới (m)	Tần số dao động riêng thứ nhất (Hz)	Tần số dao động riêng thứ hai (Hz)	Số nút lưới	Số phần tử
$8 \cdot 10^{-4}$	62,17	103,57	1239	1616
$6 \cdot 10^{-4}$	62,10	103,37	1931	2425
$4 \cdot 10^{-4}$	62,11	103,23	3894	4623
$2 \cdot 10^{-4}$	62,11	103,24	15828	17249

Có thể thấy, kết quả có độ hội tụ tốt theo kích thước ô lưới. Khi kích thước ô lưới bằng $2 \cdot 10^{-4} \text{ m}$ sẽ có sự tăng vọt về số nút lưới và số phần tử, nên luận án chọn kích thước ô lưới bằng $4 \cdot 10^{-4} \text{ m}$ để cân đối giữa độ chính xác và khối lượng tính toán.

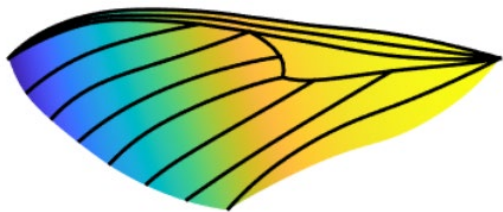
Mô hình cánh trước sau đó được xấp xỉ dưới dạng hệ vật – lò xo như đã trình bày trong chương 2. Để kiểm chứng sự chính xác của mô hình này với mô hình PTHH, tiến hành phân tích dao động của hệ vật – lò xo [120].

Kết quả phân tích dao động riêng trên Bảng 3.5 cho thấy, tần số dao động riêng thứ nhất và thứ hai là khá gần với kết quả từ mô hình PTHH, và nhỏ hơn so với thực nghiệm của O'Hara và Palazotto [26].

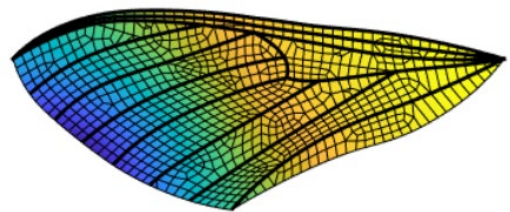
Bảng 3.5 So sánh dao động riêng giữa các mô hình

	Tần số dao động riêng thứ nhất (Hz)	Tần số dao động riêng thứ hai (Hz)
Mô hình hệ vật – lò xo	63,37	101,01
Mô hình PTHH	62,11	103,23
Thực nghiệm trên cánh thật [26]	65,0	110,0
Số MAC	0,94	0,82

So sánh các dạng dao động riêng thứ nhất và thứ hai giữa hai mô hình (Hình 3.4 và Hình 3.5) cho thấy kết quả khá tương đồng. Theo Bảng 3.5, số MAC của dạng dao động riêng thứ nhất và thứ hai tương ứng là 0,94 và 0,82, đều khá gần giá trị 1. Điều đó chứng tỏ sự tương đồng của hai mô hình kết cấu.

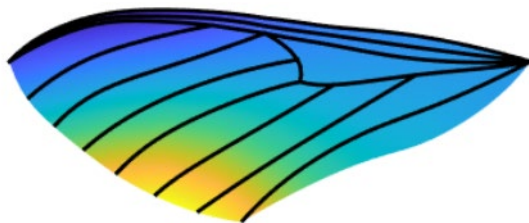


a) Mô hình hệ vật – lò xo

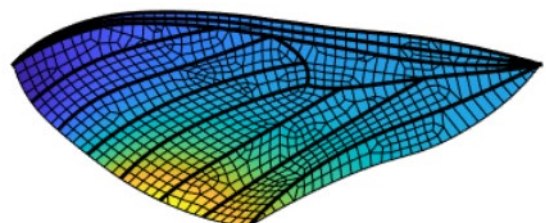


b) Mô hình PTHH

Hình 3.4 So sánh dạng dao động riêng thứ nhất của cánh trước



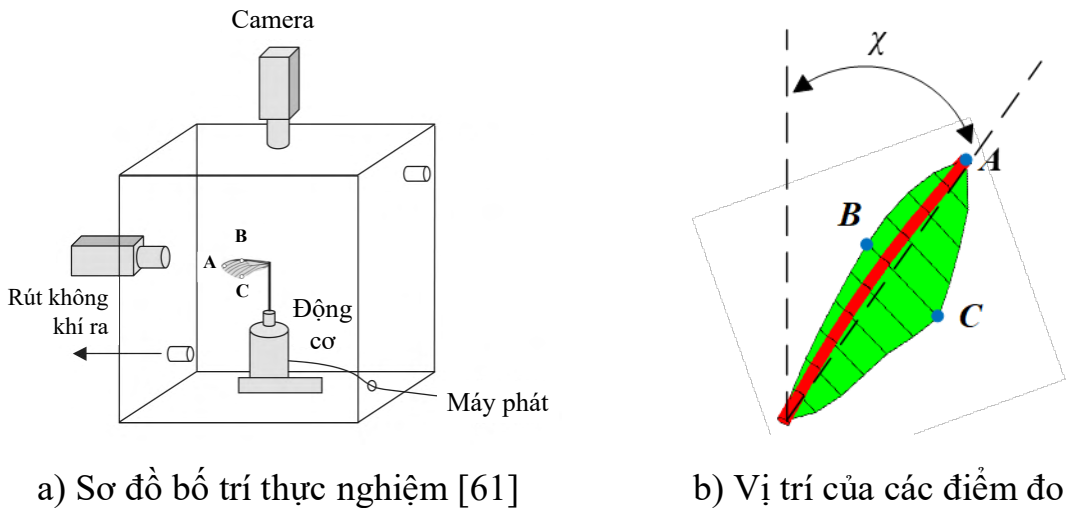
a) Mô hình hệ vật – lò xo



b) Mô hình PTHH

Hình 3.5 So sánh dạng dao động riêng thứ hai của cánh trước

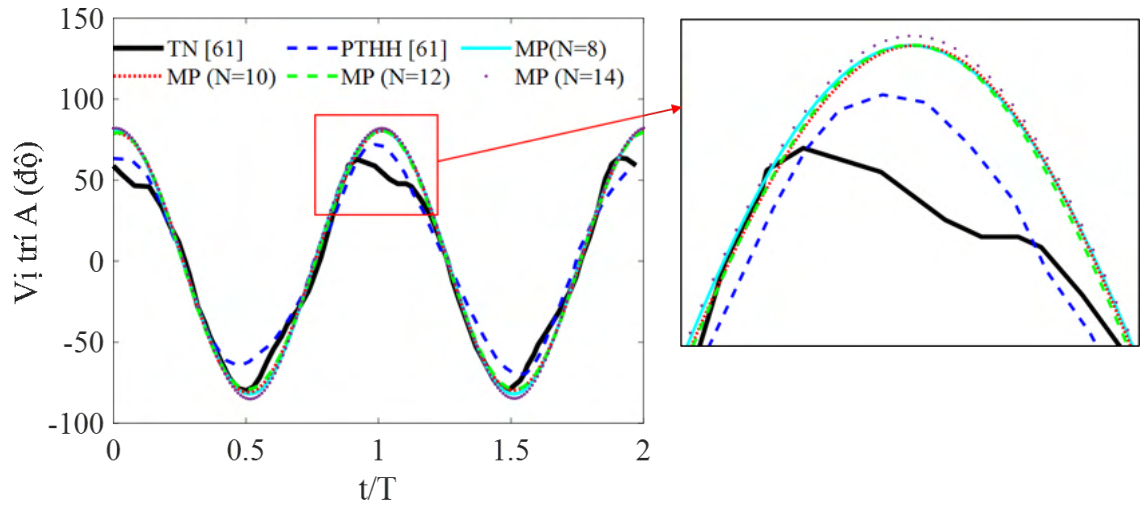
Cánh trước vừa xây dựng được sử dụng để kiểm chứng mô hình động lực học bằng cách so sánh với kết quả thực nghiệm của Combes và Daniel [61]. Trong thực nghiệm của mình (Hình 3.6a), Combes và Daniel cho cánh trước của loài bướm *Manduca Sexta* vẫy trong chân không quanh trục thẳng đứng đi qua gốc cánh. Quy luật vẫy của cánh là một hàm tuần hoàn có dạng $\chi(t) = \cos(2\pi ft)$ với tần số $f = 26 \text{ Hz}$. Để so sánh, Combes và Daniel cũng xây dựng một mô hình PTHH của cánh loài bướm *Manduca Sexta* trong phần mềm MSC MARC/MENTAT gồm các phần tử dạng màng với độ dày bằng nhau. Vị trí và biến dạng của cánh được đo tại ba điểm lần lượt nằm tại mút cánh (A), mép trước (B) và mép sau (C) như biểu diễn trên Hình 3.6.



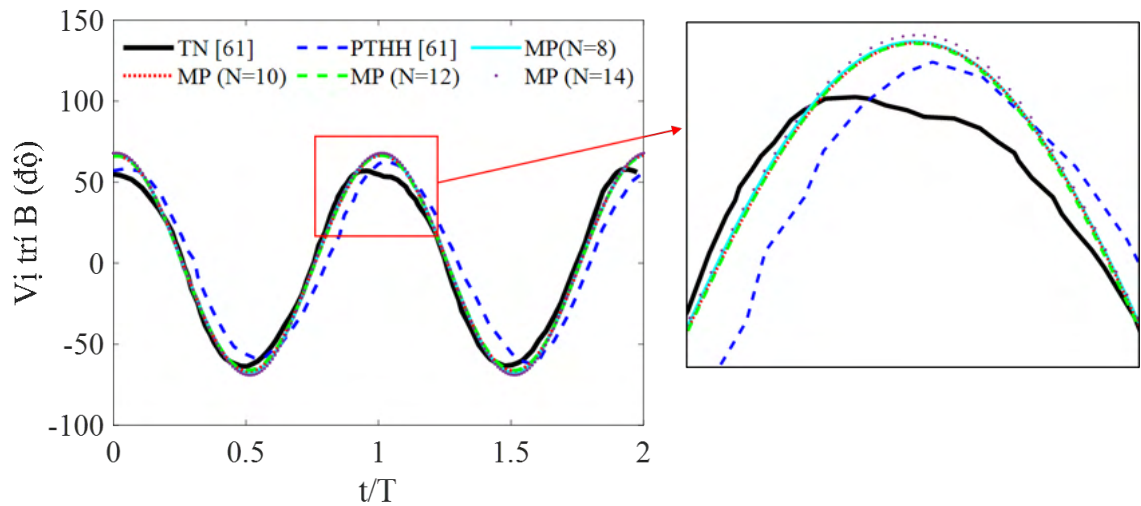
Hình 3.6 Sơ đồ thực nghiệm của Combes và Daniel

Mô phỏng trong chương trình tính toán động lực học hệ nhiều vật được tiến hành với số vật N thay đổi từ 8 đến 14 vật, và 100 bước thời gian cho mỗi chu kỳ vẫy cánh.

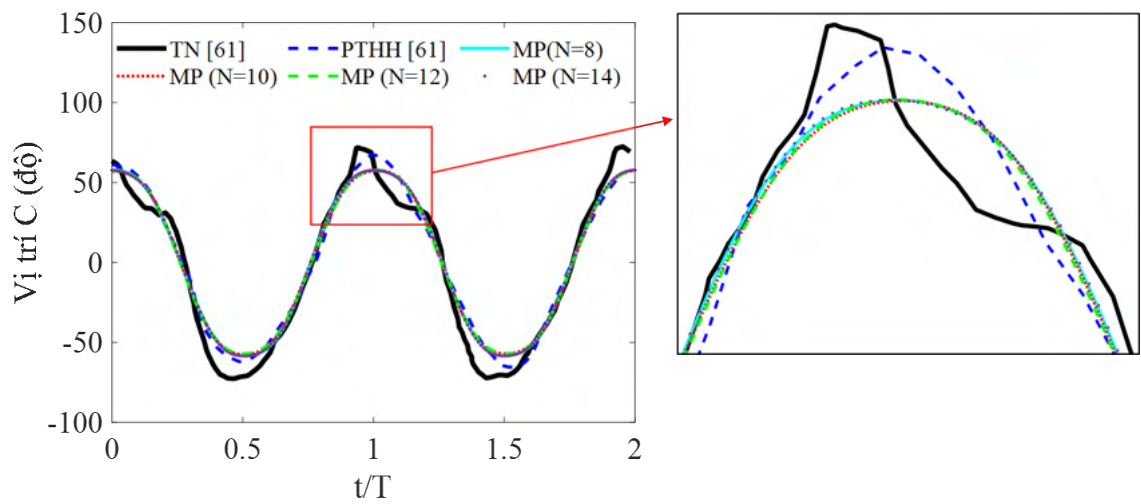
Vị trí của mỗi điểm đo được xác định bằng góc vẫy χ tính từ vị trí ban đầu trong mặt phẳng ngang. So sánh góc vẫy tại các điểm đo giữa kết quả mô phỏng và thực nghiệm được thể hiện trên Hình 3.7. Trong hình, ký hiệu “MP” để chỉ kết quả thu được từ chương trình mô phỏng động lực học hệ nhiều vật, ký hiệu “TN” để chỉ kết quả thu được từ thực nghiệm.



a) Vị trí điểm A ở mút cánh



b) Vị trí điểm B ở mép trước



c) Vị trí điểm C ở mép sau

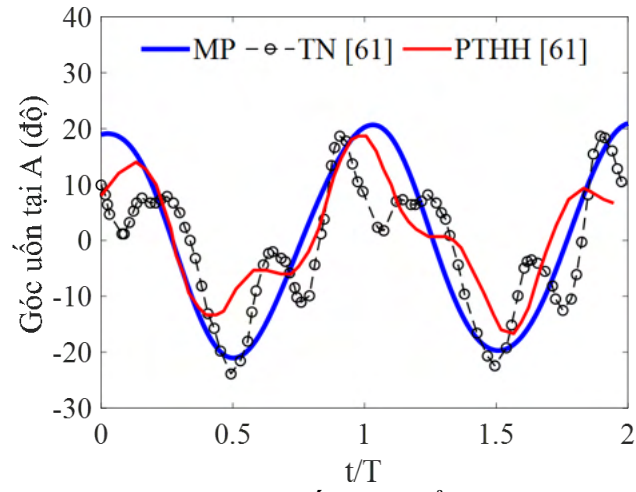
Hình 3.7 So sánh vị trí của các điểm đo giữa mô phỏng và thực nghiệm

Từ Hình 3.7 có thể thấy, kết quả có sự hội tụ tốt khi thay đổi số vật, nên trong các phần tiếp theo của luận án, cánh sẽ được chia thành 10 vật trong các tính toán. Vị trí các điểm đo thu được từ mô phỏng khá sát với kết quả thực nghiệm và từ mô hình PTHH của Combes và Daniel. Để đánh giá sai số, tiến hành khai triển góc χ tại các điểm đo thu được từ thực nghiệm thành chuỗi Fourier bậc 1, sau đó so sánh biên độ đỉnh-đến-đỉnh với kết quả mô phỏng. Kết quả thể hiện trên Bảng 3.6 cho thấy, sai số về biên độ giữa hai mô hình không vượt quá 16%.

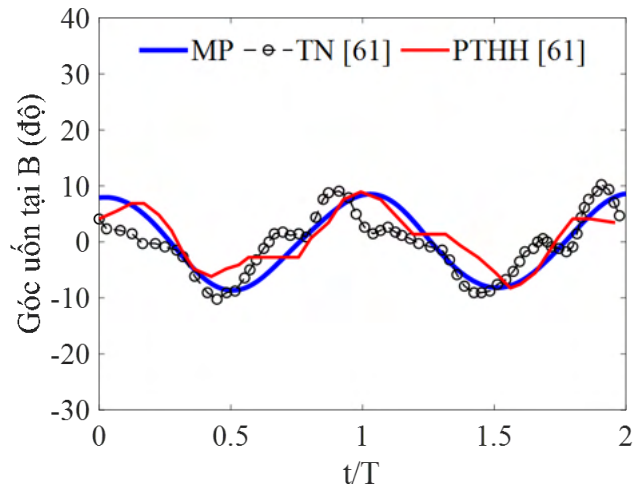
Bảng 3.6 So sánh biên độ góc vẫy tại vị trí các điểm đo

Điểm đo	Biên độ của mô hình động lực học hệ nhiều vật (độ)	Biên độ thu được từ thực nghiệm (độ)	Sai số với thực nghiệm (%)
A	161,6	139,7	15,7
B	133,4	125,2	6,5
C	115,3	136,9	15,8

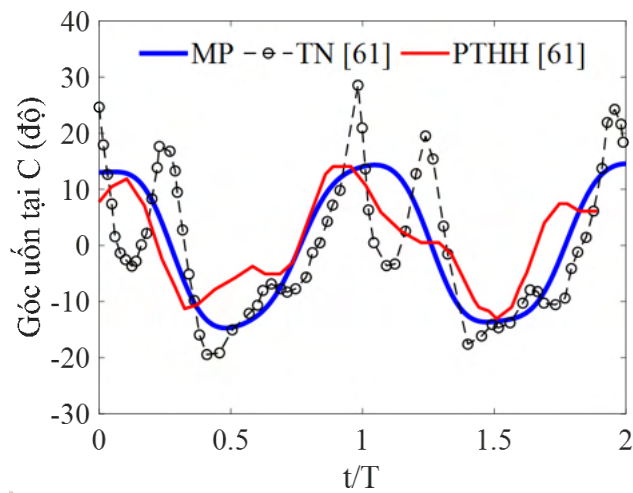
Tại vị trí của mỗi điểm đo xác định góc uốn cục bộ của cánh, được tính bằng cách lấy góc vẫy tại vị trí của điểm đo trừ đi góc vẫy tại gốc cánh. Hình 3.8 so sánh góc uốn của cánh tại vị trí các điểm đo giữa các mô hình. Có thể thấy, chương trình mô phỏng có thể tính toán khá chính xác xu hướng của góc uốn tại mút cánh và mép trước, tương ứng với các điểm A và B. Có một số sai khác giữa kết quả thực nghiệm và mô phỏng, đặc biệt là tại mép sau, tương ứng với vị trí của điểm C. Nguyên nhân có thể do mô hình động lực học hệ nhiều vật không thể mô tả hết được các dạng dao động riêng cục bộ của cánh. Việc tái tạo lại được hết các dạng dao động này là rất khó, kể cả với các bộ giải bậc cao dựa trên phương pháp phần tử hữu hạn phi tuyến [9, 106]. Tuy nhiên, các dao động này sẽ trở nên không đáng kể đối với cánh đầy đủ, khi cánh trước được nối với cánh sau [9]. Hơn nữa, cánh côn trùng không hoàn toàn đối xứng do độ cong ban đầu của nó, điều không được xét đến trong luận án. Việc này cũng có thể dẫn đến sai số trong kết quả thu được.



a) Góc uốn tại điểm A

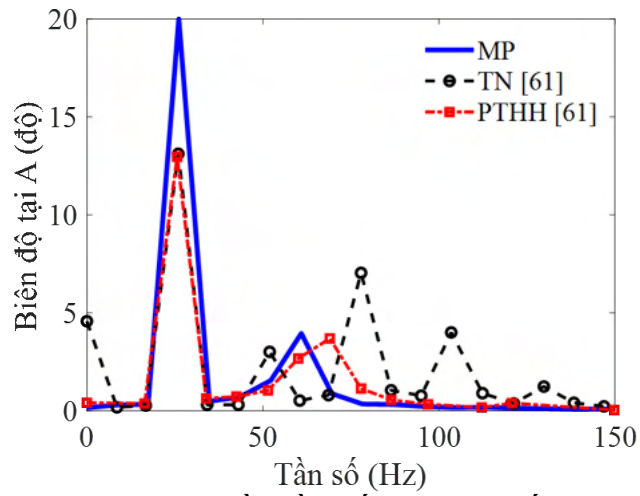


b) Góc uốn tại điểm B

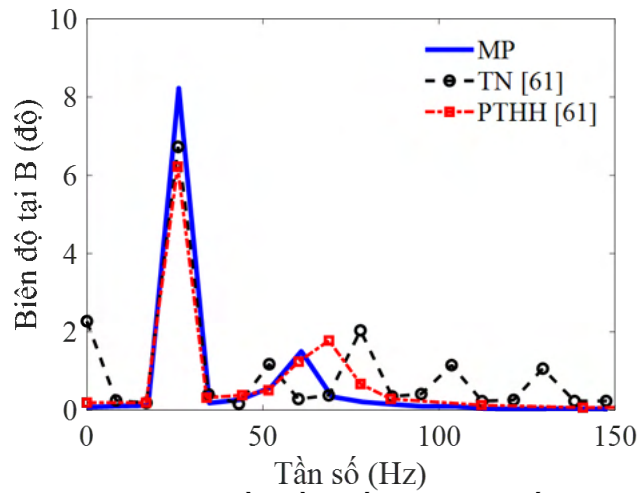


c) Góc uốn tại điểm C

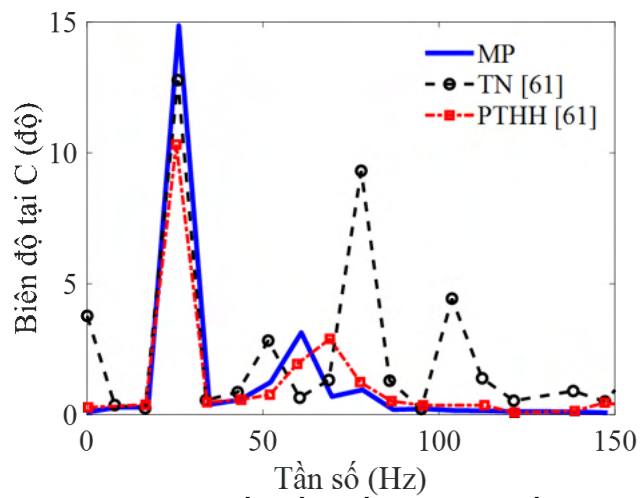
Hình 3.8 So sánh góc uốn tại các điểm đo giữa mô phỏng và thực nghiệm



a) Biên độ trong miền tần số của góc uốn tại điểm A



b) Biên độ trong miền tần số của góc uốn tại điểm B



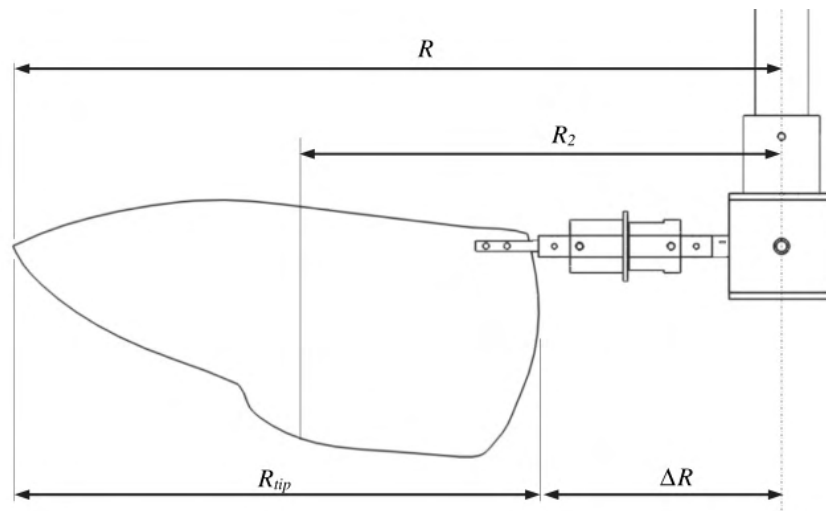
c) Biên độ trong miền tần số của góc uốn tại điểm C

Hình 3.9 So sánh biên độ trong miền tần số của góc uốn tại vị trí các điểm đo

Kết quả phân tích Fourier của góc uốn tại vị trí của các điểm đo được biểu diễn trên Hình 3.9. Có thể thấy, ngoài tần số vẫy 26 Hz, mô hình động lực học nhiều vật còn có thể thu được đỉnh thứ hai tại 57 Hz, tương ứng với tần số thứ nhất của kết cấu. Giá trị này cũng gần với kết quả thực nghiệm là 52 Hz. Trong kết quả thực nghiệm xuất hiện đỉnh biên độ tại tần số 0 Hz, thể hiện sự bất đối xứng của cánh khi vẫy lên và vẫy xuống. Cả mô hình PTHH và chương trình động lực học nhiều vật đều không mô phỏng được đặc tính này.

3.3. Kiểm chứng mô hình khí động

Để kiểm chứng mô hình khí động, tiến hành mô phỏng và so sánh với kết quả thực nghiệm của Lua và cộng sự [121]. Trong thực nghiệm này, mô hình cánh cứng dựa trên cánh loài bướm *Manduca Sexta* được chế tạo từ tấm nhôm dày 1,5 mm.



Hình 3.10 Mô hình thực nghiệm của Lua và cộng sự

Các thông số hình học và động học của cánh được cho trong Bảng 3.7.

Cánh vẫy theo 3 bậc tự do tại gốc cánh, với các quy luật dạng tuần hoàn dựa trên chuyển động bay treo của côn trùng thực tế. Thực nghiệm được thực hiện tại số Reynolds bằng 6000.

Các góc Euler biến thiên theo quy luật sau:

$$\begin{aligned}\phi(t) &= \frac{\pi}{3} \cos(2\pi ft) \\ \alpha(t) &= -\frac{\pi}{3} \sin(2\pi ft) \\ \theta(t) &= 0\end{aligned}\tag{3.3}$$

Bảng 3.7 Các thông số của cánh trong thực nghiệm [121]

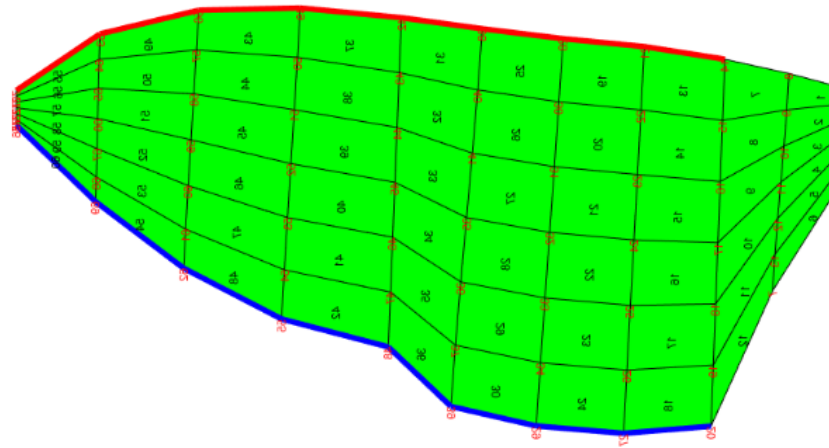
STT	Thông số	Ký hiệu	Đơn vị	Giá trị
1	Sải cánh	R_{tip}	mm	176,78
2	Khoảng cách từ tâm xoay đến mút cánh	R	mm	291,38
3	Khoảng cách từ tâm xoay đến mô men diện tích thứ hai	R_2	mm	195,03
4	Dây cung trung bình	$\bar{c}$	mm	55,91
5	Diện tích cánh	S	mm ²	10900
6	Tần số vẫy	f	Hz	0,21

Cánh được vẫy trong môi trường nước và tiến hành đo lực theo thời gian. Hệ số lực nâng được xác định như sau:

$$C_L = \frac{2L}{\rho \bar{U}_{ref}^2 S}, \tag{3.4}$$

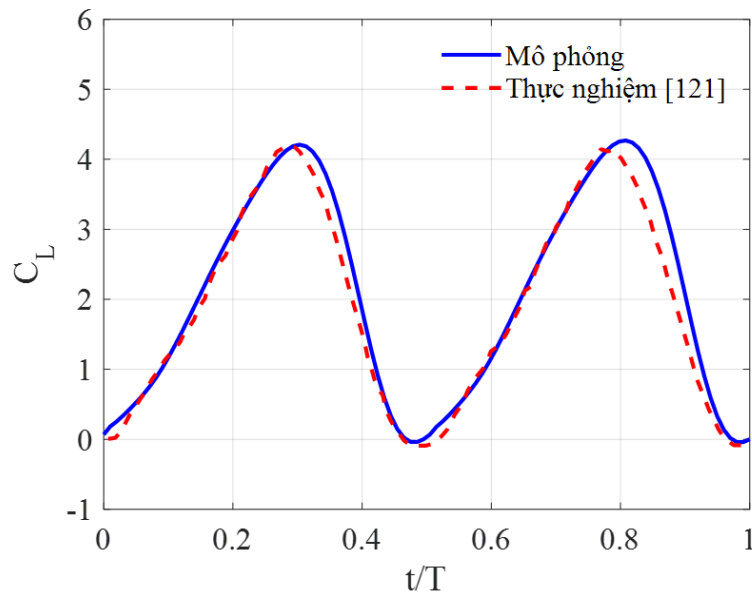
trong đó, L là lực nâng, khối lượng riêng của nước ρ bằng 997 kg/m³, $\bar{U}_{ref} = R_2 \cdot \phi_a \cdot f$ là vận tốc trung bình tại vị trí của mô men diện tích bậc hai, R_2 là khoảng cách từ mô men diện tích bậc hai đến tâm xoay, ϕ_a là biên độ góc vẫy trong một chu kỳ, S là diện tích cánh.

Mô hình khí động của cánh được xây dựng trong bộ giải khí động UVLM với độ phân giải của lưới là 6×10 , tương ứng với 6 phần tử theo dây cung và 10 phần tử dọc theo sải cánh. Bước thời gian mô phỏng được chọn bằng $\frac{1}{100 \cdot f}$. Trong luận án không trình bày khảo sát độ hội tụ của mô phỏng theo bước lưới và bước thời gian, do mô hình khí động UVLM cho cánh côn trùng cứng đã được nghiên cứu trước đây phân tích kỹ [43].



Hình 3.11 Mô hình cánh loài bướm *Manduca Sexta* xây dựng trong UVLM

Kết quả tính toán hệ số lực nâng trong một chu kỳ vẫy được biểu diễn trên Hình 3.12. Hệ số lực nâng trung bình trong một chu kỳ thu được từ mô phỏng là 2,06, khá gần với giá trị thực nghiệm là 2,08, sai số 1,17%. Điều này chứng tỏ tính chính xác của mô hình tính toán khí động UVLM mở rộng.



Hình 3.12 So sánh hệ số lực nâng thu được từ chương trình tính toán khí động UVLM và từ thực nghiệm

3.4. Kiểm chứng mô hình tính toán tương tác kết cấu – chất lưu FSI

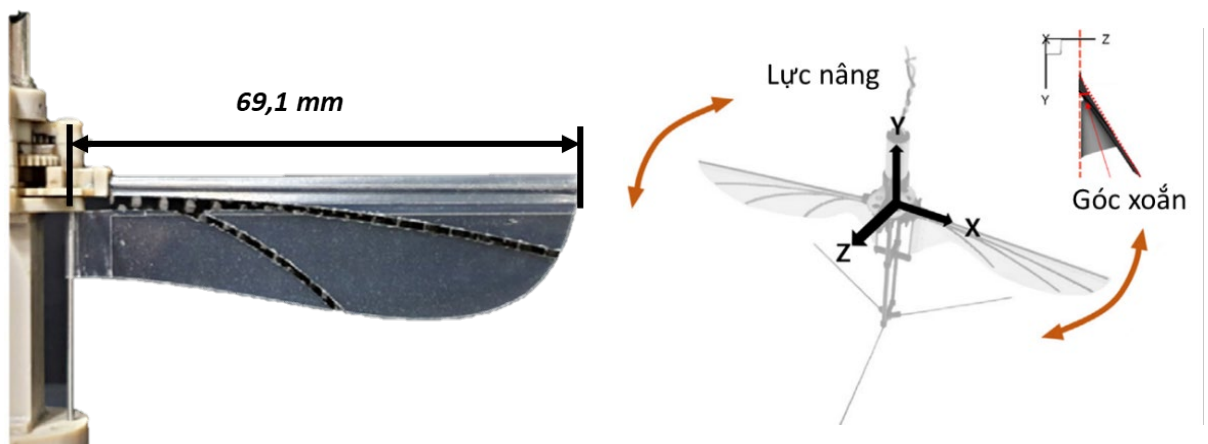
Mô hình tính toán tương tác kết cấu – chất lưu FSI được kiểm chứng bằng cách so sánh với kết quả thực nghiệm trên mô hình cánh mềm của Yoon và

cộng sự [10]. Trong thực nghiệm này, Yoon và cộng sự nghiên cứu biến dạng và lực khí động cho cánh của một thiết bị bay cánh vẫy siêu nhỏ FWMAV. Cánh được chế tạo từ màng Mylar và gia cố bằng các gân dọc theo sải cánh (Hình 3.13a). Gân mép trước làm bằng vật liệu carbon/epoxy, các gân dọc làm bằng vật liệu carbon composite. Cánh vẫy quanh trục thẳng đứng Y với góc quét ϕ có dạng tuần hoàn như sau:

$$\phi = \phi_a(1 - \cos 2\pi ft), \quad (3.5)$$

trong đó, biên độ vẫy cánh $\phi_a = 82^\circ$ và tần số vẫy $f = 24 \text{ Hz}$.

Lực nâng dọc theo trục Y được đo bằng các cảm biến lực ở gốc cánh. Biến dạng xoắn của cánh được định nghĩa là góc trong mặt phẳng thẳng đứng tạo bởi dây cung cánh và trục thẳng đứng (Hình 3.13b), và được xác định bằng các camera tốc độ cao. Các thông số chính của thực nghiệm được thể hiện trong Bảng 3.8.



a) Mô hình cánh FWMAV trong thực nghiệm của Yoon và cộng sự [10]

b) Sơ đồ xác định lực và góc xoắn

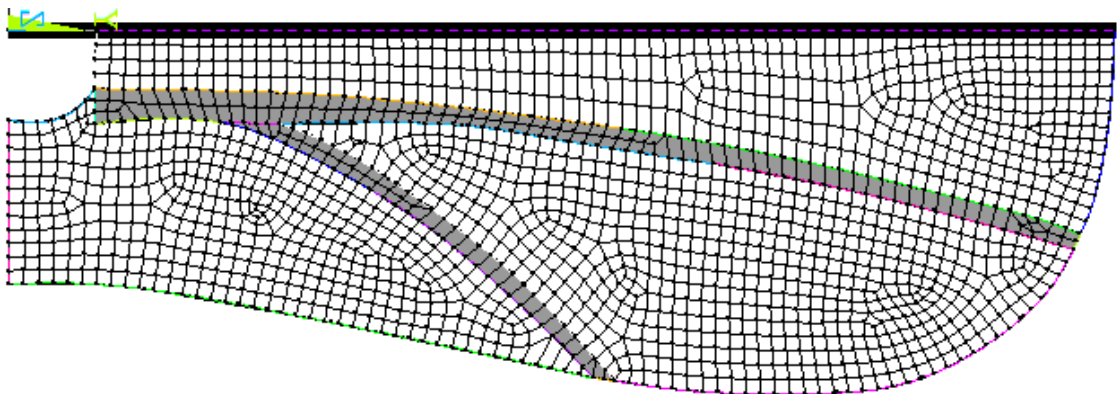
Hình 3.13 Mô hình thực nghiệm cho cánh FWMAV

Để so sánh với thực nghiệm, Yoon và cộng sự cũng phát triển một chương trình tính toán FSI bậc cao kết hợp giữa phương pháp xoay hệ tọa độ cho bộ giải kết cấu và bộ giải khí động dựa trên phương trình Navier-Stock ba chiều không dừng.

Bảng 3.8 Các thông số chính của thực nghiệm cho cánh FWMAV [10]

Thông số của chất lưu			
Tần số vẫy (Hz)	Vận tốc dòng chảy (m/s)	Góc vẫy ($^{\circ}$)	Số Reynolds
24	10,3	164	12748
Thông số của kết cấu			
Vật liệu	Mô đun Young (N/m^2)	Khối lượng riêng (kg/m^3)	Độ dày (mm)
Thanh carbon/epoxy	110×10^9	1740	0,95
Carbon composite	266×10^9	1740	0,25
Mylar	$3,5 \times 10^9$	1160	0,04

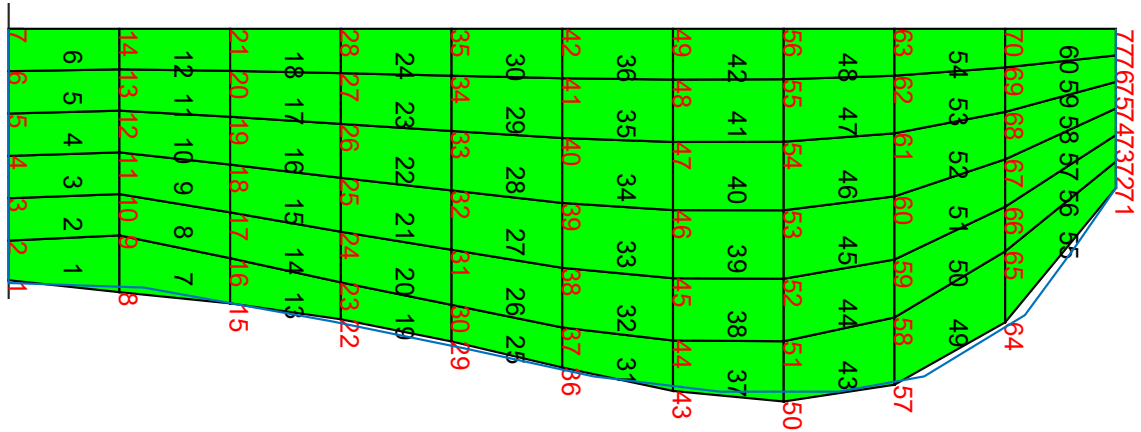
Luận án tiến hành xây dựng mô hình cánh dưới dạng hệ vật – lò xo theo các bước như đã trình bày ở chương 2. Mô hình PTHH của cánh được xây dựng trong ANSYS/APDL với 1684 nút và 1664 phần tử (Hình 3.14). Sau đó, mô hình này được xấp xỉ dưới dạng cơ hệ gồm 10 vật nối với nhau bằng các lò xo uốn và xoắn như đã trình bày ở phần trước.



Hình 3.14 Mô hình PTHH của cánh FWMAV xây dựng trong ANSYS/APDL

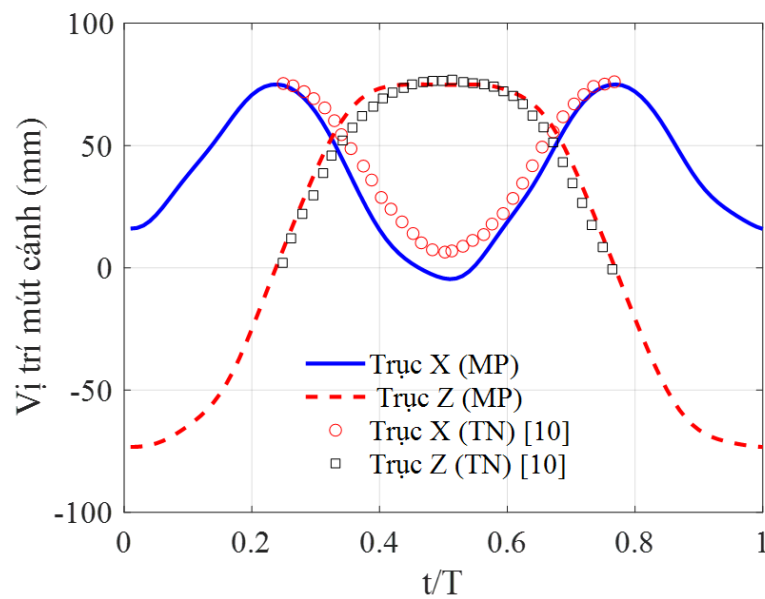
Trên Hình 3.15 biểu diễn lưới khí động trên bề mặt cánh được xây dựng trong chương trình xoáy không dừng UVLM. Lưới có độ phân giải 6×10 ,

tương ứng với 10 vật dọc theo sải cánh. Tổng cộng, lưới khí động có 60 phần tử và 77 nút.



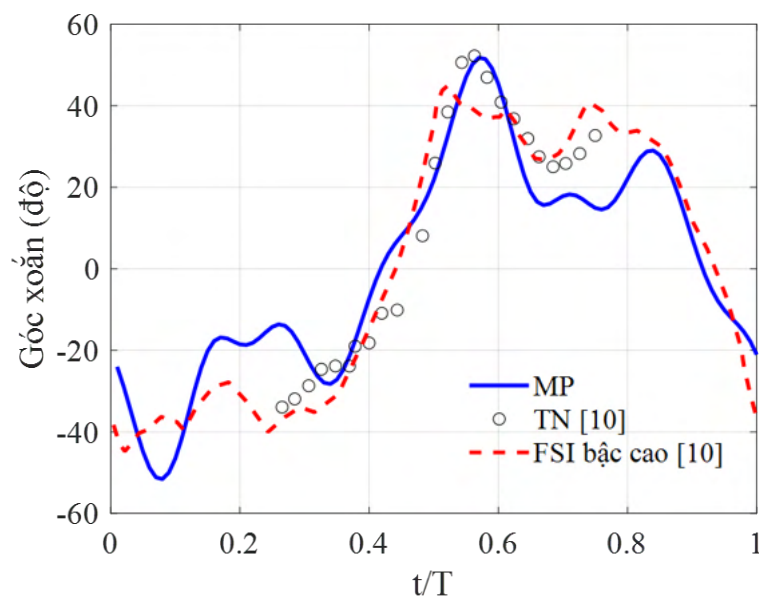
Hình 3.15 Mô hình lưới khí động UVLM của cánh FWMAV

Sử dụng chương trình tính toán FSI để xác định biến dạng và lực khí động của cánh khi vẫy quanh trục thẳng đứng như trong thực nghiệm. Hình 3.16 biểu diễn sự so sánh vị trí của mút cánh theo các trục X và Z trong một chu kỳ vẫy. Có thể thấy rằng, vị trí của mút cánh theo các trục giữa mô phỏng và thực nghiệm là khá sát nhau.



Hình 3.16 So sánh vị trí mút cánh với thực nghiệm

Tương tự, Hình 3.17 biểu diễn sự so sánh góc xoắn ở mút cánh giữa chương trình mô phỏng, thực nghiệm và kết quả mô phỏng bằng FSI bậc cao. Có sự khác biệt giữa kết quả mô phỏng và các kết quả từ nghiên cứu của Yoon và cộng sự, tuy nhiên xu hướng biến thiên của góc xoắn vẫn tương đối phù hợp. Sự khác biệt của góc xoắn có thể giải thích do sự mất đi của một số dạng dao động riêng bậc cao khi xấp xỉ kết cấu bằng mô hình dầm. Kể cả phương pháp FSI bậc cao cũng không mô tả hết được các biến dạng phức tạp này. Đối với kết cấu cánh côn trùng, các gân có dạng hình côn và phân bố dày hơn, nên ảnh hưởng của các dạng dao động riêng cục bộ là không đáng kể, dẫn đến mô phỏng bằng kết cấu dầm sẽ cho kết quả chính xác hơn.



Hình 3.17 So sánh góc xoắn ở mút cánh với thực nghiệm

Kết quả tính toán mô phỏng cho thấy, lực nâng trung bình của cánh trong một chu kỳ vẫy là $61,1 \text{ mN}$. Kết quả đo được từ thực nghiệm [10] là $59,0 \text{ mN}$. Sai số giữa mô phỏng và thực nghiệm là tương đối nhỏ, chỉ 3,6 %.

Kết luận chương 3

Từ các kết quả kiểm chứng đã trình bày trong chương này có thể rút ra một số kết luận như sau:

- Kết quả tính toán cho một mô hình động học nhiều vật đơn giản gần như trùng khớp hoàn toàn với kết quả từ phần mềm thương mại MSC/ADAMS. Điều này khẳng định tính chính xác của bộ giải động lực học nhiều vật.

- Phân tích dao động riêng của cánh trước loài bướm *Manduca sexta* cho thấy, mô hình hệ nhiều vật mô phỏng tốt các dạng dao động riêng đầu tiên của kết cấu, sát với kết quả thu được từ mô hình PTHH và thực nghiệm. Khi cho cánh vẫy trong chân không, vị trí của các điểm đo trên cánh thu được từ mô phỏng tương đối chính xác so với kết quả thực nghiệm. Tuy nhiên, mô phỏng không thể hiện được một số biến dạng bậc cao của kết cấu cánh. Phân tích độ hội tụ cho thấy chia cánh thành 10 vật là cân bằng giữa độ chính xác và thời gian tính toán.

- Bộ giải khí động được kiểm chứng bằng cách so sánh với kết quả thực nghiệm của một mô hình cánh cứng. Kết quả cho thấy, sai số hệ số lực nâng trung bình trong một chu kỳ vẫy chỉ khoảng 1%. Điều đó chứng tỏ sự chính xác của mô hình khí động UVLM.

- Chương trình tính toán tương tác kết cấu – chất lưu FSI được kiểm chứng bằng cách so sánh với kết quả thực nghiệm cho một cánh FWMAV mềm. Sai số về lực nâng trung bình trong một chu kỳ vẫy là 3,6%. Về cơ bản, chương trình tính toán đã mô phỏng tương đối chính xác vị trí và biến dạng của cánh trong không gian. Tuy vậy, cũng như trong trường hợp cánh vẫy trong chân không, chương trình không thể hiện được một số biến dạng liên quan đến các dao động riêng bậc cao. Cần chú ý rằng, cả trong hai thực nghiệm, ngay cả các mô hình bậc cao cũng không mô phỏng chính xác được các biến dạng này.

- Nội dung của chương này được tác giả công bố trong các bài báo 1, 3 (danh mục công trình của tác giả).

CHƯƠNG 4. NGHIÊN CỨU ĐÀN HỒI KHÍ ĐỘNG CỦA CÁNH VẴY KIỂU CÔN TRÙNG

Trong chương này tiến hành phân tích các đặc tính khí động lực học và biến dạng của cánh côn trùng trong chế độ bay treo trên cơ sở chương trình tính toán tương tác kết cấu – chất lưu FSI đã trình bày ở các phần trước. Sau đó, khảo sát ảnh hưởng của các tham số động học và độ cứng kết cấu đến đặc trưng đàn hồi khí động và năng lượng của TBB phỏng côn trùng.

4.1. Cánh côn trùng trong chế độ bay treo

Trong phần này, mô hình tính toán FSI được sử dụng để nghiên cứu chế độ bay treo của cánh loài bướm *Manduca Sexta*. Mô hình kết cấu và khí động của cánh loài bướm *Manduca Sexta* đầy đủ đã được trình bày chi tiết trong chương 2 của luận án. Chuyển động ở gốc cánh được mô phỏng bằng các hàm tuần hoàn có dạng:

$$\begin{aligned}\phi_1(t) &= \phi_0 + \phi_a \cos\left(2\pi ft + \frac{\pi}{180} \delta_\phi\right), \\ \theta_1(t) &= \theta_0 + \theta_a \cos\left(4\pi ft + \frac{\pi}{180} \delta_\theta\right), \\ \alpha_1(t) &= \alpha_0 + \alpha_a \sin\left(2\pi ft + \frac{\pi}{180} \delta_\alpha\right)\end{aligned}\quad (4.1)$$

Các thông số động học cho chế độ bay treo (Bảng 4.1) được xác định dựa trên dữ liệu thực nghiệm từ nghiên cứu của Willmott và Ellington [62]:

Bảng 4.1 Các thông số động học khi bay treo của loài bướm *Manduca sexta*

Thông số	f (Hz)	ϕ_0 (độ)	ϕ_a (độ)	δ_ϕ (độ)	θ_0 (độ)	θ_a (độ)	δ_θ (độ)	α_0 (độ)	α_a (độ)	δ_α (độ)
Giá trị	26,1	10	50	18	-10	0	0	90	-45	0

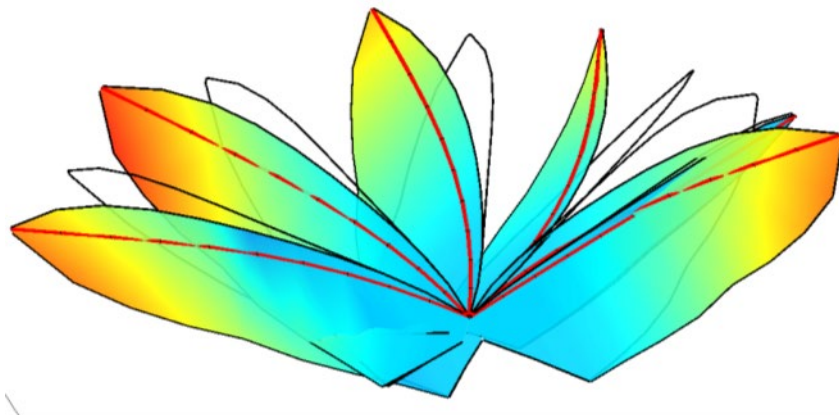
Các đặc trưng quán tính và thông số động lực học của cánh sử dụng trong luận án tương tự như của cá thể M1 trong thực nghiệm của Willmott và Ellington [62], nên có thể giả thiết rằng khối lượng của côn trùng bằng với khối lượng của cá thể bướm M1 và bằng 1,4 g.

Tính toán được thực hiện trên máy tính trạm HP Z4 G4 Workstation với cấu hình phần cứng như sau: bộ xử lý Intel Xeon W-2225 4 nhân, 8 luồng, tần số 4.1 GHz, 32 GB SDRAM, bo mạch chủ HP 81C5 MVB, ổ cứng SSD Samsung 256 GB. Thời gian tính toán cho số lượng chu kỳ khác nhau được thể hiện trên Bảng 4.2. Rõ ràng rằng, thời gian tính toán tăng nhanh khi tăng số chu kỳ vẫy. Nguyên nhân là do với càng nhiều chu kỳ vẫy, số lượng khung xoáy tự do trong vết xoáy càng tăng lên, làm tăng kích thước của hệ phương trình (2.29), dẫn đến tăng thời gian tính toán. Khi mô phỏng cho chế độ bay tiến, thời gian tính toán có thể được rút ngắn bằng cách loại bỏ các xoáy tự do cách xa bề mặt cánh do ảnh hưởng của chúng lên tải khí động là không đáng kể. Như đã nói ở chương 1, các mô phỏng dựa trên phương pháp CFD có thể cần nhiều giờ để tính toán cho mỗi chu kỳ vẫy [54, 71], chứng tỏ mô hình do luận án đề xuất có hiệu quả về mặt thời gian tính toán.

Bảng 4.2 Thời gian mô phỏng cho các chu kỳ khác nhau

Số chu kỳ	1	2	3	4	5
Thời gian (s)	25	96	242	493	824

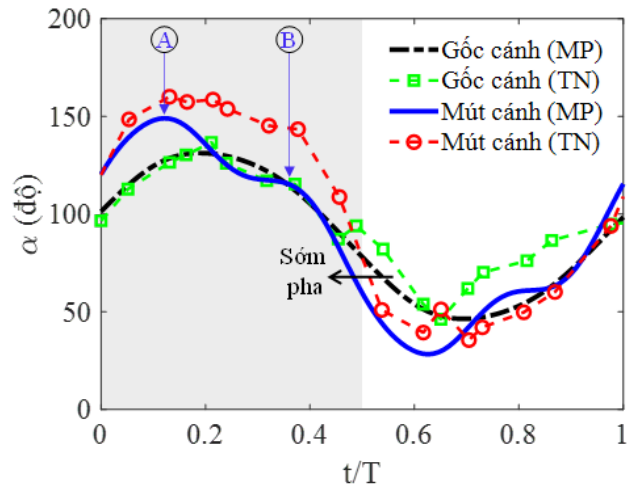
Kết quả mô phỏng vị trí và biến dạng của cánh trong một nửa chu kỳ vẫy được minh họa trên Hình 4.1. Khung rỗng trên hình thể hiện vị trí của cánh cứng tương ứng với từng vị trí cánh mềm.



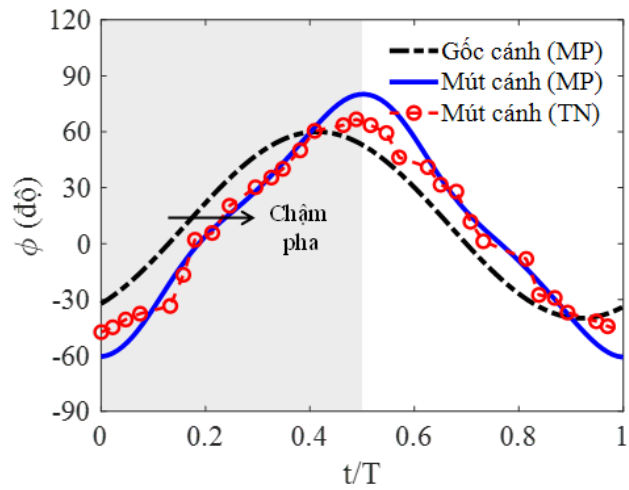
Hình 4.1 Biến dạng của cánh trong một nửa chu kỳ vẫy

Hình 4.2 biểu diễn sự biến thiên các góc Euler ở gốc cánh và mút cánh trong một chu kỳ vẫy cánh. Ký hiệu MP tương ứng với kết quả thu được từ mô phỏng và TN tương ứng với dữ liệu từ thực nghiệm của Willmott và Ellington [62]. Có thể thấy, chương trình tính toán đã mô phỏng lại được các góc quét ϕ và góc xoay α khá giống với thực nghiệm. Có sự sớm pha của góc α (Hình 4.2a) và chậm pha của góc ϕ (Hình 4.2b) ở khu vực gần mút cánh, tương tự như kết quả thu được từ mô phỏng của Nakata và Liu [9]. Góc lên – xuống θ dao động với biên độ khoảng 10° (Hình 4.2c), tương ứng với biên độ dao động trong thực nghiệm. Như vậy có thể thấy các chuyển động phức tạp ở mút cánh một phần là do các dao động kết cấu bị động gây ra thay vì có chủ đích. Một số công bố trước đây [78, 81, 82] đã chỉ ra rằng dao động của góc θ không có lợi về mặt năng lượng đối với cánh cứng, nên các dao động này trong thực tế có thể đến một cách hoàn toàn bị động do biến dạng của cánh mềm và các cơ cấu đàn hồi ở vị trí khớp nối thân - cánh.

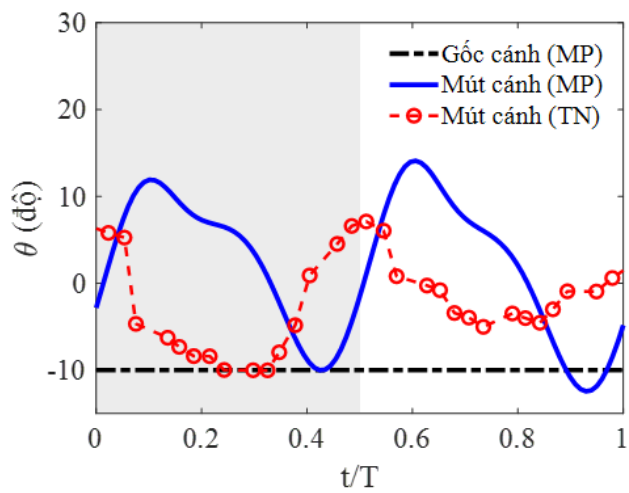
Sự biến thiên trong một chu kỳ vẫy của biên độ góc xoay α trên các dải cánh cách gốc cánh một khoảng từ $0,3R$ đến $0,9R$ được biểu diễn trên Hình 4.3 (ký hiệu R là độ dài cánh). Quy luật biến thiên được chia làm hai vùng rõ rệt: vùng cánh trước (từ $0,3R$ đến $0,5R$) và vùng cánh sau (từ $0,6R$ đến $0,9R$). Hiện tượng tương tự cũng được quan sát thấy trong thực nghiệm của Willmott và Ellington [62]. Từ kết quả trên Hình 4.3 cũng có thể thấy, sự biến thiên của góc xoay α ở khu vực gần mút cánh tạo thành hai đỉnh, trong đó đỉnh thứ nhất (đỉnh A) cao hơn đỉnh thứ hai (đỉnh B). Hiện tượng này cũng đã được ghi nhận trong thực nghiệm của Zheng và cộng sự [54] đối với loài bướm, theo đó biến dạng xoắn của cánh có xu hướng làm tăng đỉnh thứ nhất và giảm đỉnh thứ hai.



a) Góc xoay

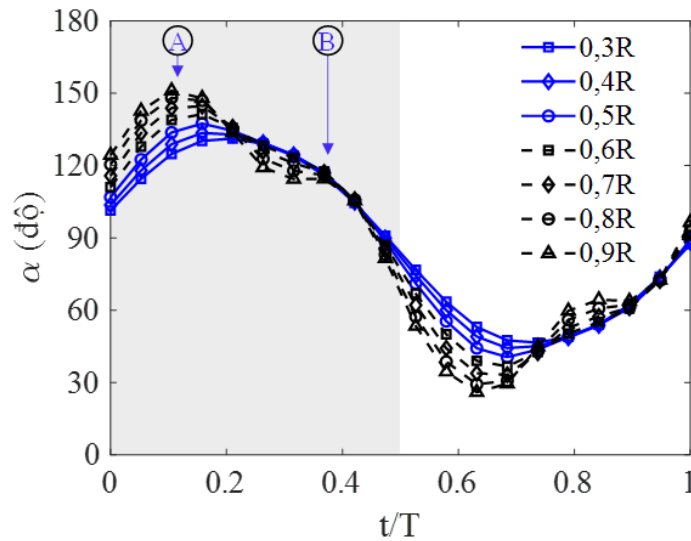


b) Góc quét



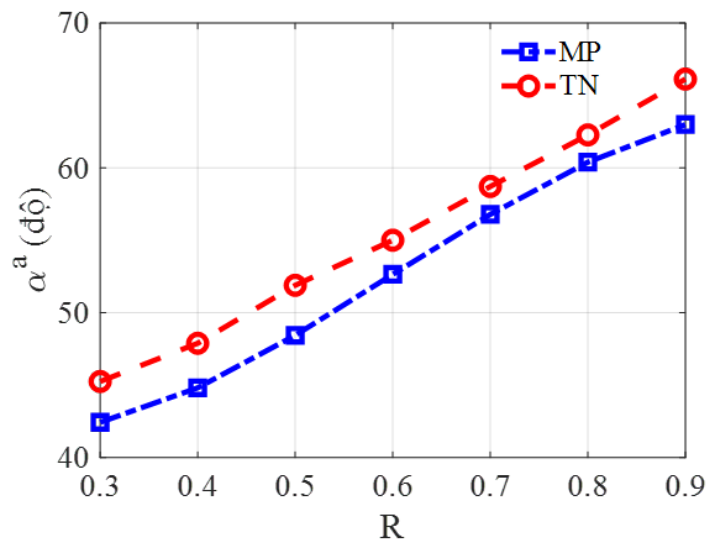
c) Góc lên – xuống

Hình 4.2 So sánh các góc Euler trong một chu kỳ vẫy cánh



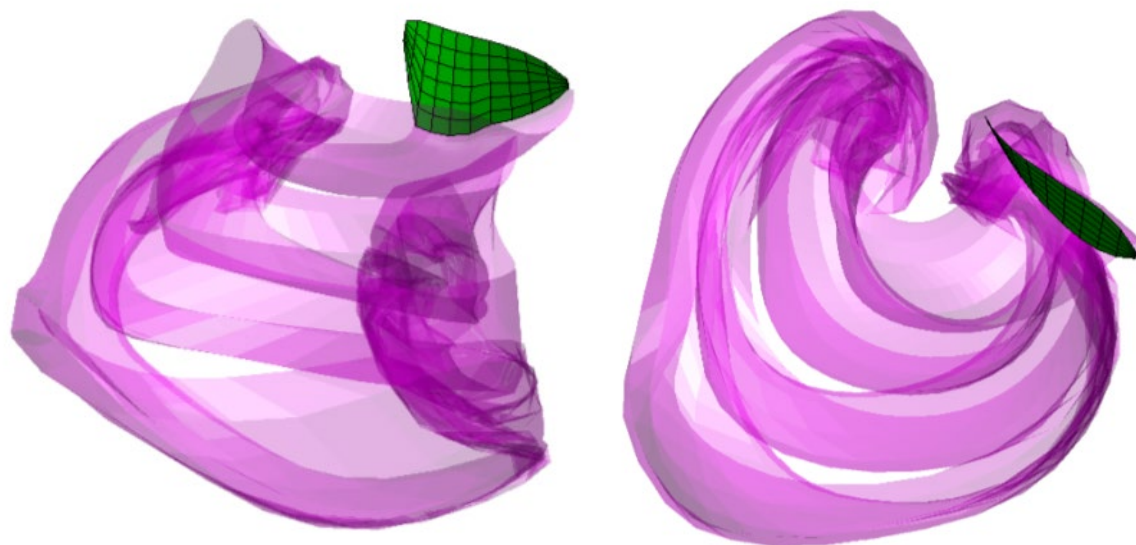
Hình 4.3 Biến thiên của góc xoay α dọc theo sải cánh trong một chu kỳ vẫy

Hình 4.4 so sánh biên độ góc xoay α dọc theo sải cánh thu được từ mô phỏng và thực nghiệm [62]. Kết quả giữa mô phỏng và thực nghiệm là khá tương đồng, theo đó biên độ góc α ở mút cánh lớn hơn ở gốc cánh khoảng 20° do ảnh hưởng của biến dạng xoắn.

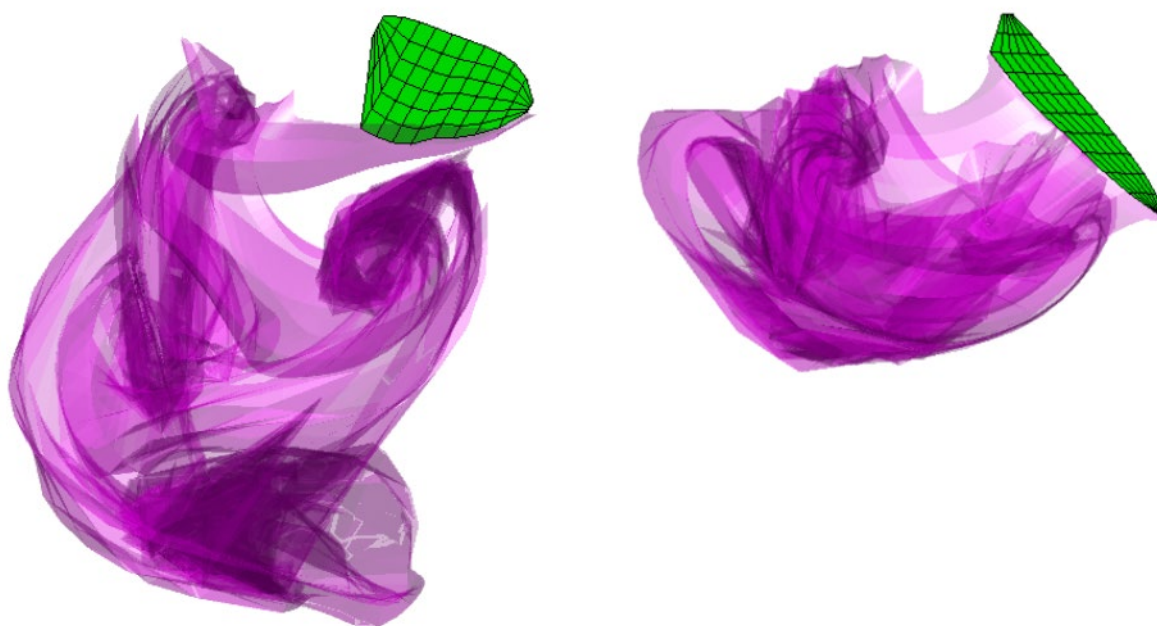


Hình 4.4 Biến thiên biên độ góc α theo sải cánh

Hình 4.5 biểu diễn hình dạng vết xoáy của cánh cứng và cánh mềm thu được từ chương trình mô phỏng. Hình chiếu đứng của vết xoáy được thể hiện ở bên trái, bên phải tương ứng là các hình chiếu bằng.



a) Cánh mềm



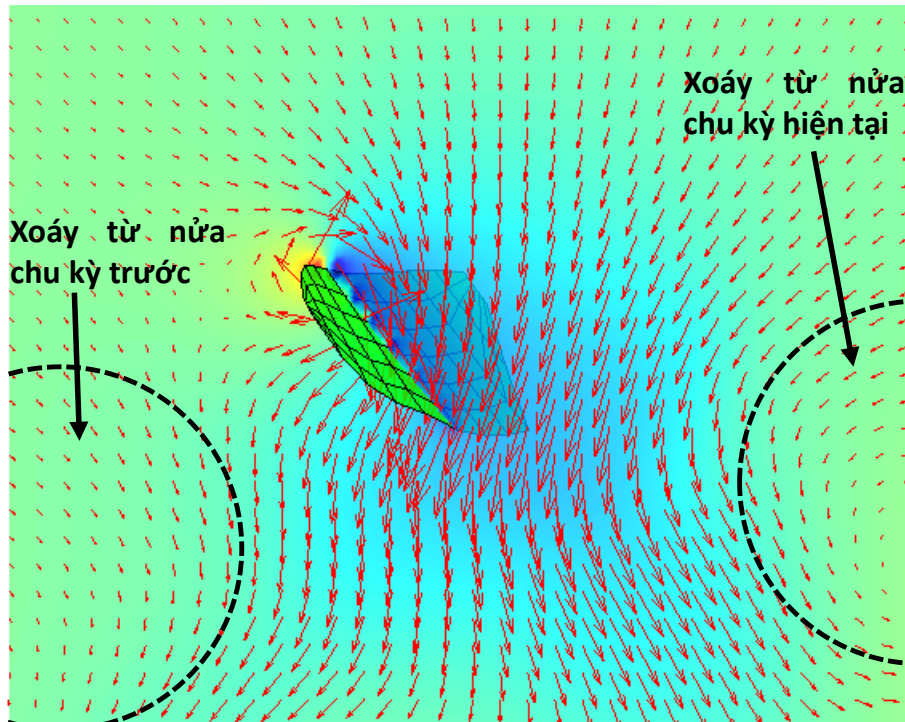
b) Cánh cứng

Hình 4.5 Hình dạng vết xoáy

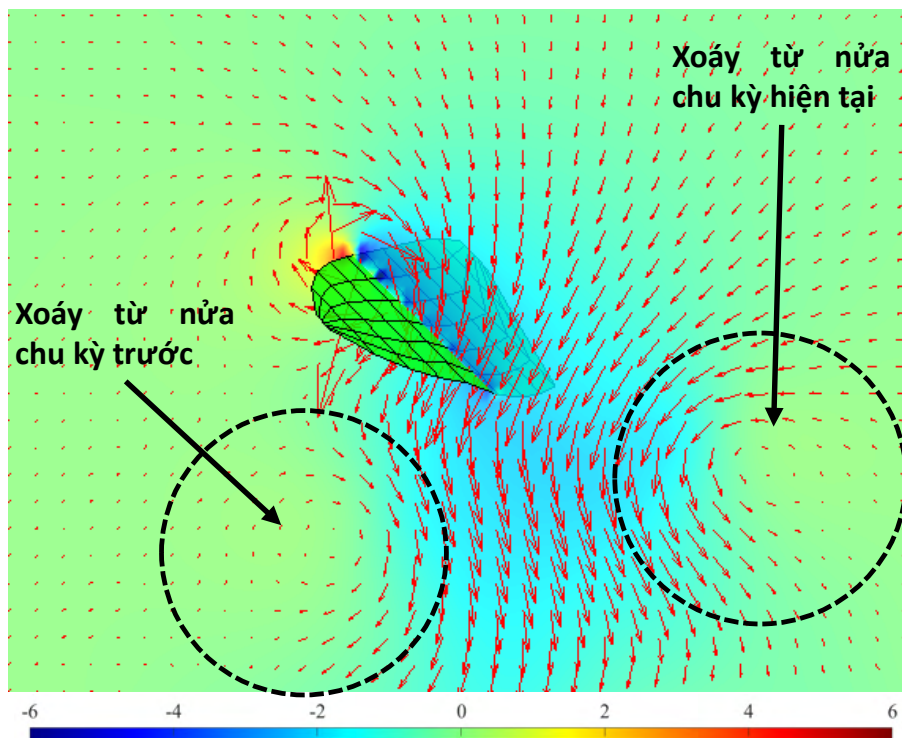
Trên Hình 4.6, các mũi tên biểu diễn trường vận tốc trong mặt phẳng thẳng đứng đi qua 0,5 sải cánh tại thời điểm giữa của nửa chu kỳ vẫy. Bản đồ nhiệt thể hiện sự phân bố độ lớn của vận tốc dòng khí đi xuống. Có thể thấy rõ sự xuất hiện của xoáy phía sau cánh sinh ra bởi nửa chu kỳ hiện tại, cũng như xoáy đã tạo ra ở nửa chu kỳ trước. Dòng khí đi xuống chủ yếu tập trung vào khoảng giữa hai xoáy. Hai xoáy này của cánh mềm bị đẩy ra xa nhau hơn đồng thời di chuyển xuống nhanh hơn so với của cánh cứng. Do đó, mô hình cánh mềm tạo ra phản lực lớn hơn, đây cũng là một nguyên nhân khiến lực nâng của cánh mềm lớn hơn.

Biến thiên của lực nâng và lực cản trong một chu kỳ được biểu diễn trên Hình 4.7. Từ Hình 4.7a có thể thấy, lực nâng của cánh mềm sớm pha hơn cánh cứng, tương ứng với sự sớm pha của góc xoay α ở khu vực gần mút cánh như đã nói ở trên (Hình 4.3). Lực nâng trung bình trong mỗi chu kỳ vẫy của cánh mềm là 7,26 mN, xấp xỉ một nửa trọng lượng của côn trùng (14 mN). Giá trị này lớn hơn nhiều giá trị tương ứng của cánh cứng, chỉ bằng 4,78 mN. Như vậy, cánh mềm sinh ra lực nâng đủ để nâng đỡ trọng lượng của côn trùng khi bay treo còn cánh cứng thì không.

Nguyên nhân chính của hiện tượng này là do với cùng một quy luật chuyển động ở gốc cánh, biên độ góc quét ϕ ở mút cánh của cánh mềm tăng từ 50° lên 67° so với cánh cứng do biến dạng uốn. Một nguyên nhân khác có thể là do sự sớm pha của góc xoay α ở khu vực gần mút cánh, vốn đã được nhiều nghiên cứu khác chứng minh là có thể cải thiện đặc tính khí động của cánh vẫy [35, 122]. Hình 4.7b cho thấy sự khác biệt của lực cản giữa cánh cứng và cánh mềm là không đáng kể. Chỉ có sự tăng nhẹ biên độ lực cản của cánh mềm do ảnh hưởng của biến dạng.

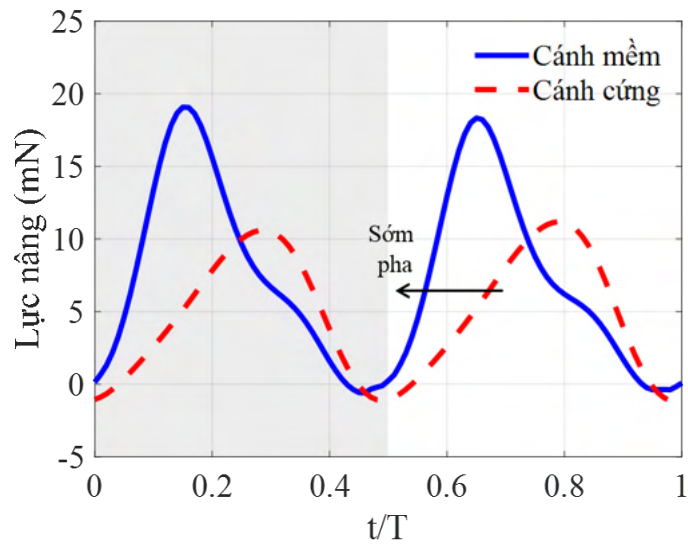


a) Cánh mềm

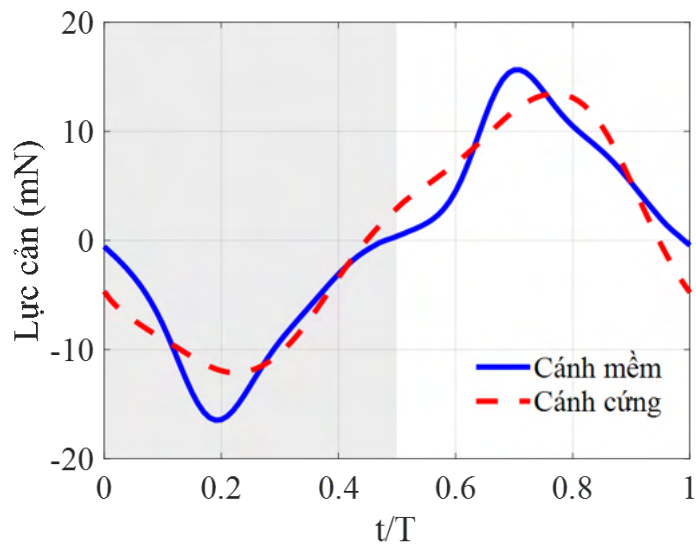


b) Cánh cứng

Hình 4.6 Trường vận tốc trong mặt phẳng thẳng đứng đi qua 0,5 sải cánh



a) Lực nâng

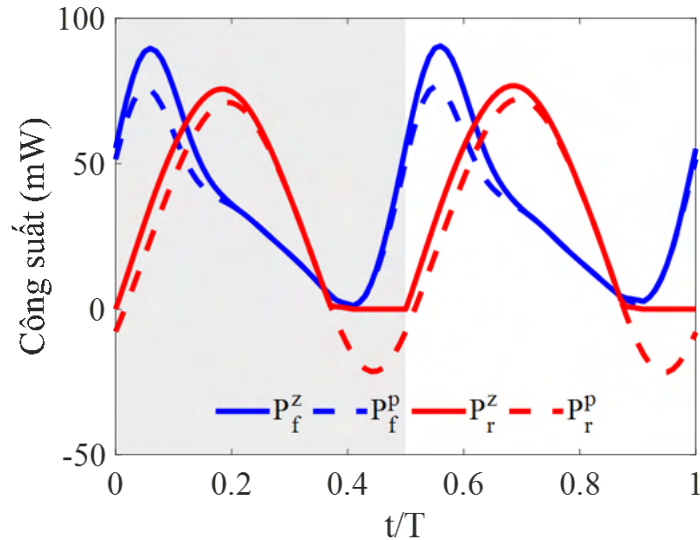


b) Lực cản

Hình 4.7 Sự biến thiên của lực khí động trong một chu kỳ vẫy cánh

Công suất để bay treo được tính toán và biểu diễn trên Hình 4.8, trong đó các chỉ số trên p và z tương ứng là ký hiệu cho công suất khi có và không có dự trữ năng lượng, chỉ số dưới f và r tương ứng với cánh mềm và cánh cứng. Nếu không xét đến dự trữ năng lượng, công suất lớn nhất trong một chu kỳ đối với cánh mềm và cánh cứng lần lượt là 88,1 mW và 70,2 mW. Các kết quả này phù hợp với các giá trị lần lượt là 95 mW và 58 mW thu được từ mô phỏng FSI của

Reid và cộng sự [91]. Các kết quả thu được cũng nằm trong khoảng giá trị của nghiên cứu thực nghiệm bởi Tu và Daniel [123].



Hình 4.8 Các thành phần công suất trong mỗi chu kỳ

Các thành phần lực khí động và công suất trung bình theo chu kỳ được tổng hợp trong Bảng 4.3. $\bar{P}^p$ và $\bar{P}^z$ là ký hiệu công suất cho mỗi đơn vị khối lượng (Body-mass-specific power) khi có và không có dự trữ năng lượng. Các đại lượng này được tính bằng cách chia công suất tương ứng cho khối lượng của côn trùng. Các kết quả mô phỏng khá sát với kết quả từ nghiên cứu của Willmott và Ellington [124]. Trong nghiên cứu cánh vẫy, thường sử dụng đại lượng công suất trung bình trên mỗi đơn vị lực (Mean power per unit force), được tính bằng tỉ lệ giữa công suất trung bình và lực nâng trung bình trong một chu kỳ vẫy. Đại lượng này được dùng để đánh giá hiệu quả tạo lực của cánh, giá trị này càng nhỏ thì hiệu suất của cánh càng cao. Ở đây, chúng được ký hiệu là η^p và η^z tương ứng với trường hợp giả thiết có và không có dự trữ năng lượng đàn hồi. Với cả hai giả thiết, cánh mềm đều có hiệu suất năng lượng cao hơn cánh cứng.

Kết quả tính toán được trình bày trong Bảng 4.3 cho thấy, so với sử dụng cánh cứng, sử dụng cánh mềm có thể tăng lực nâng lên đến 52%. Sử dụng cánh

mềm cũng làm tăng công suất trung bình cho mỗi đơn vị khối lượng, chủ yếu do sự tăng lên của lực cản, nhưng công suất trung bình trên mỗi đơn vị lực lại giảm đi 18,5% và 29%, tương ứng với giả thiết cánh có và không có dự trữ năng lượng đàn hồi.

Bảng 4.3 Các thành phần lực và công suất trung bình theo chu kỳ

	Lực nâng trung bình (mN)	Lực cản trung bình (mN)	$\bar{P}^p$ (W·kg ⁻¹)	$\bar{P}^z$ (W·kg ⁻¹)	η^p (W·N ⁻¹)	η^z (W·N ⁻¹)
Cánh mềm	7,26	-0,07	22,31	25,02	3,07	3,45
Cánh cứng	4,78	0,04	18,03	23,23	3,77	4,86
Willmott & Ellington [124]	-	-	17,72	22,63	-	-

4.2. Nghiên cứu ảnh hưởng của các thông số động học đến đặc tính đàn hồi khí động

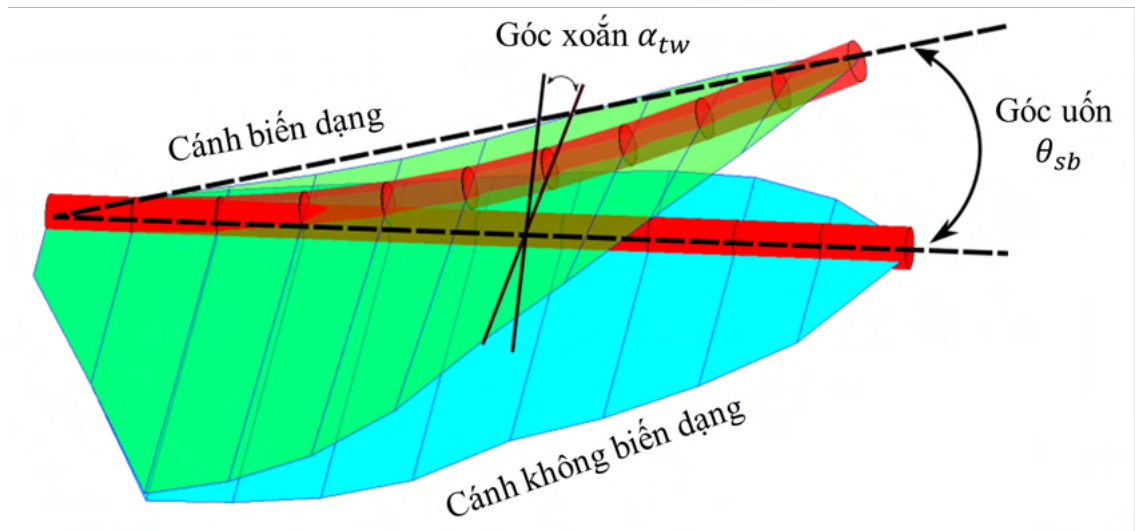
Trong phần này sẽ khảo sát ảnh hưởng các thông số động học quan trọng như biên độ và giá trị trung bình của các góc Euler cũng như tần số vẫy đến đặc tính đàn hồi khí động của cánh côn trùng. Giá trị cơ sở của các tham số được xác định dựa trên động học của cánh côn trùng thật như đã trình bày trong mục 4.1. Các giá trị cơ sở và khoảng khảo sát của mỗi thông số được trình bày trong Bảng 4.4.

Bảng 4.4 Khoảng khảo sát của các tham số

Tham số	Giá trị cơ sở	Khoảng khảo sát
α_a (độ)	45	[20 ÷ 80]
f (Hz)	26,1	[10 ÷ 40]
ϕ_a (độ)	50	[20 ÷ 80]
θ_0 (độ)	-10	[-20 ÷ 20]
θ_a (độ)	0	[-10 ÷ 10]

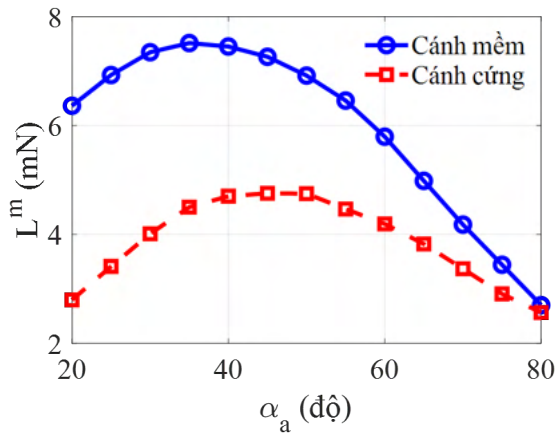
Không xét đến ảnh hưởng của giá trị góc quét trung bình ϕ_0 , do đại lượng này không ảnh hưởng đến hiệu quả tạo lực và công suất trong trường hợp bay treo. Hơn nữa, để duy trì trạng thái đối xứng, góc xoay trung bình α_0 được coi là không đổi và bằng 90 độ.

Với mỗi trường hợp, xác định lực nâng trung bình L^m và công suất trung bình P^m trong mỗi chu kỳ vẫy, công suất trung bình cho mỗi đơn vị lực η , góc uốn θ_{sb} và góc xoắn α_{tw} . Định nghĩa của các góc uốn và xoắn được thể hiện trên Hình 4.9, xác định tại khoảng cách $0,8R$ tính từ gốc cánh. Theo nghiên cứu của Casey [125] đối với loài bướm đêm, ảnh hưởng của dự trữ năng lượng đàn hồi đến công suất là không đáng kể. Do đó, công suất trung bình P^m được xác định trong phần này là công suất của cánh với giả thiết bỏ qua dự trữ năng lượng đàn hồi.

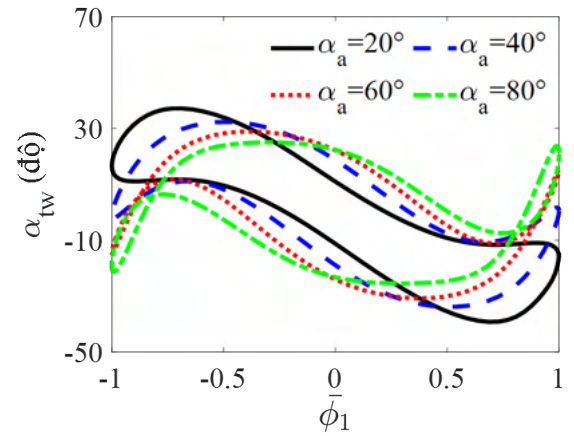


Hình 4.9 Định nghĩa các góc xoắn và góc uốn

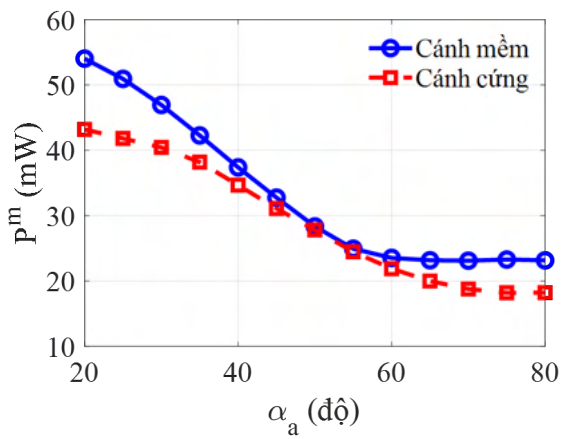
Kết quả khảo sát các tham số được biểu diễn trên các Hình 4.10 - Hình 4.14. Trong biểu đồ pha của các góc biến dạng, $\bar{\phi}_1 = \frac{\phi_1 - \phi_0}{\phi_a}$ là góc quét tương đối tại gốc cánh.



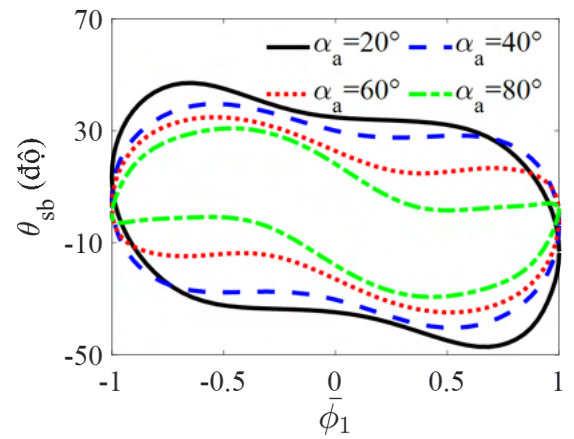
a) Lực nâng trung bình



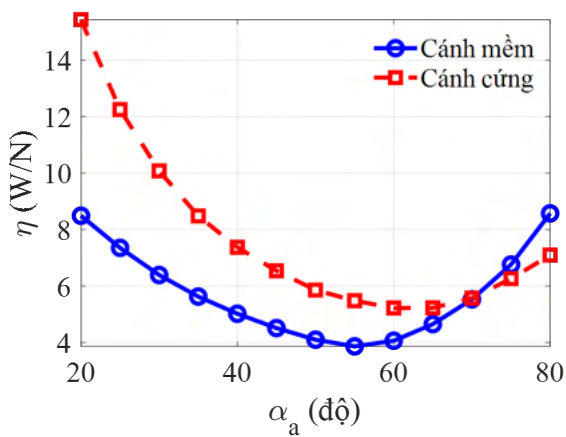
d) Góc xoắn



b) Công suất trung bình

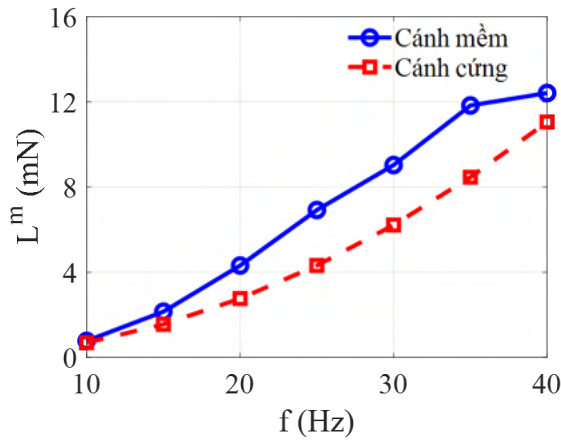


e) Góc uốn

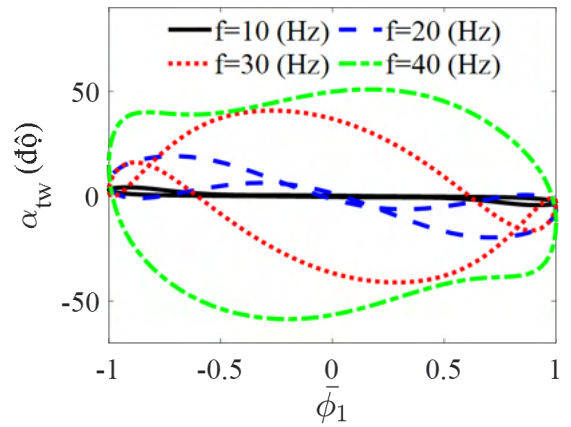


c) Công suất trung bình cho một đơn vị lực

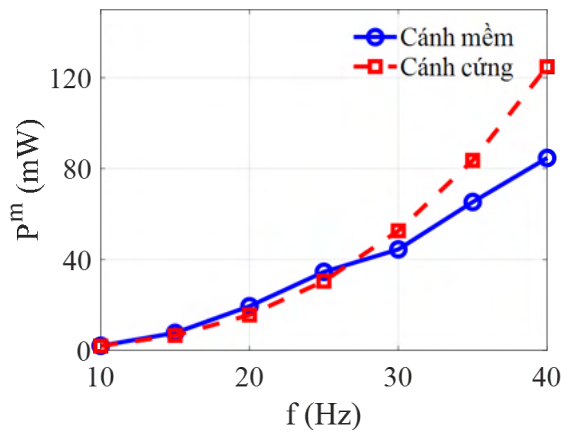
Hình 4.10 Ảnh hưởng của biên độ góc xoay



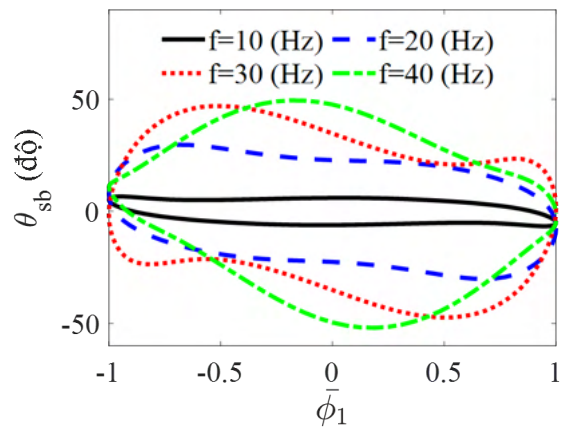
a) Lực nâng trung bình



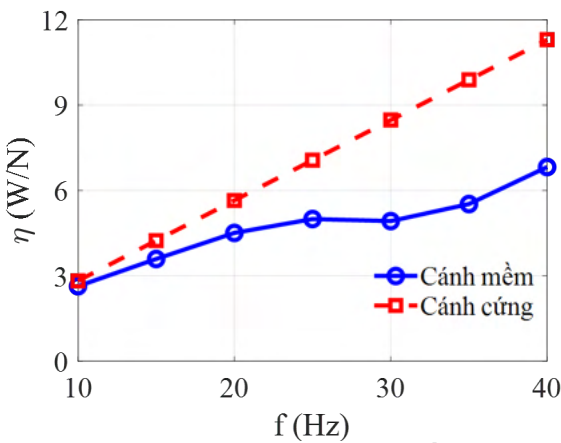
d) Góc xoắn



b) Công suất trung bình

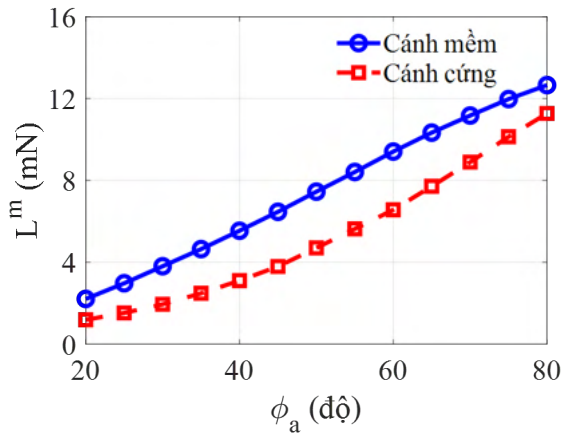


e) Góc uốn

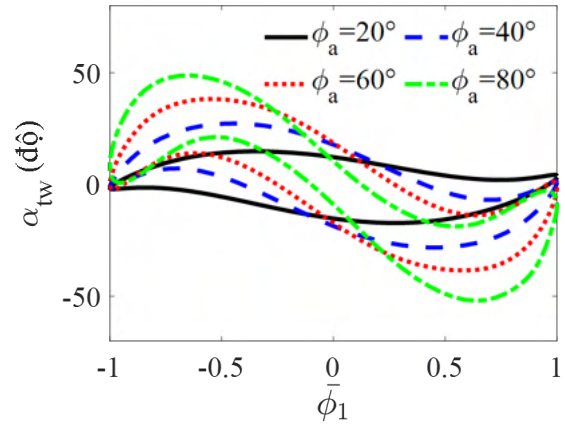


c) Công suất trung bình cho một đơn vị lực

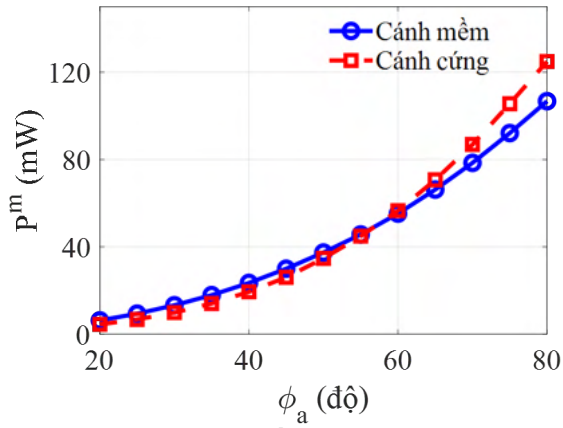
Hình 4.11 Ảnh hưởng của tần số vẫy



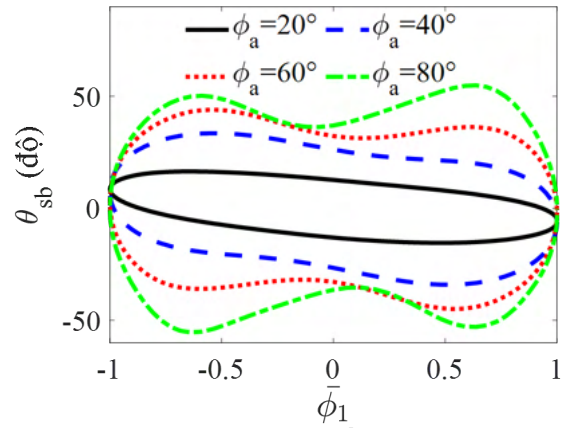
a) Lực nâng trung bình



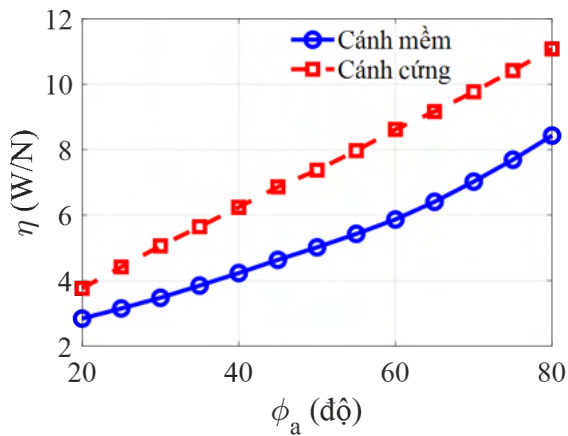
d) Góc xoắn



b) Công suất trung bình

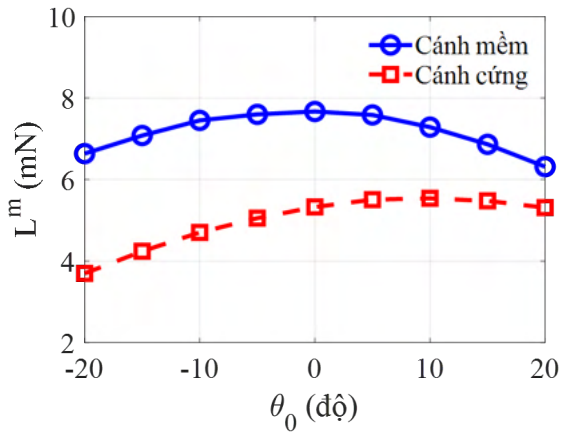


e) Góc uốn

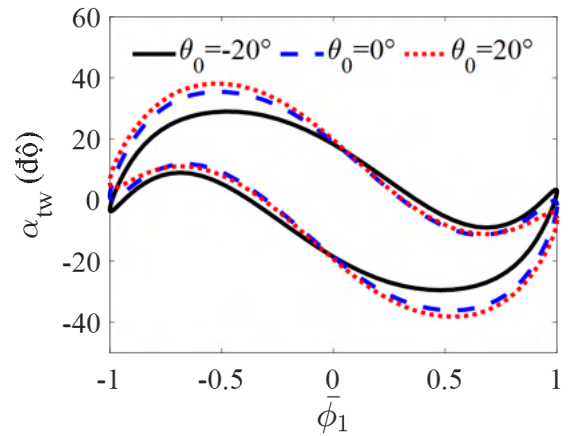


c) Công suất trung bình cho một đơn vị lực

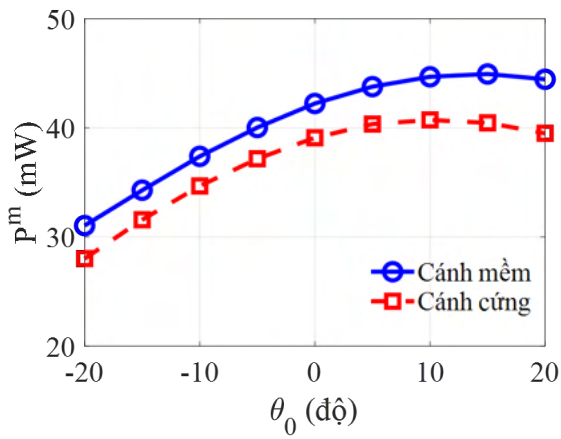
Hình 4.12 Ảnh hưởng của biên độ góc quét



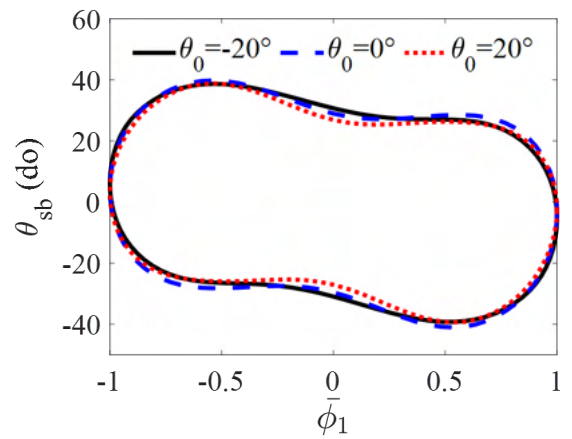
a) Lực nâng trung bình



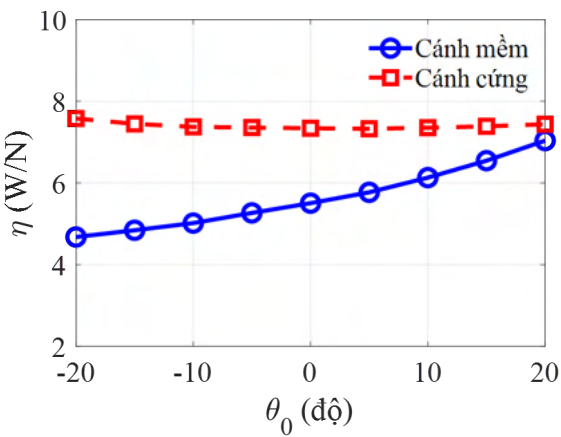
d) Góc xoắn



b) Công suất trung bình

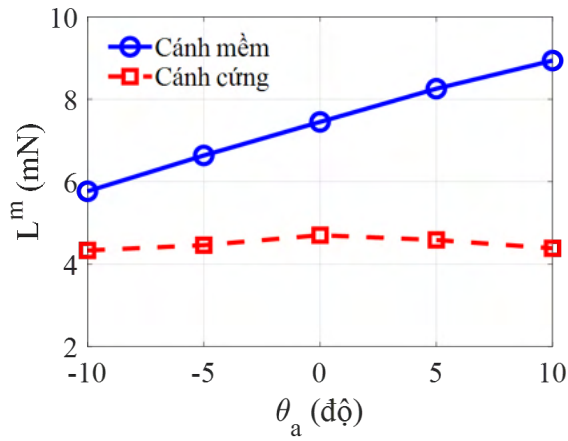


e) Góc uốn

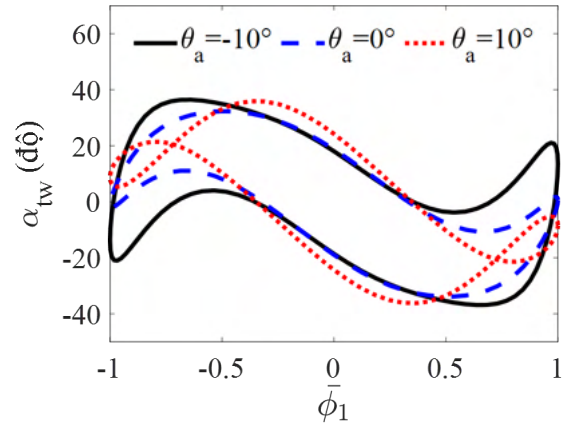


c) Công suất trung bình cho một đơn vị lực

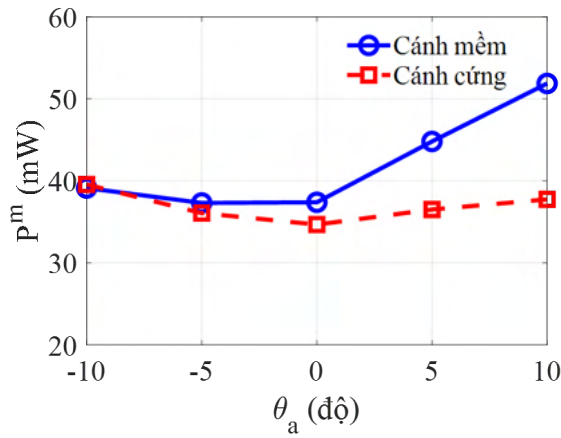
Hình 4.13 Ảnh hưởng của giá trị trung bình góc lên - xuống



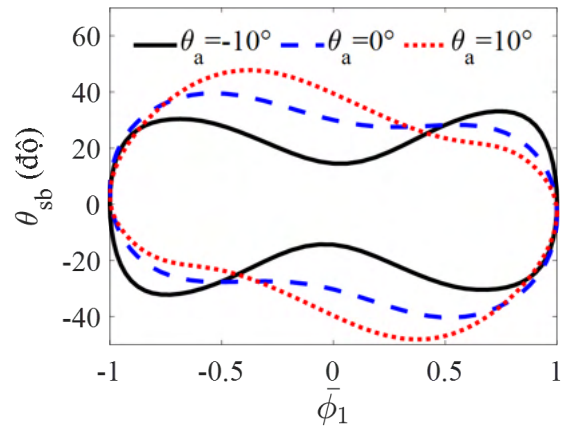
a) Lực nâng trung bình



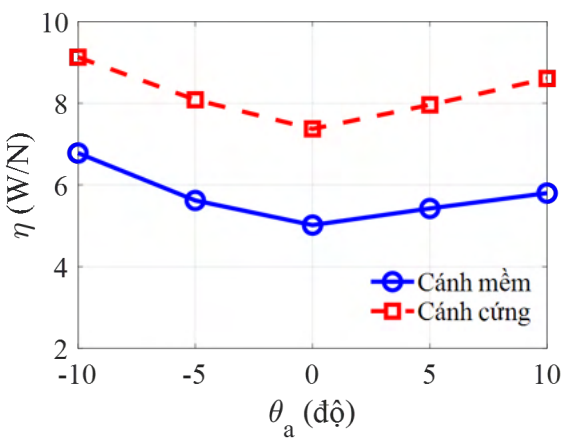
d) Góc xoắn



b) Công suất trung bình



e) Góc uốn



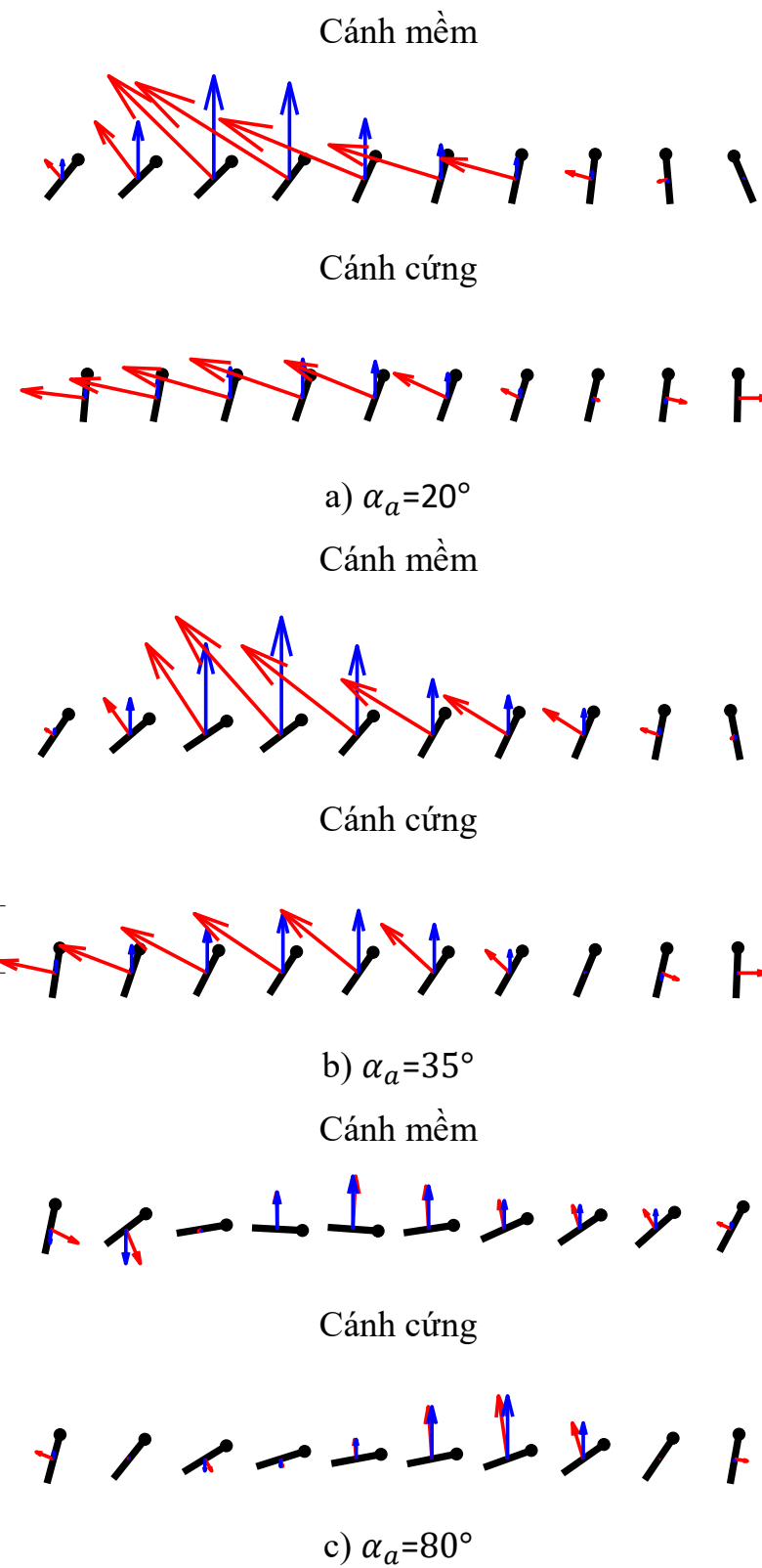
c) Công suất trung bình cho một đơn vị lực

Hình 4.14 Ảnh hưởng của biên độ góc lên - xuống

Có thể thấy, trong hầu hết trường hợp cánh mềm đều tạo ra lực nâng lớn hơn và có hiệu quả tạo lực tốt hơn so với cánh cứng. Điều này có thể giải thích bởi sự tăng của biên độ góc quét và sự sớm pha của góc xoay ở mút cánh, vốn đã được giải thích ở phần trước.

Biên độ góc xoay. Từ Hình 4.10a có thể thấy, cánh cứng đạt lực nâng lớn nhất ở biên độ góc xoay α_a khoảng 45° , tương đương với góc tấn tại điểm giữa của mỗi nửa chu kỳ khoảng 45° . Giá trị này phù hợp với các nghiên cứu trước đây [31, 35], theo đó góc tấn tại điểm giữa của mỗi nửa chu kỳ khoảng từ 40° đến 50° sẽ cho lực nâng lớn nhất. Cánh mềm đạt lực nâng lớn nhất tại biên độ góc xoay nhỏ hơn, ở khoảng 35° . Điều này có thể được giải thích là do đối với cánh mềm, biến dạng xoắn làm tăng biên độ góc xoay α dọc theo sải cánh (Hình 4.4), nên lực nâng lớn nhất xảy ra ở α_a nhỏ hơn.

Khi α_a giảm thì góc tấn tăng lên, theo nghiên cứu CFD của Wilkins [37, 126] sẽ làm cho kích thước ổn định của XMT tăng lên, đồng thời làm tăng lực pháp tuyến của cánh. Điều này có thể thấy rõ qua Hình 4.15, trong đó biểu diễn vị trí mặt cắt gần mút cánh và các thành phần lực khí động tại các thời điểm khác nhau trong mỗi nửa chu kỳ vẫy. Thành phần thẳng đứng là lực nâng còn lực pháp tuyến vuông góc với bề mặt cánh. Khi $\alpha_a = 20^\circ$ (Hình 4.15a) thì lực pháp tuyến là lớn nhất, tuy nhiên tại đây thành phần lực ngang lớn còn lực nâng theo phương thẳng đứng nhỏ. Khi α_a tăng lên thì thành phần lực ngang giảm xuống còn lực nâng tăng lên, dẫn đến lực nâng lớn nhất tại $\alpha_a = 35^\circ$ đối với cánh mềm (Hình 4.15b) và $\alpha_a = 45^\circ$ đối với cánh cứng. Đối với giá trị α_a lớn, góc tấn nhỏ dẫn đến giảm lực khí động (Hình 4.15c), nên biến dạng của cánh mềm cũng nhỏ hơn (Hình 4.10d-e). Kết quả là, sự khác biệt giữa cánh cứng và cánh mềm cũng ít rõ ràng hơn.

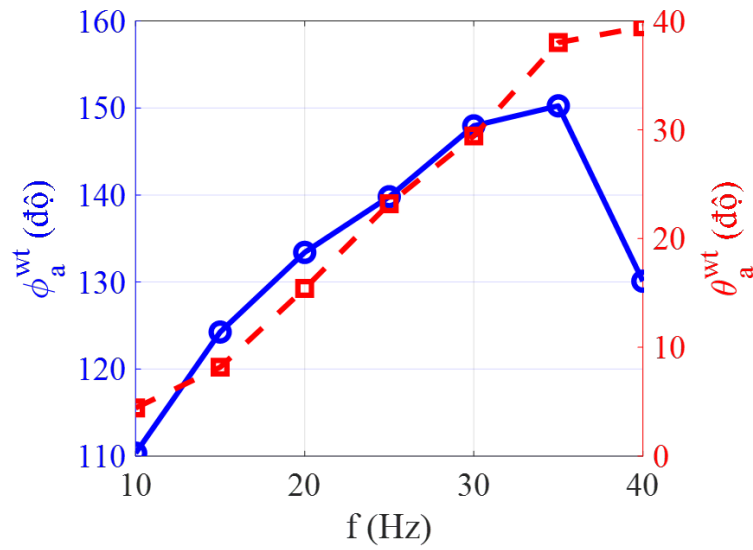


Hình 4.15 Vị trí mặt cắt cánh và các thành phần lực khí động với các biên độ góc xoay khác nhau

Từ Hình 4.10c có thể thấy, cánh mềm đạt hiệu suất tạo lực tốt nhất ở biên độ góc xoay α_a bằng 55° , nhỏ hơn giá trị tương đương của cánh cứng là 65° .

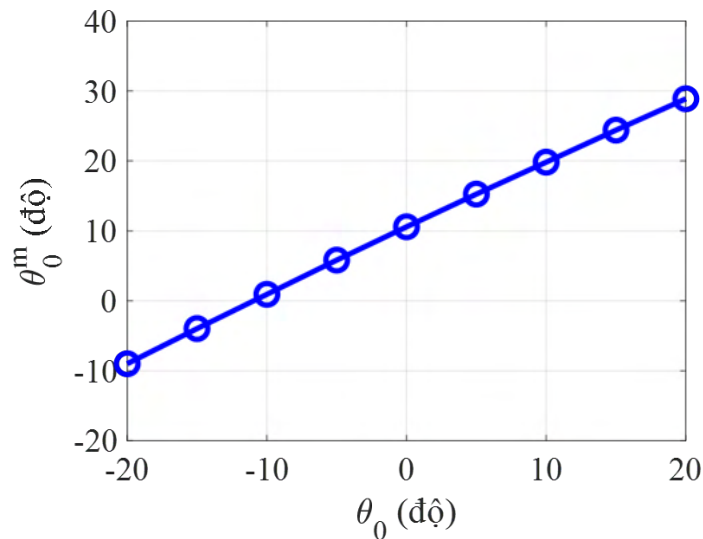
Tần số vẫy và biên độ góc quét. Ảnh hưởng của việc thay đổi tần số vẫy f và biên độ góc quét ϕ_a khá tương tự nhau (Hình 4.11 và Hình 4.12). Khi tăng tần số và biên độ góc quét, công suất và lực nâng cũng như hiệu suất tăng lên. Cần chú ý rằng, đối với cánh cứng lực nâng tỉ lệ thuận với bình phương của tần số và biên độ góc quét, điều này phù hợp với xu hướng được nêu trong tài liệu [78]. Đối với cánh mềm quan hệ này không còn đúng nữa, mà gần với quan hệ tuyến tính hơn. Có thể thấy khi tần số tăng lên, chênh lệch lực nâng giữa cánh mềm và cánh cứng cũng tăng. Nhưng ở tần số lớn hơn 35 Hz thì chênh lệch này lại có xu hướng giảm xuống. Điều này có thể giải thích là do ở tần số lớn hơn 35 Hz, góc lên - xuống ở gần mút cánh rất lớn do biến dạng uốn thụ động, dẫn đến giảm biên độ góc quét. Có thể thấy trên Hình 4.16, biên độ góc lên - xuống ở mút cánh tăng theo tần số vẫy, θ_a^{wt} có thể đạt đến gần 40° ở tần số vẫy 40 Hz. Điều này làm giảm đột ngột biên độ góc vẫy ở mút cánh ϕ_a^{wt} . Chính điều này làm giảm sự chênh lệch lực nâng giữa cánh cứng và cánh mềm.

Ở tần số vẫy nhỏ hơn 26 Hz và biên độ góc quét nhỏ hơn 55° thì cánh mềm cần công suất lớn hơn so với cánh cứng. Tuy nhiên, ở các tần số vẫy và biên độ góc quét lớn hơn, cánh bị xoắn mạnh hơn (Hình 4.11d và Hình 4.12d), dẫn đến giảm góc tấn cũng như lực cản. Khi đó, cánh mềm cần công suất nhỏ hơn. Tương tự, góc uốn cũng tăng lên khi f và ϕ_a tăng lên do lực khí động tác dụng lên kết cấu cánh tăng lên (Hình 4.11e và Hình 4.12e).



Hình 4.16 Phân tích ảnh hưởng của tần số vẩy đến biên độ góc quét và góc lên - xuống ở mút cánh

Giá trị trung bình của góc lên - xuống. Lực nâng của cánh cứng đạt giá trị lớn nhất ở θ_0 khoảng 10° (Hình 4.13a). Xu hướng biến thiên của lực nâng theo θ_0 có thể được giải thích bởi hiệu ứng xoay bổ sung (added-rotation effect) [82] như đã nêu ở chương 1.

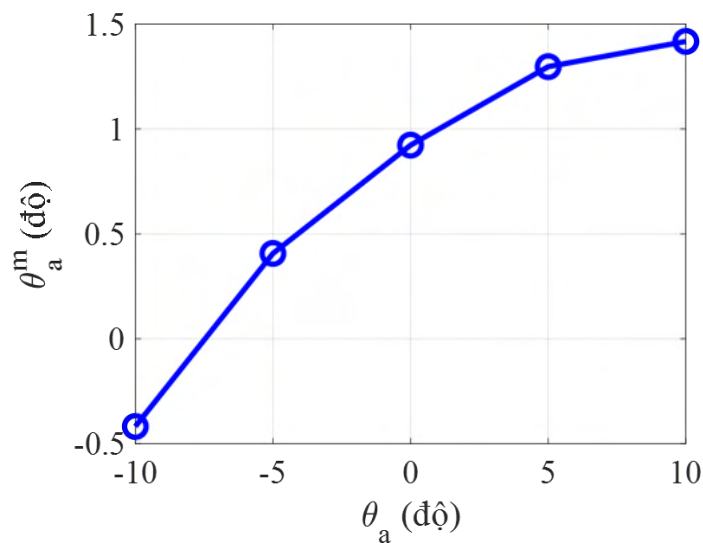


Hình 4.17 Góc lên - xuống trung bình tại mút cánh của cánh mềm với các giá trị khác nhau của θ_0

Đối với cánh mềm, lực nâng lớn nhất khi θ_0 bằng 0° . Từ Hình 4.17 có thể thấy, giá trị trung bình của góc θ tại mút cánh θ_0^m lớn hơn tại tại gốc cánh

khoảng 10° do biến dạng uốn. Do đó, khi $\theta_0 = 0^\circ$, góc lên - xuống trung bình tại mút cánh của cánh mềm sẽ khoảng 10° , gần với giá trị có lực nâng lớn nhất của cánh cứng. Từ biến thiên góc xoắn và góc uốn trên các Hình 4.13d và e, có thể thấy giá trị trung bình của góc lên - xuống không có ảnh hưởng đáng kể nào đến biến dạng của cánh.

Biên độ góc lên - xuống. Biên độ góc lên - xuống hầu như không có ảnh hưởng đến lực nâng của cánh cứng nhưng làm tăng đáng kể lực nâng của cánh mềm. Nguyên nhân là do đối với cánh cứng, giá trị trung bình của góc θ không đổi và luôn bằng 0° . Tuy nhiên đối với cánh mềm, khi tăng θ_a thì giá trị trung bình của góc lên - xuống ở mút cánh cũng tăng dẫn đến tăng lực nâng do hiệu ứng xoay bổ sung (Hình 4.18).



Hình 4.18 Góc lên - xuống trung bình tại mút cánh của cánh mềm với các giá trị khác nhau của θ_a

Khi $\theta_a > 0$, công suất của cánh mềm tăng lên đáng kể. Từ Hình 4.14c có thể thấy, khi $\theta_a = 0$ thì cả cánh cứng và cánh mềm đều đạt hiệu suất tốt nhất, chứng tỏ chuyển động lên-xuống của cánh không có lợi về mặt năng lượng, tương tự như kết quả thu được từ một số nghiên cứu trước đây [78, 81]. Điều này càng khẳng định giả thiết rằng chuyển động lên xuống của cánh không phải

là chuyển động có chủ đích của côn trùng, nhiều khả năng đó chỉ là hệ quả của biến dạng cánh và cơ cấu đàn hồi ở vị trí nối giữa thân với cánh. Hơn nữa, chuyển động lên – xuống ở gốc cánh cũng gây ra sự thay đổi lớn của các góc biến dạng (Hình 4.14d-e).

4.3. Nghiên cứu ảnh hưởng của độ cứng kết cấu cánh đến đặc tính đàn hồi khí động

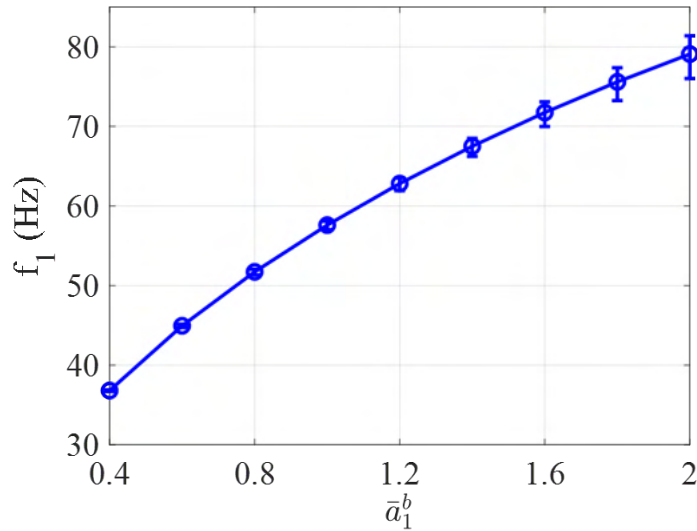
Tiếp theo, luận án trình bày kết quả nghiên cứu ảnh hưởng của các hệ số phân bố độ cứng đến đặc tính đàn hồi khí động của cánh bướm *Manduca Sexta* khi bay treo. Lần lượt thay đổi các giá trị a_i^b và a_i^t ($i = 1, 2$) trong công thức (2.4), với mỗi trường hợp phân bố độ cứng, tiến hành xác định:

- Các tần số dao động riêng thứ nhất f_1 và tần số dao động riêng thứ hai f_2 của kết cấu cánh;
- Góc uốn θ_{sb} và góc xoắn α_{tw} tại mút cánh;
- Lực nâng trung bình L^m và công suất trung bình P^m trong một chu kỳ vẫy. Từ đó, có thể xác định hiệu suất năng lượng hay công suất trung bình cho mỗi đơn vị lực η .

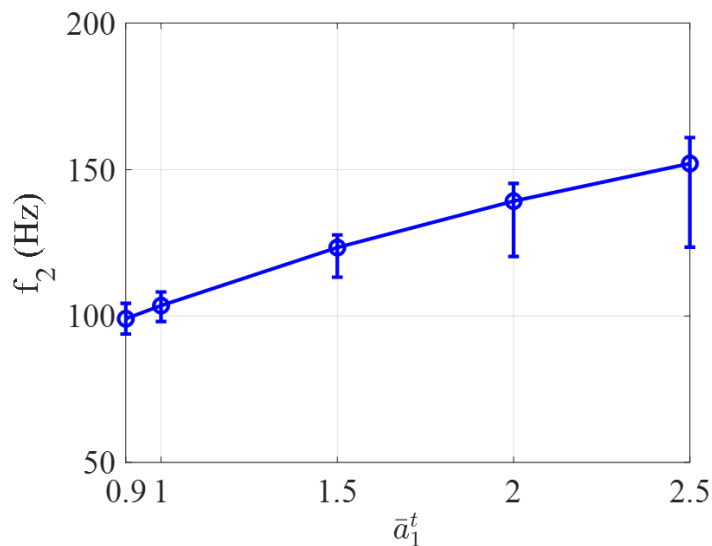
Sử dụng các ký hiệu $\bar{a}_i^b$ và $\bar{a}_i^t$ ($i = 1, 2$) là tỉ lệ giữa giá trị khảo sát của a_i^b và a_i^t so với giá trị tương ứng của cánh sinh học được cho trong Bảng 2.4. Ký hiệu θ_{sb}^a và α_{tw}^a tương ứng là biên độ đỉnh-đến-đỉnh của các góc uốn θ_{sb} và góc xoắn α_{tw} .

4.3.1 Ảnh hưởng của các hệ số a_1^b và a_1^t

Trước hết, ta tiến hành khảo sát ảnh hưởng của các hệ số a_1^b và a_1^t , đặc trưng cho độ lớn của phân bố độ cứng chống uốn và chống xoắn dọc theo sải cánh. Cho $\bar{a}_1^b$ biến thiên từ 0,4 đến 2, $\bar{a}_1^t$ thay đổi từ 0,9 đến 2,5. Ở đây chỉ khảo sát $\bar{a}_1^t$ từ giá trị 0,9 do ở các độ cứng xoắn nhỏ hơn, biến dạng xoắn của cánh trở nên quá lớn và phi thực tế, cũng như lực nâng quá nhỏ nên không nằm trong phạm vi của bài toán thiết kế.



a) Tần số dao động riêng thứ nhất theo $\bar{a}_1^b$



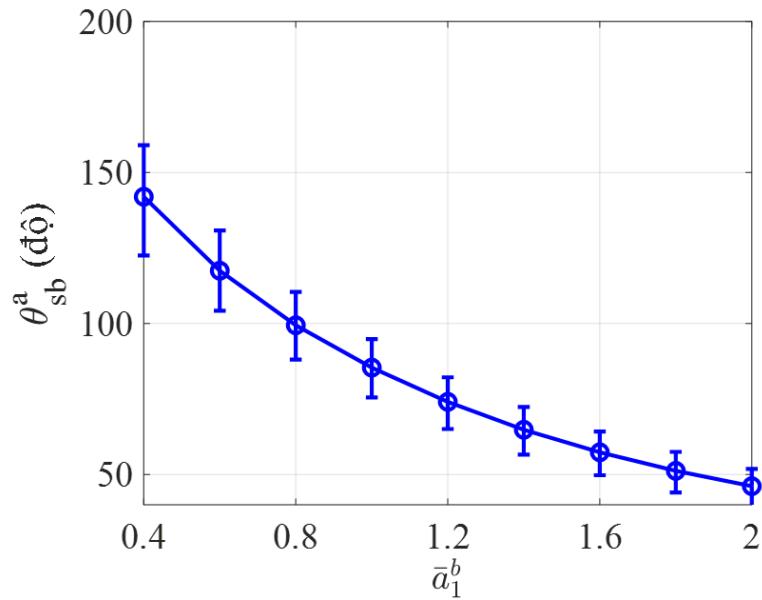
b) Tần số dao động riêng thứ hai theo $\bar{a}_1^t$

Hình 4.19 Ảnh hưởng của độ cứng đến các tần số dao động riêng

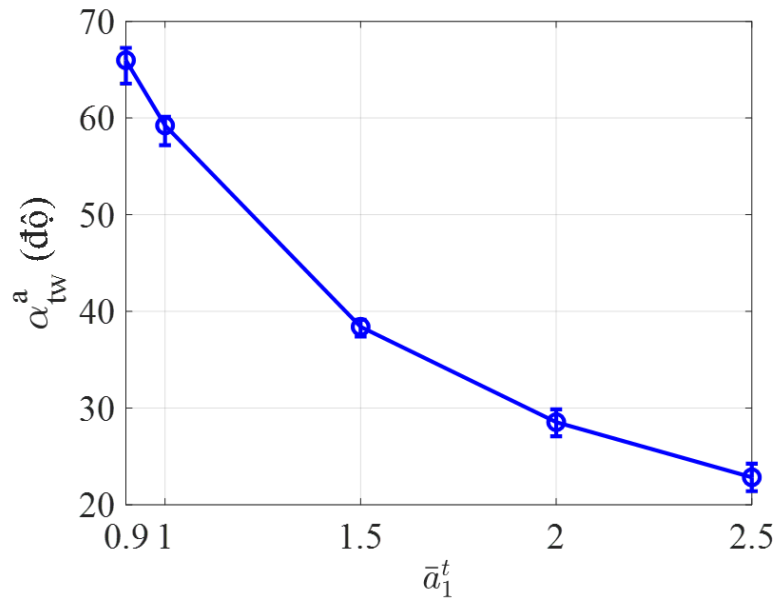
Trên Hình 4.19a biểu diễn sự phụ thuộc của tần số dao động riêng thứ nhất f_1 của kết cấu cánh theo $\bar{a}_1^b$. Tại mỗi giá trị của $\bar{a}_1^b$ thể hiện cột sai số quanh giá trị trung bình, tương ứng với sự biến thiên của f_1 theo các giá trị của $\bar{a}_1^t$. Tương tự, trên Hình 4.19b thể hiện sự phụ thuộc của f_2 vào $\bar{a}_1^t$.

Có thể thấy, độ cứng chống uốn chủ yếu ảnh hưởng tới f_1 , độ cứng chống xoắn chủ yếu ảnh hưởng tới f_2 . Khi tần số dao động riêng càng lớn thì sai số

càng lớn. Nghĩa là khi độ cứng uốn càng lớn thì độ cứng xoắn càng có ảnh hưởng đến f_l . Tương tự như vậy với độ cứng xoắn.

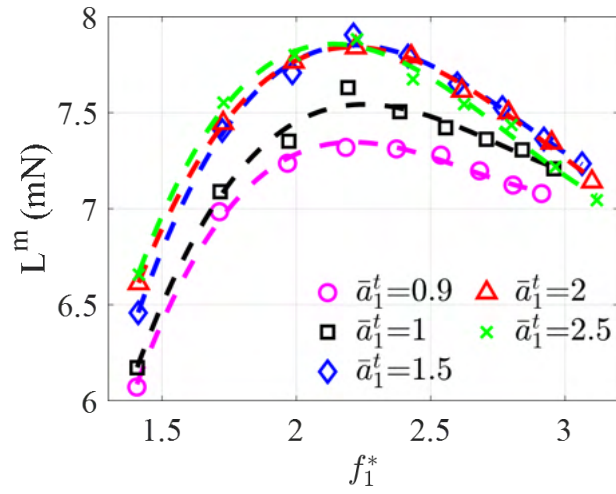


a) Biên độ góc uốn theo $\bar{a}_1^b$

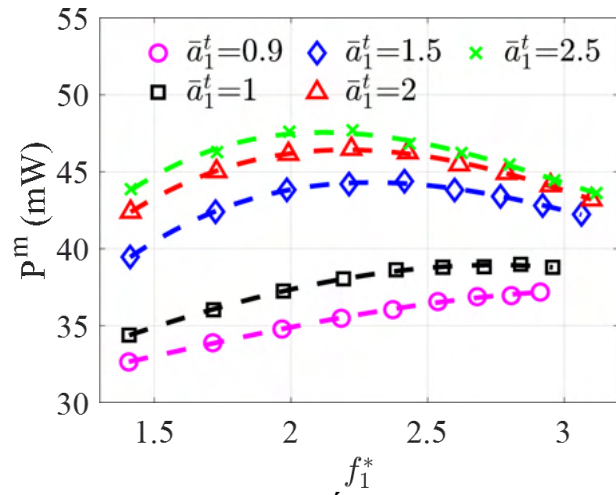


b) Biên độ góc xoắn theo $\bar{a}_1^t$

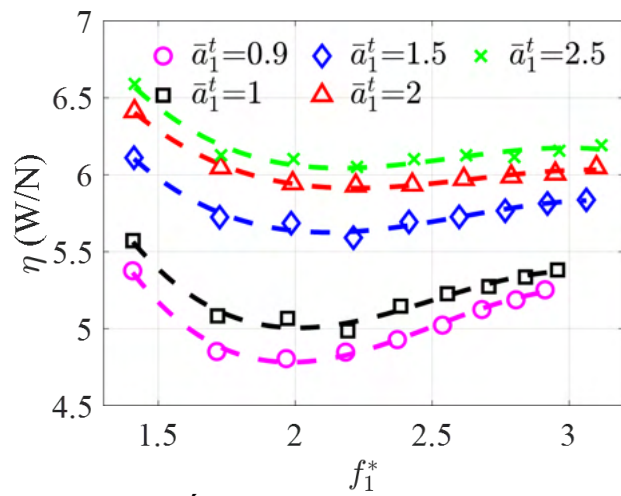
Hình 4.20 Ảnh hưởng của độ cứng đến biên độ các góc biến dạng



a) Lực nâng trung bình



b) Công suất trung bình



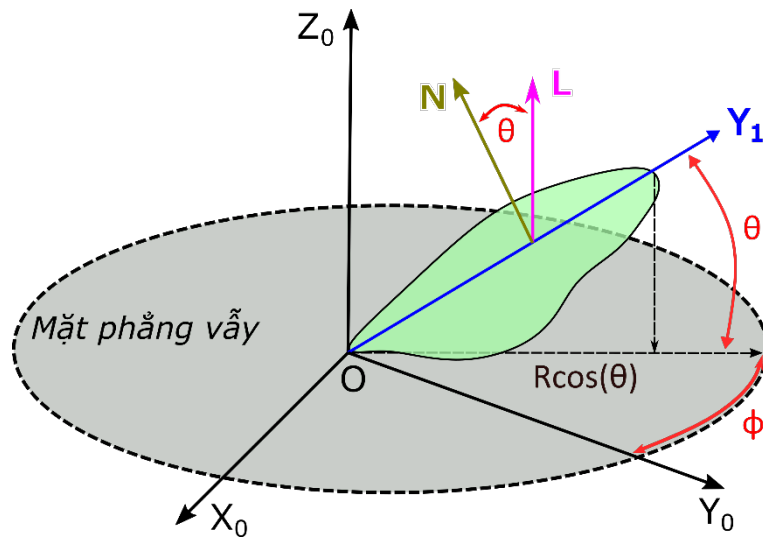
c) Công suất trung bình trên một đơn vị lực

Hình 4.21 Phân bố của các đại lượng lực và công suất theo f_1^*

Trên Hình 4.20 biểu diễn biên độ góc uốn θ_{sb}^a theo $\bar{a}_1^b$ và biên độ góc xoắn α_{tw}^a theo $\bar{a}_1^t$. Giống như Hình 4.19, tại mỗi giá trị của $\bar{a}_1^b$ cũng biểu diễn cột sai số quanh giá trị trung bình của θ_{sb}^a với các giá trị $\bar{a}_1^t$ khác nhau. Tương tự như vậy với đồ thị của α_{tw}^a . Có thể thấy, độ cứng uốn có rất ít ảnh hưởng đến α_{tw}^a và độ cứng xoắn có ảnh hưởng nhiều đến θ_{sb}^a .

Trên Hình 4.21 biểu diễn phân bố lực nâng trung bình trong một chu kỳ vẫy L^m và công suất trung bình cho một đơn vị lực η theo tỉ lệ tần số riêng f_1^* cho các độ cứng xoắn khác nhau. Tỉ lệ tần số riêng $f_1^* = f_1/f$ là tỉ lệ giữa tần số dao động riêng thứ nhất của kết cấu cánh và tần số vẫy.

Có thể thấy, quy luật biến thiên của L^m và η theo f_1^* là khá tương đồng với các giá trị khác nhau của $\bar{a}_1^t$. Khi f_1^* tăng, L^m tăng và η giảm. Chúng đạt giá trị tối ưu ở f_1^* xấp xỉ giá trị 2, sau đó L^m giảm và η tăng khi f_1^* tiếp tục tăng lên. Để giải thích cho xu hướng này, chúng ta sẽ đưa ra các đại lượng tỉ lệ đặc trưng cho lực nâng và hiệu suất năng lượng.



Hình 4.22 Sơ đồ để đưa ra đại lượng k_L

Trước hết, lực pháp tuyến trung bình trong một chu kỳ N^m của cánh tỉ lệ với bình phương vận tốc tại khu vực mút cánh, nghĩa là $(\dot{\phi}_{wt} R \cos \theta_{wt})^2$.

Trong đó, $\dot{\phi}_{wt}$ là vận tốc góc quét tại mút cánh, $R \cos \theta_{wt}$ là sải cánh hiệu dụng chiếu lên mặt phẳng vẫy (Hình 4.22). Khi đó, chúng ta có hệ thức:

$$L^m \sim N^m \cos \theta_{wt} \sim (\dot{\phi}_{wt} R \cos \theta_{wt})^2 \cos \theta_{wt} \sim \dot{\phi}_{wt}^2 (\cos \theta_{wt})^3$$

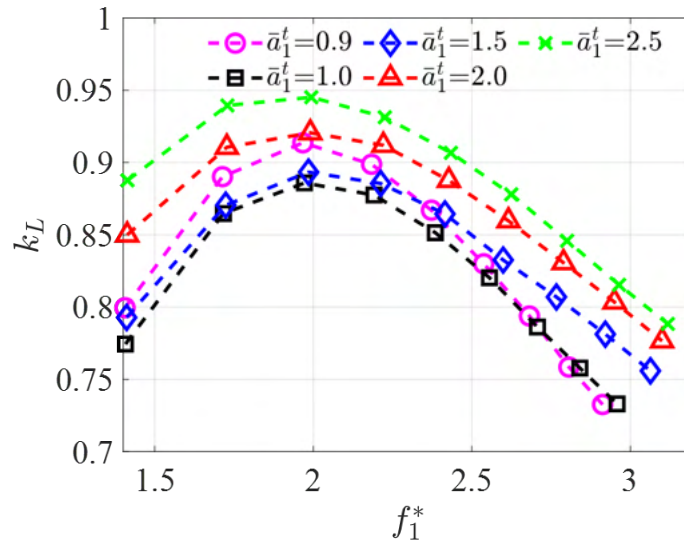
Suy ra, L^m tỉ lệ với đại lượng $k_L = \dot{\phi}_{wt}^2 (\cos \theta_{wt})^3$. Trên Hình 4.23a biểu diễn sự biến thiên của k_L với các độ cứng khác nhau. Có thể thấy, xu hướng thay đổi của k_L theo f_1^* khá tương đồng với xu hướng của L^m (Hình 4.21a).

Trong mục 4.2 đã chỉ ra sự liên quan giữa góc lên – xuống và hiệu suất năng lượng của cánh. Do đó, để giải thích cho phân bố của η trên Hình 4.21, chúng ta sẽ dựa trên đại lượng $\theta_m^{c.p}$ là góc lên – xuống trung bình trong một chu kỳ vẫy tại vị trí tâm áp. Theo nghiên cứu của Han và cộng sự [37], khi biên độ góc xoay bằng 45° thì tâm áp của cánh *Manduca Sexta* nằm tại vị trí cách gốc cánh khoảng $0,6R$. Trên Hình 4.23b biểu diễn sự biến thiên của $\theta_m^{c.p}$ với các độ cứng khác nhau. Có thể thấy, $\theta_m^{c.p} = 0$ khi f_1^* xấp xỉ giá trị 2, cùng khoảng với các giá trị tối ưu của hiệu suất năng lượng.

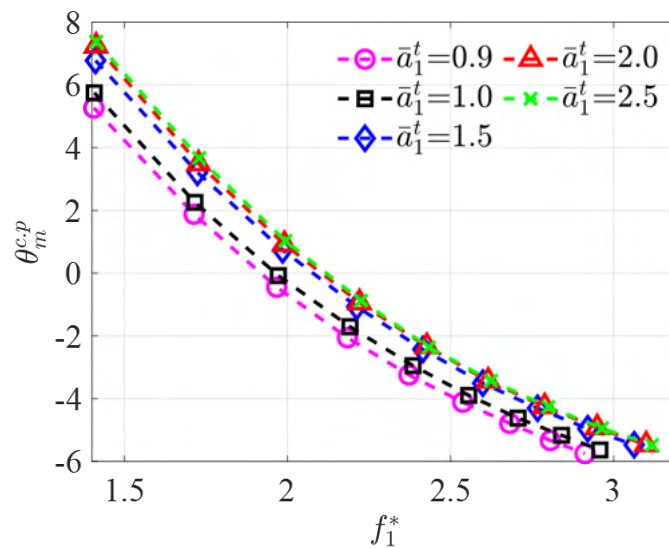
Để xác định chính xác tỉ lệ tần số riêng tối ưu, tiến hành xấp xỉ phân bố của các hàm L^m và η theo f_1^* bằng các hàm đa thức bậc 3. Trên cơ sở đó, xác định giá trị $f_{1,opt}^*$ mà tại đó phân bố lực nâng và hiệu suất đạt giá trị tối ưu. Tương tự, xác định giá trị f_1^* để k_L đạt giá trị lớn nhất và $\theta_m^{c.p} = 0$. Kết quả thu được được biểu diễn trên Hình 4.24 với các độ cứng xoắn $\bar{a}_1^t$ khác nhau.

Có thể thấy, tỉ lệ tần số tối ưu cho cả lực nâng trung bình và hiệu suất năng lượng đều xấp xỉ giá trị 2. Cần chú ý rằng, loài bướm *Manduca Sexta* có tần số vẫy khoảng 26 Hz, và tần số dao động riêng thứ nhất của kết cấu cánh khoảng 57 Hz (Bảng 2.5), như vậy tỉ lệ tần số của cánh sinh học bằng 2,2, khá gần với giá trị thu được từ mô phỏng. Ngoài ra, tỉ lệ tần số riêng mà tại đó k_L đạt giá trị lớn nhất và $\theta_m^{c.p} = 0$ cũng gần với các giá trị tương ứng của $f_{1,opt}^*$ theo L^m và η . Điều này khẳng định các lập luận ở trên về sự tương ứng của lực nâng trung

biên và hiệu suất năng lượng vào đại lượng tỉ lệ k_L và giá trị trung bình của góc lên – xuống ở tâm áp.



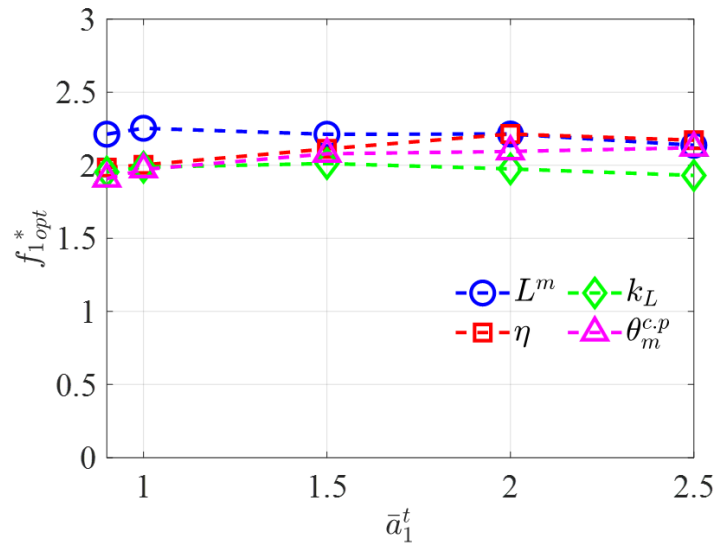
a) Đại lượng k_L



b) Giá trị trung bình của góc θ tại vị trí tâm áp

Hình 4.23 Phân tích sự biến thiên của các đại lượng tỉ lệ khi thay đổi độ cứng

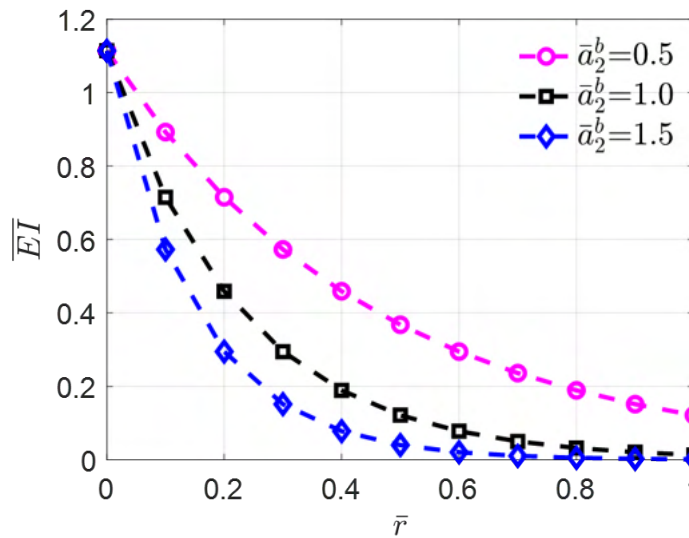
Từ Hình 4.21 có thể thấy, khi giảm độ cứng chống xoắn về cơ bản sẽ làm tăng hiệu suất năng lượng nhưng giảm lực nâng trung bình. Lúc này, biến dạng của cánh cũng tăng lên.



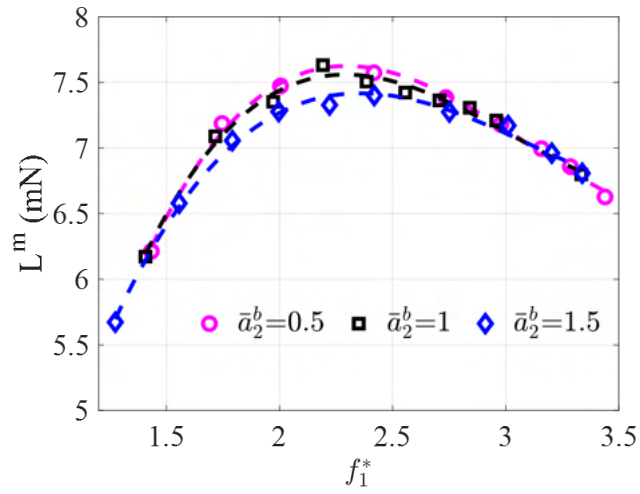
Hình 4.24 Tỷ lệ tần số tối ưu với các độ cứng xoắn khác nhau

4.3.2 Ảnh hưởng của dạng độ cứng chống uốn

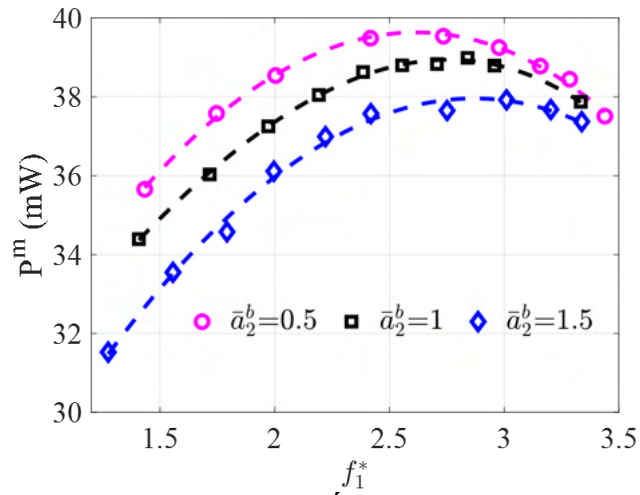
Trong phần này tiến hành nghiên cứu ảnh hưởng của dạng độ cứng chống uốn bằng cách thay đổi giá trị của hệ số $\bar{a}_2^b$. Xét $\bar{a}_2^b$ nhận các giá trị 0,5, 1,0 và 1,5, với phân bố độ cứng uốn dọc theo sải cánh có dạng như Hình 4.25. Khi $\bar{a}_2^b$ tăng thì độ cứng chống uốn ở mút cánh càng nhỏ.



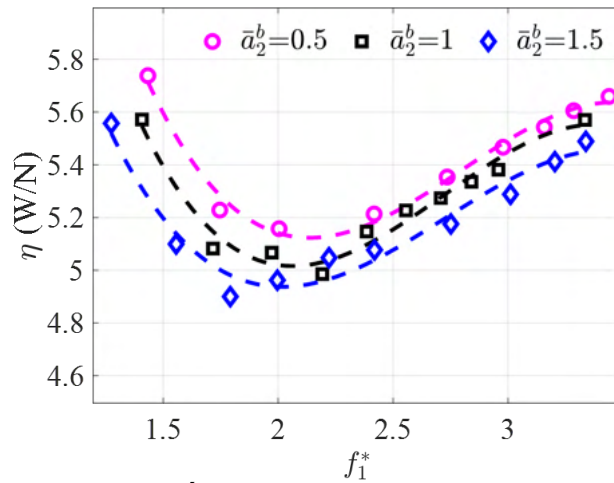
Hình 4.25 Các dạng phân bố độ cứng uốn dọc theo sải cánh



a) Lực nâng trung bình



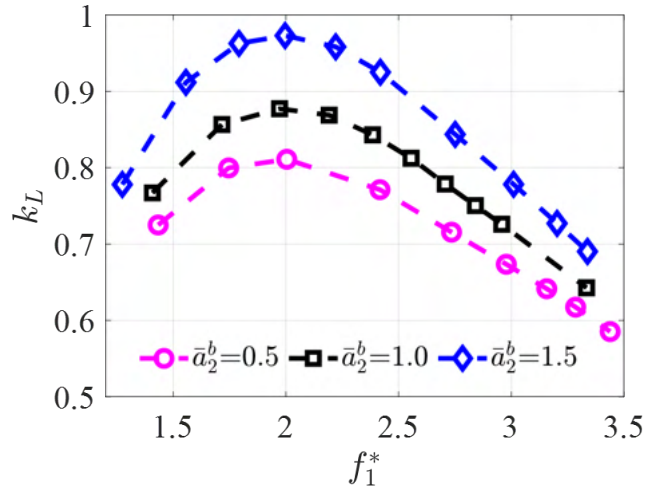
b) Công suất trung bình



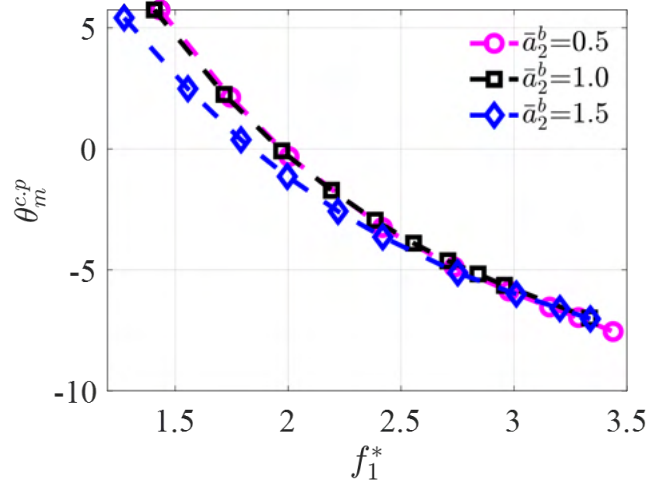
c) Công suất trung bình trên một đơn vị lực

Hình 4.26 Phân bố của các đại lượng lực và công suất theo f_1^* tương ứng với các dạng độ cứng uốn khác nhau

Với mỗi dạng phân bố độ cứng chống uốn, thay đổi $\bar{a}_1^b$ sao cho tần số dao động riêng f_l biến thiên trong khoảng từ 30 đến 90 Hz. Phân bố lực nâng trung bình, công suất trung bình và công suất trung bình trên một đơn vị lực theo f_1^* được biểu diễn trên Hình 4.26.



a) Đại lượng k_L



b) Giá trị trung bình của góc θ tại vị trí tâm áp

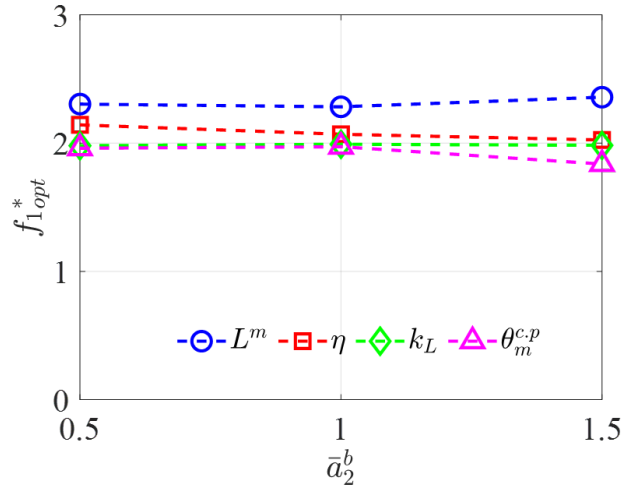
Hình 4.27 Phân tích sự biến thiên của các đại lượng tỉ lệ tương ứng với các dạng độ cứng uốn khác nhau

Về cơ bản, quy luật biến thiên của L^m và η theo f_1^* là tương đối giống nhau với các giá trị $\bar{a}_2^b$ khác nhau. Với cùng một tần số dao động riêng, L^m có xu hướng tăng khi $\bar{a}_2^b$ giảm, tuy vậy chênh lệch giữa các trường hợp là không đáng kể. Tương tự, khi $\bar{a}_2^b$ giảm thì η tăng, nghĩa là hiệu suất năng lượng giảm. Như

vậy, với cùng giá trị f_1^* , cánh có độ cứng uốn ở mút cánh nhỏ sẽ có hiệu suất năng lượng tốt hơn.

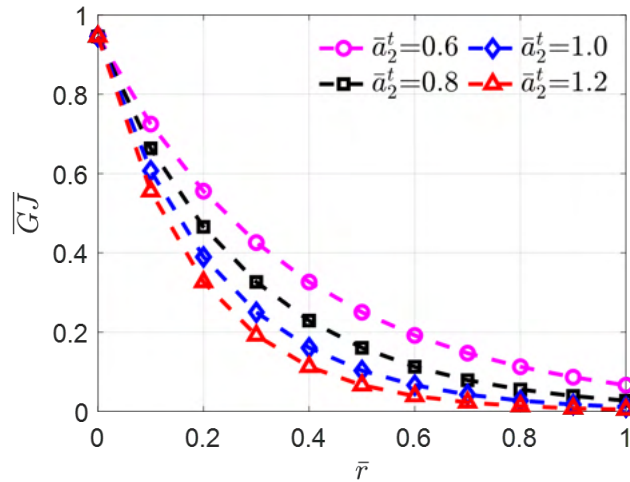
Sự thay đổi của k_L và $\theta_m^{c,p}$ theo f_1^* được biểu diễn trên Hình 4.27.

Tương tự như phần trên, tiến hành xấp xỉ các hàm phân bố của L^m và η theo f_1^* bằng đa thức bậc 3. Tỷ lệ tần số tối ưu theo $\bar{a}_2^b$ được thể hiện trên Hình 4.28. Có thể thấy rằng, tỷ lệ tần số tối ưu hầu như không phụ thuộc vào $\bar{a}_2^b$, cơ bản vẫn xấp xỉ giá trị 2. Tỷ lệ tần số riêng mà tại đó k_L đạt giá trị lớn nhất và $\theta_m^{c,p} = 0$ cũng gần với các giá trị tương ứng của $f_{1_{opt}}^*$ theo L^m và η .

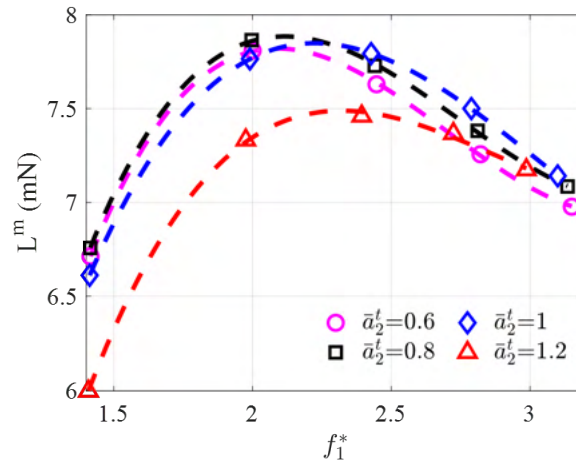


Hình 4.28 Tỷ lệ tần số tối ưu theo $\bar{a}_2^b$

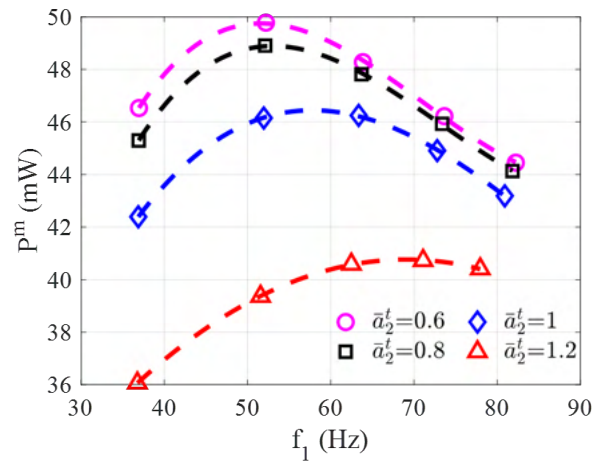
4.3.3 Ảnh hưởng của dạng độ cứng chống xoắn



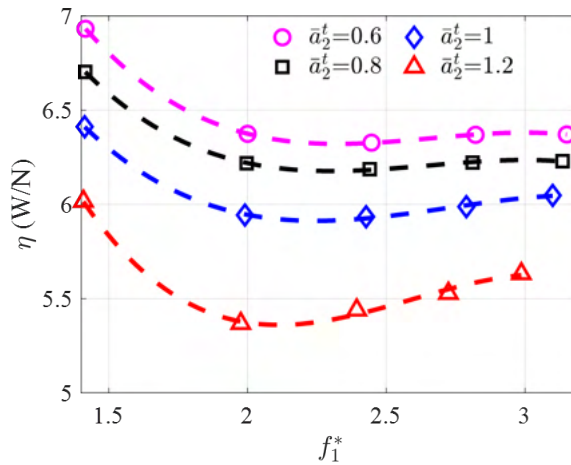
Hình 4.29 Các dạng phân bố độ cứng xoắn dọc theo sải cánh



a) Lực nâng trung bình



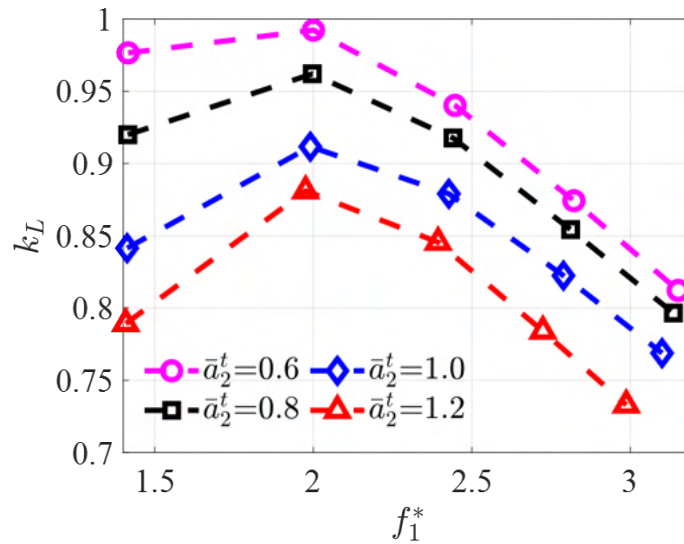
b) Công suất trung bình



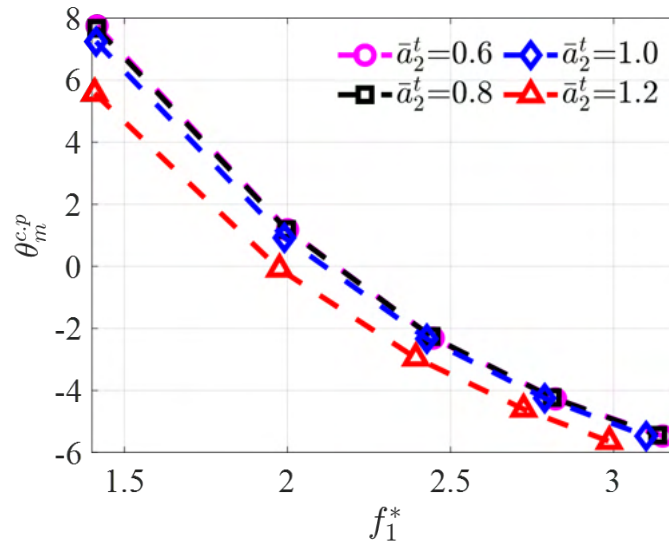
c) Công suất trung bình trên một đơn vị lực

Hình 4.30 Phân bố của các đại lượng lực và công suất theo f_1^* tương ứng với các độ cứng xoắn khác nhau

Ảnh hưởng của dạng độ cứng chống xoắn dọc theo sải cánh được khảo sát bằng cách thay đổi hệ số $\bar{a}_2^t$. Xét $\bar{a}_2^t$ nhận các giá trị từ 0,6 đến 1,2. Độ cứng xoắn dọc theo sải cánh có dạng như trên Hình 4.29. Khi $\bar{a}_2^t$ càng lớn thì độ cứng xoắn ở mút cánh càng nhỏ.



a) Hệ số k_L



b) Giá trị trung bình của góc θ tại vị trí tâm áp

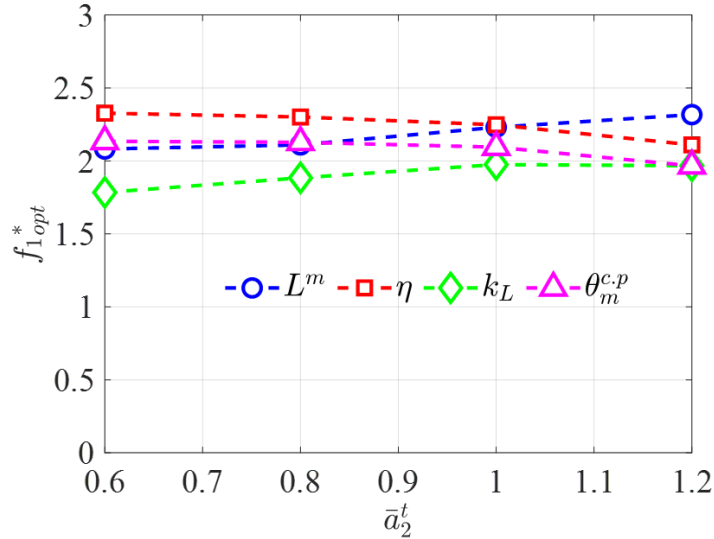
Hình 4.31 Phân tích sự biến thiên của các hệ số tỉ lệ tương ứng với các dạng độ cứng xoắn khác nhau

Đối với mỗi giá trị của $\bar{a}_2^t$, xác định lực nâng trung bình và hiệu suất năng lượng của cánh. Kết quả được biểu diễn trên Hình 4.30. Có thể thấy, dạng biến

thiên của L^m và η theo f_1^* là khá tương đồng nhau. Khi $\bar{a}_2^t$ tăng lên thì hiệu suất năng lượng được cải thiện. Tuy vậy, có sự sụt giảm đáng kể lực nâng trong trường hợp $\bar{a}_2^t = 1,2$. Nguyên nhân là do trong trường hợp này, độ cứng xoắn ở khu vực mút cánh là quá nhỏ khiến cánh bị biến dạng xoắn rất lớn, dẫn đến giảm lực nâng.

Sự thay đổi của hệ số tỉ lệ k_L và $\theta_m^{c,p}$ được biểu diễn trên Hình 4.31.

Xấp xỉ các hàm phân bố của L^m và η theo f_1^* bằng đa thức bậc 3 và xác định giá trị f_1^* tối ưu. Kết quả trên Hình 4.32 cho thấy, tỉ lệ tần số tối ưu vẫn nằm trong khoảng giá trị 2, tương tự như ở các phần trên.



Hình 4.32 Tỉ lệ tần số tối ưu theo $\bar{a}_2^t$

4.4. Phân tích kết quả và ứng dụng trong thiết kế TBB kiểu côn trùng

Khảo sát chế độ bay treo cho thấy biến dạng của cánh mềm gây ra lệch pha các góc Euler giữa gốc cánh và mút cánh. Biến dạng uốn cũng làm tăng biên độ của góc quét ở mút cánh; điều này làm tăng đáng kể lực nâng của cánh mềm so với cánh cứng. Lực nâng của cánh mềm vừa đủ để nâng khối lượng của côn trùng khi bay treo.

Kết quả khảo sát các tham số động học cho thấy, xu hướng ảnh hưởng của các thông số động học đến các đặc tính đàn hồi khí động của cánh cứng và cánh mềm là khá giống nhau. Tuy nhiên, có một số khác biệt như sau:

- Trong hầu hết các trường hợp, cánh mềm có khả năng tạo lực nâng và hiệu suất năng lượng tốt hơn cánh cứng.

- Do biến dạng xoắn thụ động ở mút cánh, cánh mềm có xu hướng đạt biên độ góc xoay tối ưu nhỏ hơn khoảng 10° so với cánh cứng.

- Ở các tần số và biên độ quét nhỏ, cánh mềm cần công suất lớn hơn so với cánh cứng. Xu hướng ngược lại xảy ra ở các tần số và biên độ quét lớn.

- Về chuyển động lên – xuống của cánh, hiệu suất năng lượng tối ưu của cánh cứng đạt được khi cánh hơi nâng lên do hiệu ứng xoay bổ sung. Đối với cánh mềm, do biến dạng uốn nên giá trị tối ưu đạt được khi cánh có vị trí thấp hơn, tương ứng với góc lên - xuống trung bình âm. Hơn nữa, cần lưu ý rằng đối với cả hai mô hình, hiệu suất năng lượng tốt nhất đạt được khi biên độ góc lên - xuống bằng không. Điều này cũng có giả thiết rằng các dạng quỹ đạo chuyển động phức tạp của cánh côn trùng trong tự nhiên như dạng số 8, dạng chữ O, dạng chữ U liên quan tới chuyển động lên – xuống của cánh có thể chủ yếu do biến dạng thụ động của kết cấu hoặc của các nhóm cơ lồng ngực chứ không phải là chuyển động có chủ đích của côn trùng.

Tiến hành khảo sát ảnh hưởng của độ cứng cho thấy:

- Trong tất cả các trường hợp, lực nâng cũng như hiệu suất năng lượng đạt giá trị lớn nhất khi tần số dao động riêng thứ nhất gấp hai lần tần số vẫy. Giá trị này tương tự như của loài bướm *Manduca Sexta* cũng như một số loài côn trùng khác trong tự nhiên. Hiệu suất năng lượng lớn nhất khi giá trị trung bình của góc lên – xuống ở tâm áp của cánh bằng không, nghĩa là vị trí trung bình của tâm áp nằm trên mặt phẳng vẫy.

- Khi độ cứng chống xoắn giảm thì hiệu suất năng lượng tăng lên. Nhưng, khi đó cánh bị biến dạng nhiều hơn và lực nâng bị giảm đi đáng kể.

- Cánh có độ cứng ở mút cánh nhỏ sẽ có hiệu suất năng lượng tốt hơn. Cánh của côn trùng tự nhiên đạt được điều này là do các gân thường có dạng hình côn, đường kính lớn ở gốc và nhỏ dần về phía mút cánh.

Từ những kết quả trên, có thể đưa ra một số khuyến cáo cho quá trình thiết kế, chế tạo TBB cánh vẫy kiểu côn trùng như sau:

- Đối tượng nghiên cứu của luận án là loài bướm *Manduca Sexta* với chiều dài cánh 4,8 cm và khối lượng 1,4 g, hoạt động trong dải số Reynolds khoảng 5000. Các giá trị này tương đương với các thông số của MAV, do đó việc áp dụng kết quả của luận án cho việc thiết kế, chế tạo MAV là hoàn toàn phù hợp.

- Sử dụng cánh mềm cơ bản sẽ cho lực nâng và hiệu suất năng lượng tốt hơn cánh cứng.

- Có thể bỏ qua chuyển động lên – xuống của cánh khi thiết kế động học cho chuyển động ở gốc cánh, hay nói cách khác không nhất thiết phải tạo ra các quỹ đạo phức tạp như trong tự nhiên. Điều này đồng thời làm giảm số lượng cảm biến và cơ cấu động lực cho chuyển động này, giúp giảm khối lượng và độ phức tạp của TBB. Để đảm bảo hiệu suất năng lượng tốt nhất, vị trí trung bình của tâm áp trong một chu kỳ vẫy nên nằm trong mặt phẳng vẫy.

- Trong quá trình thiết kế, cần tiến hành phân tích dao động riêng của kết cấu cánh. Nên lựa chọn độ cứng sao cho tỉ lệ giữa tần số dao động riêng thứ nhất và tần số vẫy gần với giá trị tối ưu. Giảm độ cứng chống xoắn của cánh sẽ tăng hiệu suất năng lượng, nhưng cần lưu ý việc đảm bảo đủ lực nâng và độ bền kết cấu.

- Nên thiết kế phân bố gân trên bề mặt cánh sao cho độ cứng ở mút cánh nhỏ để tiết kiệm năng lượng.

Kết luận chương 4

Trong chương 4, luận án thực hiện giải quyết được các nội dung sau:

- Nghiên cứu các đặc trưng đàn hồi khí động của cánh loài bướm *Manduca Sexta* trong chế độ bay treo. Qua đó đã làm rõ ảnh hưởng của biến dạng cánh đến các đặc tính bay của côn trùng như lực nâng, công suất, công suất trung bình trên một đơn vị lực.
- Khảo sát ảnh hưởng của các thông số động học chính như tần số vẫy, biên độ và giá trị trung bình của các góc Euler đến khả năng tạo lực nâng và hiệu suất năng lượng của cánh.
- Khảo sát ảnh hưởng của độ cứng uốn và độ cứng xoắn đến khả năng tạo lực nâng và hiệu suất năng lượng của cánh.
- Trên cơ sở kết quả thu được, đưa ra một số khuyến cáo cho bài toán thiết kế chế tạo TBB cánh vẫy phỏng côn trùng.
- Nội dung của chương này được tác giả công bố trong các bài báo 1, 3, 4, 6 (danh mục công trình của tác giả).

KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ

1. Kết quả đạt được của luận án

- Luận án đã thực hiện tìm hiểu về các đặc trưng động lực học, khí động lực học, kết cấu của cánh côn trùng và TBB cánh vẫy phỏng côn trùng. Thực hiện nghiên cứu tổng quan về các phương pháp mô phỏng đàn hồi khí động cho cánh vẫy kiểu côn trùng và phân tích các kết quả đạt được.

- Xây dựng được mô hình tính toán FSI cho cánh vẫy kiểu côn trùng, trong đó kết cấu cánh được mô hình hóa dưới dạng hệ vật – lò xo, kết hợp với mô hình khí động lực học dựa trên phương pháp xoáy không dừng UVLM. Mô hình động lực học và mô hình khí động có sự trao đổi thông tin qua lại với nhau để tạo thành mô hình FSI hai chiều hoàn chỉnh.

- Xây dựng được phương pháp giải hệ phương trình chuyển động phi tuyến dựa trên phương pháp Quasi-Newton và lý thuyết tìm đường. Độ tin cậy của mô hình tính toán được kiểm chứng bằng cách so sánh với nhiều số liệu mô phỏng và thực nghiệm đã được công bố.

- Thực hiện khảo sát các đặc tính đàn hồi khí động của cánh cứng và cánh mềm ở chế độ bay treo. Kết quả nghiên cứu góp phần làm rõ ảnh hưởng của biến dạng đến sự thay đổi lực khí động và công suất tiêu thụ của cánh.

- Thực hiện khảo sát ảnh hưởng các thông số động học và độ cứng của cánh lên đặc tính tạo lực nâng và hiệu suất năng lượng. Trên cơ sở kết quả khảo sát, luận án đã đưa ra được các đánh giá cụ thể và khuyến cáo cho việc tính toán thiết kế TBB phỏng côn trùng.

2. Những đóng góp mới của luận án

- Xây dựng mô hình động lực học phi tuyến và chương trình mô phỏng FSI hai chiều hiệu năng cao trong nghiên cứu đàn hồi khí động kết cấu cánh vẫy kiểu cánh côn trùng dựa trên hướng tiếp cận động lực học cơ hệ nhiều vật.

- Nghiên cứu đặc tính đàn hồi khí động của cánh ở chế độ bay treo, khảo sát ảnh hưởng của các tham số động học chính (biên độ, tần số vẫy, giá trị trung bình của các góc Euler,...), độ cứng kết cấu (quy luật phân bố của độ cứng chống uốn, chống xoắn) tới các đặc tính đàn hồi khí động (lực nâng, công suất,...) của kết cấu cánh, từ đó rút ra các kết luận, nhận xét, khuyến cáo có giá trị khoa học và thực tiễn trong nghiên cứu TBB phỏng côn trùng.

3. Hướng phát triển tiếp theo của luận án

TBB phỏng côn trùng vẫn là hướng nghiên cứu mới và có nhiều vấn đề cần làm sáng tỏ. Hiện nay luận án chỉ đang nghiên cứu chế độ bay treo của côn trùng, trong tương lai có thể áp dụng cho các chế độ bay tiến hoặc bay lên – xuống. Mô hình cánh mềm cũng có thể được tiếp tục phát triển cho mô hình côn trùng đầy đủ với thân và các cánh mềm, từ đó làm rõ sự tương tác qua lại giữa chuyển động của thân và cánh.

Ngoài ra, việc bay với trạng thái cánh không nguyên vẹn không phải là hiếm trong thực tế đối với TBB và côn trùng cánh vẫy. Các nghiên cứu trước đây chủ yếu dựa trên các thực nghiệm đối với các loài côn trùng và TBB cánh vẫy hoặc dựa trên các mô hình mô phỏng khí động lực học cho cánh cứng. Việc nghiên cứu đặc tính đàn hồi khí động và năng lượng thông qua các mô hình tương tác kết cấu – chất lưu của cánh vẫy mềm khi bị phá hủy một phần vẫn chưa được thực hiện. Do đó, mô hình FSI của luận án có thể được áp dụng để làm rõ vấn đề này.

Ngoài áp dụng cho cánh vẫy kiểu côn trùng, cách tiếp cận mới theo hướng động lực học hệ nhiều vật được phát triển trong luận án có thể được áp dụng cho kết cấu của các đối tượng khác như cánh máy bay có độ dẫn dài lớn, cánh quạt trực thăng, các dạng rô-bốt sử dụng cơ cấu mềm.

DANH MỤC CÔNG TRÌNH CỦA TÁC GIẢ

1. **Vu Đan Thanh Le**, Anh Tuan Nguyen, Ngoc Thanh Dang, (2023), *Multibody-dynamics approach to study the deformation and aerodynamics of a flexible insect wing*, AIAA Journal Vol. 61, No. 6 (2023), pp. 2500-2516 (ISI/SCI, Q1). doi: doi/abs/10.2514/1.J061928
2. **Vu Đan Thanh Le**, Anh Tuan Nguyen, Ngoc Thanh Dang, and Van Binh Phung, (2022), *A Multibody Dynamics Approach to Study an Insect-Wing Structure*, in Modern Mechanics and Applications, Lecture Notes in Mechanical Engineering, 2022, Chapter 12, pp. 149-157.
https://doi.org/10.1007/978-981-16-3239-6_12 (SCOPUS)
3. **Lê Vũ Đan Thanh**, Nguyễn Anh Tuấn, Đặng Ngọc Thanh, (2022), *Nghiên cứu ảnh hưởng của yếu tố biến dạng đến các đặc tính khí động của cánh vẫy kiểu côn trùng ở chế độ bay treo*, Tạp chí Khoa học và Kỹ thuật số, 17(04), pp. 44-53. doi: 10.56651/lqdtu.jst.v17.n04.402.
4. **Lê Vũ Đan Thanh**, Đặng Ngọc Thanh, Nguyễn Anh Tuấn, (2022), *Nghiên cứu ảnh hưởng của độ cứng đến lực nâng của cánh vẫy kiểu côn trùng*, Tuyển tập công trình Hội nghị Cơ học toàn quốc lần thứ XI, Hà Nội, 02-03/12/2022, pp 33 – 40.
5. **Lê Vũ Đan Thanh**, Nguyễn Anh Tuấn, Đặng Ngọc Thanh, (2022), *Nghiên cứu ảnh hưởng của lực khí động đến biến dạng cánh của thiết bị bay cánh vẫy phồng côn trùng*, Tuyển tập công trình Hội nghị khoa học các nhà nghiên cứu trẻ lần thứ 17, Hà Nội, 3/2022, pp 635 – 643.
6. **Lê Vũ Đan Thanh**, Đặng Ngọc Thanh, Nguyễn Anh Tuấn, Tạ Đức Hải, (2023), *Nghiên cứu ảnh hưởng của biên độ góc xoay đến lực nâng của cánh vẫy kiểu côn trùng*, Tuyển tập công trình Hội nghị khoa học Cơ học Thủy khí toàn quốc lần thứ 25, Hà Nội, 21-23/7/2022, pp 597-603.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] D. Floreano and R. J. Wood, Science, technology and the future of small autonomous drones, *Nature*, **521**, (2015), pp. 460-466. doi: 10.1038/nature14542
- [2] H. Liu and H. Aono, Size effects on insect hovering aerodynamics: an integrated computational study, *Bioinspiration & Biomimetics*, **4**, (1), (2009). doi: 10.1088/1748-3182/4/1/015002
- [3] B. Cheng, J. Roll, Y. Liu, D. R. Troolin, and X. Deng, Three-dimensional vortex wake structure of flapping wings in hovering flight, *Journal of The Royal Society Interface*, **11**, (91), (2014), p. 20130984. doi: 10.1098/rsif.2013.0984
- [4] L. Zhao and X. Deng, Power distribution in the hovering flight of the hawk moth *Manduca sexta*, *Bioinspiration & Biomimetics*, **4**, (4), (2009), p. 046003. doi: 10.1088/1748-3182/4/4/046003
- [5] A. T. Nguyen and J.-H. Han, Wing flexibility effects on the flight performance of an insect-like flapping-wing micro-air vehicle, *Aerospace Science and Technology*, **79**, (2018), pp. 468-481. doi: 10.1016/j.ast.2018.06.007
- [6] J.-K. Kim, J.-S. Lee, and J.-H. Han, Passive Longitudinal Stability in Ornithopter Flight, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **35**, (2), (2012), pp. 669-674. doi: 10.2514/1.55209
- [7] J. E. H. Cornelia Altenbuchner, Jr., *Modern Flexible Multi-Body Dynamics Modeling Methodology for Flapping Wing Vehicles*: Elsevier, (2018). doi: 10.1016/c2017-0-00911-4
- [8] H. Cho, D. Gong, N. Lee, S. Shin, and S. Lee, Combined co-rotational beam/shell elements for fluid–structure interaction analysis of insect-like flapping wing, *Nonlinear Dynamics*, **97**, (1), (2019), pp. 203-224. doi: 10.1007/s11071-019-04966-y

- [9] T. Nakata and H. Liu, A fluid–structure interaction model of insect flight with flexible wings, *Journal of Computational Physics*, **231**, (4), (2012), pp. 1822-1847. doi: 10.1016/j.jcp.2011.11.005
- [10] S.-H. Yoon, H. Cho, J. Lee, C. Kim, and S.-J. Shin, Effects of camber angle on aerodynamic performance of flapping-wing micro air vehicle, *Journal of Fluids and Structures*, **97**, (2020), p. 103101. doi: 10.1016/j.jfluidstructs.2020.103101
- [11] M. Vanella, T. Fitzgerald, S. Preidikman, E. Balaras, and B. Balachandran, Influence of flexibility on the aerodynamic performance of a hovering wing, *Journal of Experimental Biology*, **212**, (Pt 1), (2009), pp. 95-105. doi: 10.1242/jeb.016428
- [12] N. Arora, C. K. Kang, W. Shyy, and A. Gupta, Analysis of passive flexion in propelling a plunging plate using a torsion spring model, *Journal of Fluid Mechanics*, **857**, (2018), pp. 562-604. doi: 10.1017/jfm.2018.736
- [13] W. Shyy, H. Aono, C.-k. Kang, and H. Liu, *An Introduction to Flapping Wing Aerodynamics*, (Cambridge Aerospace Series), Cambridge: Cambridge University Press, (2013). doi: 10.1017/cbo9781139583916
- [14] T. N. T. Pornsin-Sirirak, Y.C.; Ho, C.M.; Keennon, M., Microbat: A palm-sized electrically powered ornithopter, presented at the Proceedings of the NASA/JPL Workshop on Biomimetic Robotics, Simi Valley, CA, USA,, 14–16 August 2001, 2001.
- [15] J. Gerdes, A. Holness, A. Perez-Rosado, L. Roberts, A. Greisinger, E. Barnett, J. Kempny, D. Lingam, C.-H. Yeh, H. A. Bruck, and S. K. Gupta, Robo Raven: A Flapping-Wing Air Vehicle with Highly Compliant and Independently Controlled Wings, *Soft Robotics*, **1**, (4), (2014), pp. 275-288. doi: 10.1089/soro.2014.0019
- [16] D. Mackenzie, Avionics. A flapping of wings, *Science*, **335**, (6075), (2012), pp. 1430-3. doi: 10.1126/science.335.6075.1430
- [17] H. V. Phan, S. Aurecianus, T. Kang, and H. C. Park, KUBeetle-S: An insect-like, tailless, hover-capable robot that can fly with a low-torque

- control mechanism, *International Journal of Micro Air Vehicles*, **11**, (2019). doi: 10.1177/1756829319861371
- [18] M. K. Keennon, K.; Won, H., Development of the nano hummingbird: A tailless flapping wing micro air vehicle, presented at the Proceedings of the 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Nashville, TN, USA, 9–12 January 2012, 2012.
- [19] W. Yang, L. Wang, and B. Song, Dove: A biomimetic flapping-wing micro air vehicle, *International Journal of Micro Air Vehicles*, **10**, (1), (2017), pp. 70-84. doi: 10.1177/1756829317734837
- [20] M. P. G.C.H.E. de Croon, B.D.W. Remes, R. Ruijsink, C. De Wagter, *The DelFly*: Springer, (2016),
- [21] N. T. Jafferis, E. F. Helbling, M. Karpelson, and R. J. Wood, Untethered flight of an insect-sized flapping-wing microscale aerial vehicle, *Nature*, **570**, (2019), pp. 491-495. doi: 10.1038/s41586-019-1322-0
- [22] A. Ramezani, S. J. Chung, and S. Hutchinson, A biomimetic robotic platform to study flight specializations of bats, *Science Robotics*, **2**, (3), (2017). doi: 10.1126/scirobotics.aal2505
- [23] J. D. DeLaurier, An aerodynamic model for flapping-wing flight, *The Aeronautical Journal*, **97**, (964), (1993), pp. 125-130. doi: 10.1017/S0001924000026002
- [24] W.-B. Tay, S. Jadhav, and J.-L. Wang, Application and Improvements of the Wing Deformation Capture with Simulation for Flapping Micro Aerial Vehicle, *Journal of Bionic Engineering*, **17**, (6), (2020), pp. 1096-1108. doi: 10.1007/s42235-020-0100-x
- [25] C. P. Ellington and M. J. Lighthill, The aerodynamics of hovering insect flight. II. Morphological parameters, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. B, Biological Sciences*, **305**, (1122), (1997), pp. 17-40. doi: 10.1098/rstb.1984.0050

- [26] R. P. O'Hara and A. N. Palazotto, The morphological characterization of the forewing of the *Manduca sexta* species for the application of biomimetic flapping wing micro air vehicles, *Bioinspiration & Biomimetics*, **7**, (4), (2012), p. 046011. doi: 10.1088/1748-3182/7/4/046011
- [27] N. C. Rosenfeld, "An Analytical Investigation of Flapping Wing Structures for Micro Air Vehicles," Ph. D, University of Maryland, 2011.
- [28] K. C. Moses, S. C. Michaels, M. Willis, and R. D. Quinn, Artificial *Manduca sexta* forewings for flapping-wing micro aerial vehicles: how wing structure affects performance, *Bioinspiration & Biomimetics*, **12**, (5), (2017), p. 055003. doi: 10.1088/1748-3190/aa7ea3
- [29] H. Reid, H. Zhou, M. Maxcer, R. K. D. Peterson, J. Deng, and M. Jankauski, Toward the design of dynamically similar artificial insect wings, *International Journal of Micro Air Vehicles*, **13**, (2021). doi: 10.1177/1756829321992138
- [30] K. Y. Ma, P. Chirarattananon, S. B. Fuller, and R. J. Wood, Controlled flight of a biologically inspired, insect-scale robot, *Science*, **340**, (6132), (2013), pp. 603-7. doi: 10.1126/science.1231806
- [31] N. Phillips and K. Knowles, Effect of flapping kinematics on the mean lift of an insect-like flapping wing, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, **225**, (7), (2011), pp. 723-736. doi: 10.1177/0954410011401705
- [32] T. N. Pornsin-sirirak, Y. C. Tai, H. Nassef, and C. M. Ho, Titanium-alloy MEMS wing technology for a micro aerial vehicle application, *Sensors and Actuators A: Physical*, **89**, (1-2), (2001), pp. 95-103. doi: 10.1016/s0924-4247(00)00527-6
- [33] M. J. T. Weis-Fogh, Biology and physics of locust flight. I. Basic principles in insect flight. A critical review, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B, Biological Sciences*, **239**, (667), (1956), pp. 415-458. doi: 10.1098/rstb.1956.0007

- [34] H. Liu, C. Ellington, and K. Kawachi, A computational fluid dynamic study of hawkmoth hovering, *Journal of Experimental Biology*, **201 (Pt 4)**, (1998), pp. 461-77. doi: 10.1242/jeb.201.4.461
- [35] M. H. Dickinson, F. O. Lehmann, and S. P. Sane, Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight, *Science*, **284**, (5422), (1999), pp. 1954-60. doi: 10.1126/science.284.5422.1954
- [36] K. B. Lua, K. C. Lai, T. T. Lim, and K. S. Yeo, On the aerodynamic characteristics of hovering rigid and flexible hawkmoth-like wings, *Experiments in Fluids*, **49**, (6), (2010), pp. 1263-1291. doi: 10.1007/s00348-010-0873-5
- [37] J. S. Han, J. K. Kim, J. W. Chang, and J. H. Han, An improved quasi-steady aerodynamic model for insect wings that considers movement of the center of pressure, *Bioinspiration & Biomimetics*, **10**, (4), (2015), p. 046014. doi: 10.1088/1748-3190/10/4/046014
- [38] E. C. Polhamus, Predictions of vortex-lift characteristics by a leading-edge suctionanalogy, *Journal of Aircraft*, **8**, (4), (1971), pp. 193-199. doi: 10.2514/3.44254
- [39] C. P. Ellington, C. van den Berg, A. P. Willmott, and A. L. R. Thomas, Leading-edge vortices in insect flight, *Nature*, **384**, (6610), (1996), pp. 626-630. doi: 10.1038/384626a0
- [40] C. van den Berg and C. P. Ellington, The three-dimensional leading-edge vortex of a 'hovering' model hawkmoth, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B: Biological Sciences*, **352**, (1351), (1997), pp. 329-340. doi: 10.1098/rstb.1997.0024
- [41] H. Nagai, K. Isogai, T. Fujimoto, and T. Hayase, Experimental and Numerical Study of Forward Flight Aerodynamics of Insect Flapping Wing, *AIAA Journal*, **47**, (3), (2009), pp. 730-742. doi: 10.2514/1.39462
- [42] W. Shyy, H. Aono, S. K. Chimakurthi, P. Trizila, C. K. Kang, C. E. S. Cesnik, and H. Liu, Recent progress in flapping wing aerodynamics and aeroelasticity, *Progress in Aerospace Sciences*, **46**, (7), (2010), pp. 284-327. doi: 10.1016/j.paerosci.2010.01.001

- [43] A. T. Nguyen, J.-K. Kim, J.-S. Han, and J.-H. Han, Extended Unsteady Vortex-Lattice Method for Insect Flapping Wings, *Journal of Aircraft*, **53**, (6), (2016), pp. 1709-1718. doi: 10.2514/1.C033456
- [44] J.-S. Han, J. W. Chang, J.-K. Kim, and J.-H. Han, Role of Trailing-Edge Vortices on the Hawkmothlike Flapping Wing, *Journal of Aircraft*, **52**, (4), (2015), pp. 1256-1266. doi: 10.2514/1.C032768
- [45] S. P. Sane, The aerodynamics of insect flight, *Journal of Experimental Biology*, **206**, (Pt 23), (2003), pp. 4191-208. doi: 10.1242/jeb.00663
- [46] D. D. Chin and D. Lentink, Flapping wing aerodynamics: from insects to vertebrates, *Journal of Experimental Biology*, **219**, (Pt 7), (2016), pp. 920-32. doi: 10.1242/jeb.042317
- [47] S. P. Sane and M. H. Dickinson, The aerodynamic effects of wing rotation and a revised quasi-steady model of flapping flight, *Journal of Experimental Biology*, **205**, (Pt 8), (2002), pp. 1087-96. doi: 10.1242/jeb.205.8.1087
- [48] M. Sun and J. Tang, Unsteady aerodynamic force generation by a model fruit fly wing in flapping motion, *Journal of Experimental Biology*, **205**, (Pt 1), (2002), pp. 55-70. doi: 10.1242/jeb.205.1.55
- [49] J. R. Usherwood and C. P. Ellington, The aerodynamics of revolving wings I. Model hawkmoth wings, *Journal of Experimental Biology*, **205**, (Pt 11), (2002), pp. 1547-64. doi: 10.1242/jeb.205.11.1547
- [50] S. A. Ansari, K. Knowles, and R. Zbikowski, Insectlike Flapping Wings in the Hover Part I: Effect of Wing Kinematics, *Journal of Aircraft*, **45**, (6), (2008), pp. 1945-1954. doi: 10.2514/1.35311
- [51] R. Schwab, E. Johnson, and M. Jankauski, A Novel Fluid–Structure Interaction Framework for Flapping, Flexible Wings, *Journal of Vibration and Acoustics*, **141**, (6), (2019). doi: 10.1115/1.4044268
- [52] A. T. Nguyen, J. S. Han, and J. H. Han, Effect of body aerodynamics on the dynamic flight stability of the hawkmoth *Manduca sexta*,

- Bioinspiration & Biomimetics*, **12**, (1), (2016), p. 016007. doi: 10.1088/1748-3190/12/1/016007
- [53] J. K. Kim and J. H. Han, A multibody approach for 6-DOF flight dynamics and stability analysis of the hawkmoth *Manduca sexta*, *Bioinspiration & Biomimetics*, **9**, (1), (2014), p. 016011. doi: 10.1088/1748-3182/9/1/016011
- [54] L. Zheng, T. L. Hedrick, and R. Mittal, A multi-fidelity modelling approach for evaluation and optimization of wing stroke aerodynamics in flapping flight, *Journal of Fluid Mechanics*, **721**, (2013), pp. 118-154. doi: 10.1017/jfm.2013.46
- [55] J. Katz and A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics*, (2012). doi: 10.1017/cbo9780511810329
- [56] S.-J. Yoo, M.-S. Jeong, and I. Lee, Wake Effects of Free-Wake Model on Aeroelastic Behavior of Hovering Rotors, *Journal of Aircraft*, **48**, (4), (2011), pp. 1184-1192. doi: 10.2514/1.C031172
- [57] M. Ghommem, N. Collier, A. H. Niemi, and V. M. Calo, On the shape optimization of flapping wings and their performance analysis, *Aerospace Science and Technology*, **32**, (1), (2014), pp. 274-292. doi: 10.1016/j.ast.2013.10.010
- [58] M. J. C. Smith, Simulating moth wing aerodynamics - Towards the development of flapping-wing technology, *AIAA Journal*, **34**, (7), (1996), pp. 1348-1355. doi: 10.2514/3.13239
- [59] M. Smith, Leading-edge effects with moth wing aerodynamics - Towards the development of flapping-wing technology, presented at the 14th Applied Aerodynamics Conference, 1996. doi: 10.2514/6.1996-2511
- [60] B. A. Rocca, S. Preidikman, J. C. Massa, and D. T. Mook, Modified Unsteady Vortex-Lattice Method to Study Flapping Wings in Hover Flight, *AIAA Journal*, **51**, (11), (2013), pp. 2628-2642. doi: 10.2514/1.J052262

- [61] S. A. Combes and T. L. Daniel, Into thin air: Contributions of aerodynamic and inertial-elastic forces to wing bending in the hawkmoth *Manduca sexta*, *Journal of Experimental Biology*, **206**, (17), (2003), pp. 2999-3006. doi: 10.1242/jeb.00502
- [62] A. P. Willmott and C. P. Ellington, The mechanics of flight in the hawkmoth *Manduca sexta*. I. Kinematics of hovering and forward flight, *Journal of Experimental Biology*, **200**, (21), (1997), pp. 2705-2722. doi: 10.1242/jeb.200.21.2705
- [63] F.-B. Tian, H. Luo, J. Song, and X.-Y. Lu, Force production and asymmetric deformation of a flexible flapping wing in forward flight, *Journal of Fluids and Structures*, **36**, (2013), pp. 149-161. doi: 10.1016/j.jfluidstructs.2012.07.006
- [64] T. L. Daniel and S. A. Combes, Flexible wings and fins: bending by inertial or fluid-dynamic forces?, *Integrative and Comparative Biology*, **42**, (5), (2002), pp. 1044-9. doi: 10.1093/icb/42.5.1044
- [65] A. G. Norris, "Experimental characterization of the structural dynamics and aero-structural sensitivity of a hawkmoth wing toward the development of design rules for flapping-wing micro air vehicles," Ph.D, Air Force Institute of Technology, 2013.
- [66] C. M. Wang, H. Zhang, N. Challamel, and W. H. Pan, *Hencky Bar-Chain/Net for Structural Analysis*, (Default Book Series): World Scientific, Singapore, (2020). doi: 10.1142/q0237
- [67] G. R. Spedding and A. Hedenström, PIV-based investigations of animal flight, *Experiments in Fluids*, **46**, (5), (2008), pp. 749-763. doi: 10.1007/s00348-008-0597-y
- [68] X. Yang, B. Song, W. Yang, D. Xue, Y. Pei, and X. Lang, Study of aerodynamic and inertial forces of a dovelike flapping-wing MAV by combining experimental and numerical methods, *Chinese Journal of Aeronautics*, **35**, (6), (2022), pp. 63-76. doi: 10.1016/j.cja.2021.09.020
- [69] B. A. Roccia, S. Preidikman, and B. Balachandran, Computational Dynamics of Flapping Wings in Hover Flight: A Co-Simulation

- Strategy, *AIAA Journal*, **55**, (6), (2017), pp. 1806-1822. doi: 10.2514/1.J055137
- [70] A. Shahzad, F.-B. Tian, J. Young, and J. C. S. Lai, Effects of hawkmoth-like flexibility on the aerodynamic performance of flapping wings with different shapes and aspect ratios, *Physics of Fluids*, **30**, (9), (2018). doi: 10.1063/1.5044635
- [71] H. Liu, Integrated modeling of insect flight: From morphology, kinematics to aerodynamics, *Journal of Computational Physics*, **228**, (2), (2009), pp. 439-459. doi: 10.1016/j.jcp.2008.09.020
- [72] J. D. Eldredge, J. Toomey, and A. Medina, On the roles of chord-wise flexibility in a flapping wing with hovering kinematics, *Journal of Fluid Mechanics*, **659**, (2010), pp. 94-115. doi: 10.1017/s0022112010002363
- [73] D. Qi and R. Gordnier, Effects of deformation on lift and power efficiency in a hovering motion of a chord-wise flexible wing, *Journal of Fluids and Structures*, **54**, (2015), pp. 142-170. doi: 10.1016/j.jfluidstructs.2014.11.004
- [74] D. Qi, G. He, and Y. Liu, Lattice Boltzmann simulations of a pitch-up and pitch-down maneuver of a chord-wise flexible wing in a free stream flow, *Physics of Fluids*, **26**, (2), (2014). doi: 10.1063/1.4866182
- [75] H. Truong, T. Engels, D. Kolomenskiy, and K. Schneider, A mass-spring fluid-structure interaction solver: Application to flexible revolving wings, *Computers & Fluids*, **200**, (2020). doi: 10.1016/j.compfluid.2020.104426
- [76] J. Gau, R. Gemilere, L. V. Fm Subteam, J. Lynch, N. Gravish, and S. Sponberg, Rapid frequency modulation in a resonant system: aerial perturbation recovery in hawkmoths, *Proceedings of the Royal Society B: Biological Sciences*, **288**, (1951), (2021), p. 20210352. doi: 10.1098/rspb.2021.0352
- [77] J.-K. Kim and J.-H. Han, Control Effectiveness Analysis of the hawkmoth *Manduca sexta*: a Multibody Dynamics Approach,

- International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, **14**, (2), (2013), pp. 152-161. doi: 10.5139/ijass.2013.14.2.152
- [78] A. T. Nguyen, N. D. Tran, T. T. Vu, T. D. Pham, Q. T. Vu, and J.-H. Han, A Neural-network-based Approach to Study the Energy-optimal Hovering Wing Kinematics of a Bionic Hawkmoth Model, *Journal of Bionic Engineering*, **16**, (5), (2019), pp. 904-915. doi: 10.1007/s42235-019-0105-5
- [79] A. T. Nguyen, V. D. T. Le, T. H. Tran, V. N. Duc, and V. B. Phung, Study of vertically ascending flight of a hawkmoth model, *Acta Mechanica Sinica*, **36**, (5), (2020), pp. 1031-1045. doi: 10.1007/s10409-020-00993-w
- [80] K. B. Lua, X. H. Zhang, T. T. Lim, and K. S. Yeo, Effects of pitching phase angle and amplitude on a two-dimensional flapping wing in hovering mode, *Experiments in Fluids*, **56**, (2), (2015). doi: 10.1007/s00348-015-1907-9
- [81] K. B. Lua, Y. J. Lee, T. T. Lim, and K. S. Yeo, Aerodynamic Effects of Elevating Motion on Hovering Rigid Hawkmothlike Wings, *AIAA Journal*, **54**, (8), (2016), pp. 2247-2264. doi: 10.2514/1.J054326
- [82] G. Luo, G. Du, and M. Sun, Effects of Stroke Deviation on Aerodynamic Force Production of a Flapping Wing, *AIAA Journal*, **56**, (1), (2018), pp. 25-35. doi: 10.2514/1.J055739
- [83] A. M. Mountcastle and S. A. Combes, Wing flexibility enhances load-lifting capacity in bumblebees, *Proceedings of the Royal Society B: Biological Sciences*, **280**, (1759), (2013), p. 20130531. doi: 10.1098/rspb.2013.0531
- [84] U. L. Campos D, Bernal L., Flow around flapping flexible flat plate wings, presented at the 50th Aiaa Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012.
- [85] J. Fu, X. Liu, W. Shyy, and H. Qiu, Effects of flexibility and aspect ratio on the aerodynamic performance of flapping wings, *Bioinspiration & Biomimetics*, **13**, (3), (2018), p. 036001. doi: 10.1088/1748-3190/aaaac1

- [86] G. Du and M. Sun, Effects of wing deformation on aerodynamic forces in hovering hoverflies, *Journal of Experimental Biology*, **213**, (Pt 13), (2010), pp. 2273-83. doi: 10.1242/jeb.040295
- [87] H. Truong, T. Engels, D. Kolomenskiy, and K. Schneider, Influence of wing flexibility on the aerodynamic performance of a tethered flapping bumblebee, *Theoretical and Applied Mechanics Letters*, **10**, (6), (2020), pp. 382-389. doi: 10.1016/j.taml.2020.01.056
- [88] Q. Wang, J. F. L. Goosen, and F. van Keulen, An efficient fluid–structure interaction model for optimizing twistable flapping wings, *Journal of Fluids and Structures*, **73**, (2017), pp. 82-99. doi: 10.1016/j.jfluidstructs.2017.06.006
- [89] L. Chen, F. L. Yang, and Y. Q. Wang, Analysis of nonlinear aerodynamic performance and passive deformation of a flexible flapping wing in hover flight, *Journal of Fluids and Structures*, **108**, (2022). doi: 10.1016/j.jfluidstructs.2021.103458
- [90] M. Jankauski, Z. Guo, and I. Y. Shen, The effect of structural deformation on flapping wing energetics, *Journal of Sound and Vibration*, **429**, (2018), pp. 176-192. doi: 10.1016/j.jsv.2018.05.005
- [91] H. E. Reid, R. K. Schwab, M. Maxcer, R. K. D. Peterson, E. L. Johnson, and M. Jankauski, Wing flexibility reduces the energetic requirements of insect flight, *Bioinspiration & Biomimetics*, **14**, (5), (2019), p. 056007. doi: 10.1088/1748-3190/ab2dbc
- [92] C.-K. Kang and W. Shyy, Passive Wing Rotation in Flexible Flapping Wing Aerodynamics, presented at the 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2012. doi: 10.2514/6.2012-2763
- [93] Q. Xiao, J. Hu, and H. Liu, Effect of torsional stiffness and inertia on the dynamics of low aspect ratio flapping wings, *Bioinspiration & Biomimetics*, **9**, (1), (2014), p. 016008. doi: 10.1088/1748-3182/9/1/016008
- [94] N. S. Ha, Q. T. Truong, N. S. Goo, and H. C. Park, Relationship between wingbeat frequency and resonant frequency of the wing in insects,

- Bioinspiration & Biomimetics*, **8**, (4), (2013), p. 046008. doi: 10.1088/1748-3182/8/4/046008
- [95] A. T. Nguyen, T. D. Pham, and Q. T. Vu, Flapping flight in the wake of a leading insect, *Journal of Mechanical Science and Technology*, **33**, (7), (2019), pp. 3277-3288. doi: 10.1007/s12206-019-0623-4
- [96] B. Cheng, S. N. Fry, Q. Huang, W. B. Dickson, M. H. Dickinson, and X. Deng, Turning dynamics and passive damping in flapping flight, presented at the 2009 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2009. doi: 10.1109/robot.2009.5152826
- [97] J. H. Wu, Y. L. Zhang, and M. Sun, Hovering of model insects: simulation by coupling equations of motion with Navier-Stokes equations, *Journal of Experimental Biology*, **212**, (Pt 20), (2009), pp. 3313-29. doi: 10.1242/jeb.030494
- [98] M. Sun and J. Tang, Lift and power requirements of hovering flight in *Drosophila virilis*, *Journal of Experimental Biology*, **205**, (16), (2002), pp. 2413-2427. doi: 10.1242/jeb.205.16.2413
- [99] N. C. Rosenfeld and N. M. Wereley, Time-Periodic Stability of a Flapping Insect Wing Structure in Hover, *Journal of Aircraft*, **46**, (2), (2009), pp. 450-464. doi: 10.2514/1.34938
- [100] R. Ganguli, S. Gorb, F. O. Lehmann, S. Mukherjee, and S. Mukherjee, An Experimental and Numerical Study of Calliphora Wing Structure, *Experimental Mechanics*, **50**, (8), (2009), pp. 1183-1197. doi: 10.1007/s11340-009-9316-8
- [101] H. Aono, F. Liang, and H. Liu, Near- and far-field aerodynamics in insect hovering flight: an integrated computational study, *Journal of Experimental Biology*, **211**, (Pt 2), (2008), pp. 239-57. doi: 10.1242/jeb.008649
- [102] M. H. Dickinson and K. G. Gotz, Unsteady Aerodynamic Performance of Model Wings at Low Reynolds Numbers, *Journal of Experimental Biology*, **174**, (1), (1993), pp. 45-64. doi: 10.1242/jeb.174.1.45

- [103] S. A. Ansari, R. Żbikowski, and K. Knowles, Non-linear unsteady aerodynamic model for insect-like flapping wings in the hover. Part 2: Implementation and validation, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, **220**, (3), (2006), pp. 169-186. doi: 10.1243/09544100jaero50
- [104] R. Stevenson, K. Corbo, L. Baca, and Q. Le, Cage size and flight speed of the tobacco hawkmoth *Manduca sexta*, *Journal of Experimental Biology*, **198**, (Pt 8), (1995), pp. 1665-72. doi: 10.1242/jeb.198.8.1665
- [105] V. D. T. Le, A. T. Nguyen, V. B. Phung, T. D. Pham, and J.-H. Han, The beam modelling of the hawkmoth wing structure, presented at the Bioinspiration, Biomimetics, and Bioreplication X, 2020. doi: 10.1117/12.2558146
- [106] S. A. Combes and T. L. Daniel, Flexural stiffness in insect wings. II. Spatial distribution and dynamic wing bending, *Journal of Experimental Biology*, **206**, (Pt 17), (2003), pp. 2989-97. doi: 10.1242/jeb.00524
- [107] M. Pastor, M. Binda, and T. Harčarik, Modal Assurance Criterion, *Procedia Engineering*, **48**, (2012), pp. 543-548. doi: 10.1016/j.proeng.2012.09.551
- [108] J. C. Lagarias, J. A. Reeds, M. H. Wright, and P. E. Wright, Convergence Properties of the Nelder--Mead Simplex Method in Low Dimensions, *SIAM Journal on Optimization*, **9**, (1), (1998), pp. 112-147. doi: 10.1137/s1052623496303470
- [109] O. A. Bauchau, *Flexible Multibody Dynamics*, (Solid Mechanics and Its Applications): Springer, (2011). doi: 10.1007/978-94-007-0335-3
- [110] S. Y. Wie, S. Lee, and D. J. Lee, Potential Panel and Time-Marching Free-Wake-Coupling Analysis for Helicopter Rotor, *Journal of Aircraft*, **46**, (3), (2009), pp. 1030-1041. doi: 10.2514/1.40001
- [111] M. Ramasamy and J. G. Leishman, A Reynolds Number-Based Blade Tip Vortex Model, *Journal of the American Helicopter Society*, **52**, (3), (2007), pp. 214-223. doi: 10.4050/jahs.52.214

- [112] M. P. Scully, "Computation of Helicopter Rotor Wake Geometry and Its Influence on Rotor Harmonic Airloads," Ph.D. Dissertation, Dept. of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Inst. of Technology, Cambridge, 1975.
- [113] C.-T. Lan and J. A. N. Roskam, Leading-edge force features of the aerodynamic finite element method, *Journal of Aircraft*, **9**, (12), (1972), pp. 864-867. doi: 10.2514/3.44344
- [114] G. E. Bartlett and R. J. Vidal, Experimental Investigation of Influence of Edge Shape on the Aerodynamic Characteristics of Low Aspect Ratio Wings at Low Speeds, *Journal of the Aeronautical Sciences*, **22**, (8), (1955), pp. 517-533. doi: 10.2514/8.3391
- [115] D. Negrut, R. Rampalli, G. Ottarsson, and A. Sajdak, On an Implementation of the Hilber-Hughes-Taylor Method in the Context of Index 3 Differential-Algebraic Equations of Multibody Dynamics (DETC2005-85096), *Journal of Computational and Nonlinear Dynamics*, **2**, (1), (2007), pp. 73-85. doi: 10.1115/1.2389231
- [116] R. Bulín and M. Hajžman, Efficient computational approaches for analysis of thin and flexible multibody structures, *Nonlinear Dynamics*, **103**, (3), (2021), pp. 2475-2492. doi: 10.1007/s11071-021-06225-5
- [117] D. Tang, S. Bao, B. Lv, H. Guo, L. Luo, and J. Mao, A derivative-free algorithm for nonlinear equations and its applications in multibody dynamics, *Journal of Algorithms & Computational Technology*, **12**, (1), (2017), pp. 30-42. doi: 10.1177/1748301817729990
- [118] T. Nakata, H. Liu, and R. J. Bomphrey, A CFD-informed quasi-steady model of flapping wing aerodynamics, *Journal of Fluid Mechanics*, **783**, (2015), pp. 323-343. doi: 10.1017/jfm.2015.537
- [119] M. H. Dickinson and J. R. Lighton, Muscle efficiency and elastic storage in the flight motor of *Drosophila*, *Science*, **268**, (5207), (1995), pp. 87-90. doi: 10.1126/science.7701346
- [120] Vu Dan Thanh Le, Anh Tuan Nguyen, and N. T. Dang, Modal analysis of a body-spring system modeling an insect flapping-wing structure,

presented at the Hội nghị khoa học các nhà nghiên cứu trẻ lần thứ XVI năm 2021, 2021.

- [121] K. B. Lua, T. T. Lim, and K. S. Yeo, Scaling of Aerodynamic Forces of Three-Dimensional Flapping Wings, *AIAA Journal*, **52**, (5), (2014), pp. 1095-1101. doi: 10.2514/1.J052730
- [122] R. Addo-Akoto, J.-S. Han, and J.-H. Han, Roles of wing flexibility and kinematics in flapping wing aerodynamics, *Journal of Fluids and Structures*, **104**, (2021). doi: 10.1016/j.jfluidstructs.2021.103317
- [123] M. S. Tu and T. L. Daniel, Submaximal power output from the dorsolongitudinal flight muscles of the hawkmoth *Manduca sexta*, *Journal of Experimental Biology*, **207**, (Pt 26), (2004), pp. 4651-62. doi: 10.1242/jeb.01321
- [124] A. P. Willmott and C. P. Ellington, The mechanics of flight in the hawkmoth *Manduca sexta*. II. Aerodynamic consequences of kinematic and morphological variation, *Journal of Experimental Biology*, **200**, (21), (1997), pp. 2723-2745. doi: 10.1242/jeb.200.21.2723
- [125] T. M. Casey, A Comparison of Mechanical and Energetic Estimates of Flight Cost for Hovering Sphinx Moths, *Journal of Experimental Biology*, **91**, (1), (1981), pp. 117-129. doi: 10.1242/jeb.91.1.117
- [126] P. C. Wilkins, "Some unsteady aerodynamics relevant to insect-inspired flapping-wing micro air vehicles," Ph.D. Dissertation, Cranfield University, 2008.