

**BỘ GIÁO DỤC VÀ ĐÀO TẠO**

**BỘ QUỐC PHÒNG**

**HỌC VIỆN KỸ THUẬT QUÂN SỰ**

**PHẠM THÀNH ĐỒNG**

**NGHIÊN CỨU XÁC ĐỊNH ĐẶC TRƯNG KHÍ ĐỘNG LỰC CỦA  
CÁNH QUAY TRỰC THẲNG XÉT ĐẾN SỰ TƯƠNG TÁC VỚI THÂN  
VÀ MẶT GIỚI HẠN**

**LUẬN ÁN TIẾN SĨ KỸ THUẬT**

**HÀ NỘI – NĂM 2020**

BỘ GIÁO DỤC VÀ ĐÀO TẠO

BỘ QUỐC PHÒNG

**HỌC VIỆN KỸ THUẬT QUÂN SỰ**

PHẠM THÀNH ĐỒNG

**NGHIÊN CỨU XÁC ĐỊNH ĐẶC TRƯNG KHÍ ĐỘNG LỰC CỦA  
CÁNH QUAY TRỰC THẲNG XÉT ĐẾN SỰ TƯƠNG TÁC VỚI THÂN  
VÀ MẶT GIỚI HẠN**

Chuyên ngành: Cơ kỹ thuật

Mã số:9.52.01.01

LUẬN ÁN TIẾN SĨ KỸ THUẬT

NGƯỜI HƯỚNG DẪN KHOA HỌC:

1. PGS.TS PHẠM VŨ UY
2. PGS.TS ĐẶNG NGỌC THANH

HÀ NỘI – NĂM 2020

**LỜI CAM ĐOAN**

Tôi xin cam đoan đây là công trình nghiên cứu của riêng tôi. Các số liệu, kết quả và mô hình toán nêu trong luận án là trung thực. Những kết luận khoa học của luận án chưa từng được ai công bố trong bất kỳ công trình nào khác.

**Tác giả luận án**

**Phạm Thành Đồng**

## LỜI CẢM ƠN

Lời cảm ơn chân thành đầu tiên tôi xin được kính gửi tới người thầy PGS.TS Phạm Vũ Uy, PGS.TS Đặng Ngọc Thanh đã tận tình hướng dẫn, chỉ dạy, giúp đỡ tôi trong suốt quá trình thực hiện và hoàn thành luận án.

Xin chân thành cảm ơn các nhà khoa học trong và ngoài Quân đội đã cho những ý kiến đóng góp quý báu giúp tôi hoàn thiện luận án. Tôi trân trọng cảm ơn Thủ trưởng Học viện Kỹ thuật Quân sự, Bộ môn Động cơ phản lực - Khoa Hàng không Vũ trụ, Bộ môn Cơ học vật rắn - Khoa Cơ khí, Phòng Sau đại học - Học viện Kỹ thuật Quân sự đã tạo mọi điều kiện thuận lợi cho tôi thực hiện và hoàn thành luận án này.

Tôi chân thành cảm ơn sự hỗ trợ từ đề tài mã số 107.01-2018.05 thuộc Quỹ Phát triển khoa học và công nghệ Quốc gia (NAFOSTED), đã tạo các điều kiện thuận lợi giúp tôi tham gia, công bố các công trình nghiên cứu liên quan đến luận án tại các hội nghị khoa học uy tín trong nước và quốc tế.

Cuối cùng, tôi xin bày tỏ lòng cảm ơn đối với bạn bè, đồng nghiệp và gia đình đã quan tâm, khích lệ tinh thần, giúp đỡ tôi trong suốt thời gian qua.

**Tác giả luận án**

**Phạm Thành Đồng**

## MỤC LỤC

<b>LỜI CAM ĐOAN</b> .....	<b>i</b>
<b>LỜI CẢM ƠN</b> .....	<b>ii</b>
<b>MỤC LỤC</b> .....	<b>iii</b>
<b>DANH MỤC CÁC KÝ HIỆU, CÁC CHỮ VIẾT TẮT</b> .....	<b>vi</b>
<b>DANH MỤC CÁC BẢNG</b> .....	<b>viii</b>
<b>DANH MỤC CÁC HÌNH VẼ, ĐỒ THỊ</b> .....	<b>ix</b>
<b>MỞ ĐẦU</b> .....	<b>1</b>
<b>Chương 1. TỔNG QUAN NGHIÊN CỨU VỀ KHÍ ĐỘNG CẢNH QUAY TRỰC THĂNG</b> .....	<b>7</b>
1.1. Tình hình nghiên cứu trên thế giới.....	7
1.1.1. Khái quát chung các công trình nghiên cứu về khí động trực thăng trên thế giới .....	7
1.1.2. Nhận xét chung về các phương pháp nghiên cứu khí động trực thăng trên thế giới .....	11
1.1.3. Nghiên cứu khí động vật thể 3D .....	15
1.2. Tình hình nghiên cứu trong nước.....	18
1.2.1. Khái quát chung các công trình nghiên cứu trong nước về khí động trực thăng.....	18
1.2.2. Nhận xét chung về các phương pháp nghiên cứu khí động trực thăng trong nước .....	20
Kết luận chương 1 .....	21
<b>Chương 2. NGHIÊN CỨU XÂY DỰNG MÔ HÌNH XÁC ĐỊNH ĐẶC TRƯNG KHÍ ĐỘNG LỰC CQTT KHI XÉT ĐẾN ẢNH HƯỞNG CỦA THÂN VÀ MẶT GIỚI HẠN</b> .....	<b>23</b>
2.1. Hệ trục tọa độ và các tham số khí động CQTT.....	23
2.1.1. Các hệ tọa độ.....	23

2.1.2. Các đặc tính hình học của cánh quay.....	26
2.1.3. Các hệ số khí động của CQ.....	31
2.2. Xây dựng mô hình xoáy cánh quay phi tuyến không dừng .....	32
2.2.1. Các giả thiết và điều kiện biên.....	32
2.2.2. Xây dựng mô hình toán học .....	34
2.3. Xây dựng mô hình xoáy CQ - Thân trục thẳng .....	49
2.4. Xây dựng mô hình xoáy CQ và mô hình xoáy CQ – Thân TT trong điều kiện có tương tác với các đối tượng khác .....	53
2.4.1. Xây dựng mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn.....	53
2.4.2. Xây dựng mô hình xoáy CQ – Thân TT - Mặt giới hạn.....	56
Kết luận chương 2 .....	58
<b>Chương 3. NGHIÊN CỨU KIỂM CHỨNG CÁC MÔ HÌNH TOÁN .....</b>	<b>60</b>
3.1. Phương pháp kiểm nghiệm kết quả của mô hình tính toán.....	60
3.2. Kiểm tra hội tụ mô hình toán .....	64
3.2.1. Sơ đồ thuật toán mô hình xoáy CQ.....	64
3.2.2. Kiểm tra hội tụ mô hình toán .....	66
3.3. Nghiên cứu kiểm chứng mô hình xoáy cánh quay.....	67
3.3.1. Kiểm chứng với mô hình CQ của Kritsky B.S .....	67
3.3.2. Kiểm chứng với mô hình CQ trong công trình của Moshar P.I [87] và Volodko A.M [67].....	70
3.3.3. Kiểm chứng với mô hình CQ của Juan D. Colmenares.....	73
3.4. Kiểm chứng mô hình xoáy CQ – Thân .....	77
3.4.1. Bước 1: Kiểm chứng mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn.....	77
3.4.2. Bước 2: Kiểm chứng mô hình xoáy CQ – Thân bằng cách so sánh với mô hình mô phỏng CFD .....	80
Kết luận chương 3 .....	92

<b>Chương 4. TÍNH TOÁN CÁC ĐẶC TRƯNG KHÍ ĐỘNG LỰC CỦA CQ XÉT ĐẾN SỰ ẢNH HƯỞNG CỦA THÂN TT VÀ MẶT GIỚI HẠN ....</b>	<b>94</b>
4.1. Tính toán ĐTKĐ của CQ ở các chế độ bay khác nhau.....	95
4.2. Tính toán ảnh hưởng của khoảng cách tương đối giữa CQ và Thân TT đến ĐTKĐ của CQ.....	102
4.3. Xác định ĐTKĐ của CQ xét đến ảnh hưởng của thân TT trong điều kiện có tương tác với mặt giới hạn.....	104
4.3.1. Xác định ảnh hưởng của khoảng cách hạ cánh đến ĐTKĐ của CQ .	105
4.3.2. Khảo sát ảnh hưởng của diện tích mặt giới hạn.....	108
4.3.3. Khảo sát ảnh hưởng của hình dạng mặt giới hạn.....	111
4.3.4. Xác định mô men chúc góc tác động lên trục quay của CQ khi TT hạ cánh hành tiến theo phương ngang.....	115
Kết luận chương 4 .....	120
<b>KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ .....</b>	<b>122</b>
<b>DANH MỤC CÁC CÔNG TRÌNH ĐÃ CÔNG BỐ CỦA NCS .....</b>	<b>127</b>
<b>TÀI LIỆU THAM KHẢO .....</b>	<b>128</b>

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

### 1. Danh mục các ký hiệu

Ký hiệu	Ý nghĩa
D	Đường kính cánh quay, [m].
R	Bán kính cánh quay, [m].
r	Bán kính thành phần lá cánh, [m].
F	Diện tích mặt phẳng quay, [m <sup>2</sup> ].
F <sub>L</sub>	Diện tích lá cánh quay, [m <sup>2</sup> ].
k <sub>cq</sub>	Số lá cánh của cánh quay.
σ	Hệ số điền đầy cánh quay.
V <sub>i</sub>	Vận tốc cảm ứng, [m/s].
η	Độ co hẹp lá cánh.
φ	Góc lắp lá cánh, [°].
α <sub>cq</sub>	Góc tấn cánh quay, [°].
ψ	Góc phương vị, [°].
ψ <sub>t</sub>	Góc quay của lá cánh quay, [°].
P	Tải trọng riêng trên mặt phẳng quay, [KG/m <sup>2</sup> ].
b	Dây cung lá cánh quay, [m].
μ	Hệ số đặc trưng của chế độ làm việc cánh quay
ω	Vận tốc góc cánh quay, [rad/s].
M <sub>i</sub>	Mô men khí động, [N.m].
T <sub>i</sub>	Lực khí động, [N].
C <sub>T</sub>	Hệ số lực kéo cánh quay.
C <sub>n</sub>	Hệ số lực pháp tuyến trên các lá cánh quay.
ρ	Mật độ dòng khí, [kg/m <sup>3</sup> ].



$n$	Số xoáy chia theo dây cung lá cánh.
$N$	Số dải xoáy chia theo chiều dài lá cánh.
$m$	Số khung xoáy thay thế bề mặt một lá cánh quay.
$N_{gd}$	Số xoáy chia theo chiều dọc thân trục thẳng.
$n_{gn}$	Số dải xoáy chia theo chiều ngang thân trục thẳng.
$M$	Số khung xoáy thay thế bề mặt thân trục thẳng.
$L$	Số khung xoáy thay thế bề mặt mặt giới hạn.
$r_{x0}$	Bán kính lõi xoáy ở thời điểm chưa khuếch tán.
$a_{ij}$	Hệ số trong hệ phương trình xác định cường độ phân tử xoáy
$\Gamma_i$	Lưu số tốc độ của các phân tử xoáy
$h$	Khoảng cách từ mặt phẳng quay đến mặt phẳng cơ sở của thân trục thẳng, [m].
$h_2$	Khoảng cách từ mặt phẳng quay đến mặt giới hạn, [m].

## 2. Danh mục các chữ viết tắt

Chữ viết tắt	Ý nghĩa
CFD	Computational fluid dynamics
CQ	Cánh quay
CQTT	Cánh quay trục thẳng
ĐTKĐ	Đặc trưng khí động
KCB	Khí cụ bay
KĐ	Khí động
LCQ	Lá cánh quay
MGH	Mặt giới hạn
PP XRR	Phương pháp xoáy rời rạc
TBB	Thiết bị bay
TT	Trục thẳng
VLM	Vortex lattice method

**DANH MỤC CÁC BẢNG**

Bảng 3.1. Các tham số trong mô hình xoáy CQ của Kritsky B.S .....	68
Bảng 3.2. Hệ số lực kéo theo góc lắp LCQ trong mô hình xoáy CQTT của Moshar P.I [87] và Volodko A.M [67].....	71
Bảng 3.3. Các tham số động hình học trong mô hình xoáy CQ của Juan D.Colmenares...	74
Bảng 3.4. So sánh hệ số lực kéo CQ trung bình giữa các mô hình xoáy.....	76
Bảng 3.5. Các tham số động hình học của CQ .....	78
Bảng 3.6 Các tham số hình học của mô hình CQ .....	85
Bảng 4.1. Hệ số lực kéo trung bình theo khoảng cách $h_2$ .....	107
Bảng 4.2. Hệ số lực kéo trung bình của CQTT theo góc nghiêng $\theta$ và khoảng cách $h_2$ .....	113

## DANH MỤC CÁC HÌNH VẼ, ĐỒ THỊ

Hình 2.1. Các hệ tọa độ của TT .....	24
Hình 2.2. Các hệ tọa độ của CQ.....	24
Hình 2.3. Hệ tọa độ của LCQ.....	25
Hình.2.4. Hình ảnh xác định đường kính CQ .....	27
Hình.2.5. Góc lắp LCQ .....	29
Hình 2.6. Góc tấn và góc phương vị trên CQ .....	29
Hình 2.7. Mô hình LCQ và phân bố các khung xoáy .....	34
Hình 2.8. Phần tử xoáy tứ giác trong không gian .....	35
Hình 2.9. Đoạn xoáy trong không gian.....	36
Hình 2.10. Sơ đồ mô tả bản chất vật lý của sự khuếch tán xoáy .....	39
Hình 2.11. Biến thiên tốc độ cảm ứng trong mô hình khuếch tán xoáy Squire, Bhagwat và Leishman [38] .....	40
Hình 2.12. Điểm kiểm tra và véc tơ pháp tuyến trên khung xoáy tứ giác .....	41
Hình 2.13. Quá trình hình thành vết xoáy tại mép sau mỗi LCQ .....	46
Hình 2.14. Mô hình CQ – Thân .....	50
Hình 2.15. Nghiên cứu hiệu ứng mặt đất trên nguyên lý đối xứng gương .....	54
Hình 2.16. Mô hình CQ - Mặt giới hạn.....	55
Hình 2.17. Mô hình CQ – Thân TT – MGH.....	57
Hình 3.1. Mô hình trực thăng Dauphine trong ống khí động [26].....	61
Hình 3.2. Mô phỏng màn xoáy sau CQ trực thăng bằng phương pháp CFD theo chuẩn Q [34].....	62
Hình 3.3 So sánh sự thay đổi bán kính lõi xoáy trong các mô hình khuếch tán xoáy [33] .....	63
Hình 3.4. Sơ đồ thuật toán xác định các đặc trưng khí động CQ .....	64
Hình 3.5. Mô hình cánh quay của Kritsky B.S .....	68

Hình 3.6. Phân bố cường độ xoáy trên LCQ ở bước thời gian tính thứ 50 trong chế độ bay treo .....	68
Hình 3.7. So sánh màn xoáy sau CQ từ mô hình xoáy CQ của luận án và của Kritsky B.S [78] .....	69
Hình 3.8. Phân bố hệ số lực pháp tuyến trên mặt cắt theo chiều dài lá cánh với hệ số vận tốc $\mu=0.262$ .....	70
Hình 3.9. Biến thiên hệ số lực kéo cánh CQTT theo góc lắp LCQ ở chế độ bay treo trong mô hình xoáy CQ của luận án .....	71
Hình 3.10. Màn xoáy sau các LCQ TT theo góc lắp ở chế độ bay treo .....	72
Hình 3.11. Phân bố chênh áp trên các LCQ TT theo góc lắp ở chế độ bay treo.....	73
Hình 3.12. Lực kéo CQTT theo góc lắp LCQ trong chế độ bay treo .....	73
Hình 3.13. Mô phỏng màn xoáy CQ sau 3 vòng quay, góc lắp LCQ=12 <sup>0</sup> .....	75
Hình 3.14. Mô phỏng màn xoáy CQ sau 6 vòng quay, góc lắp LCQ=12 <sup>0</sup> .....	75
Hình 3.15. Biến thiên hệ số lực kéo với các góc lắp LCQ khác nhau .....	76
Hình 3.16. Biến thiên hệ số lực kéo của CQ theo thời gian với hiệu ứng mặt đất ở các độ cao khác nhau .....	79
Hình 3.17. Tỉ số tăng hệ số lực kéo khi có hiệu ứng mặt đất theo độ lớn khoảng cách $h_2/R$ .....	79
Hình 3.18. Mô hình CQ – Thân .....	81
Hình 3.19. Chia lưới LCQ.....	81
Hình 3.20. Phân bố lưới khung xoáy mô hình Thân TT .....	81
Hình 3.21. Mô phỏng phân bố cường độ xoáy trên Thân TT và phân bố chênh áp trên CQ ở chế độ bay treo.....	82
Hình 3.22. Màn xoáy sau CQ tại bước tính thứ 100 ở chế độ bay treo .....	83
Hình 3.23. Biến thiên hệ số lực kéo CQ trong mô hình xoáy CQ – Thân sau 100 bước tính (tương ứng 1 s thời gian) .....	83

Hình 3.24. Điều kiện biên của mô hình CQ – Thân TT ở chế độ bay treo.....	84
Hình 3.25. Chia lưới cấu trúc CQ và các miền tính toán.....	86
Hình 3.26. Chia lưới cấu trúc thân TT .....	86
Hình 3.27. Quá trình hội tụ tính toán với mô hình CQ – Thân TT xây dựng trong Ansys Fluent .....	87
Hình 3.28. Phân bố áp suất trên một mặt cắt ngang tiết diện LCQ .....	88
Hình 3.29. Phân bố vận tốc (a) và dòng chảy bao qua mô hình CQ – Thân TT (b) trên các mặt phẳng đi qua tâm quay .....	88
Hình 3.30. Trường véc tơ vận tốc trong mô hình xoáy CQ – Thân (a) và trong mô hình CQ – Thân Ansys Fluent (b,c) .....	89
Hình 3.31. Phân bố cường độ xoáy trong mô hình CQ – Thân .....	90
Hình 3.32. Biến thiên hệ số lực nâng trong mô hình CQ – Thân .....	91
Hình 4.1. Màn xoáy và phân bố chênh áp khi TT bay treo .....	96
Hình 4.2. Biến thiên hệ số lực kéo theo thời gian sau 150 bước tính, TT hoạt động ở chế độ bay treo .....	96
Hình 4.3. Vị trí LCQ ứng với số bước tính toán trong vòng quay thứ 5 .....	97
Hình 4.4. Phân bố hệ số lực pháp tuyến trên LCQ theo sải lá cánh ở các bước tính khác nhau trong một vòng quay.....	98
Hình 4.5. Biến thiên hệ số lực kéo theo thời gian sau 150 bước tính, TT hoạt động ở chế độ bay lên thẳng đứng $V_z=10\text{m/s}$ .....	99
Hình 4.6. Biến thiên hệ số lực kéo theo thời gian sau 150 bước tính, TT hoạt động ở chế độ bay xuống thẳng đứng $V_z=-10\text{m/s}$ .....	99
Hình 4.7. Đồ thị hệ số lực kéo trung bình của CQTT theo vận tốc $V_z$ ở chế độ thổi đứng.....	100
Hình 4.8. Cấu trúc màn xoáy hình thành khi TT bay lên thẳng đứng với vận tốc $v_z= 10 \text{ m/s}$ .....	101

Hình 4.9. Biến thiên hệ số lực kéo theo bước tính thời gian với các khoảng cách $h$ khác nhau, TT hoạt động ở chế độ bay treo.....	102
Hình 4.10. Cấu trúc màn xoáy khi trực thăng bay treo với các khoảng cách $h$ khác nhau giữa CQ và thân TT .....	103
Hình 4.11. Mô phỏng trường tốc độ cảm ứng khi trực thăng chuyển động thẳng đứng xuống dưới với tốc độ $v_z = -10\text{m/s}$ .....	104
Hình 4.12. Mô phỏng trường tốc độ cảm ứng khi trực thăng bay treo .....	104
Hình 4.13. Biến thiên hệ số lực kéo CQ ở các khoảng cách $h_2$ khác nhau ...	106
Hình 4.14. Hệ số lực kéo trung bình từ mô hình CQ không có thân TT và mô hình CQ có thân TT ở điều kiện có hiệu ứng mặt đất.....	107
Hình 4.15. Mô hình khảo sát tham số diện tích mặt giới hạn .....	108
Hình 4.16. Biến thiên hệ số lực kéo CQ trực thăng khi bay treo gần các mặt giới hạn có kích thước khác nhau.....	110
Hình 4.17. Mức tăng hệ số lực kéo CQ theo diện tích mặt giới hạn .....	110
Hình 4.18. Các hình dạng khác nhau của MGH .....	111
Hình 4.19. Biến thiên hệ số lực kéo CQTT khi bay treo gần các mặt giới hạn có hình dạng lồi lõm.....	112
Hình 4.20. Đồ thị phụ thuộc của tỷ số tăng hệ số lực kéo GE vào góc nghiêng $\theta$ của MGH.....	114
Hình 4.21. Mô hình khảo sát TT hạ cánh theo phương ngang .....	116
Hình 4.22. Biến thiên hệ số lực kéo CQ theo khoảng cách $L_{KC}$ .....	117
Hình 4.23. TT lật nghiêng do tác động của mô men chúc góc khi hạ cánh theo phương ngang.....	118
Hình 4.24. Biến thiên hệ số mô men chúc góc trong trường hợp $PGE/L_{KC}=R$ và trường hợp OGE .....	119
Hình 4.25. Biến thiên hệ số mô men chúc góc theo khoảng cách $L_{KC}$ .....	119

## MỞ ĐẦU

Với thế mạnh về tính cơ động và khả năng hoạt động linh hoạt trong mọi địa hình thời tiết, TT là thiết bị bay ngày càng được ứng dụng rộng rãi ở nhiều quốc gia trên thế giới, trong nhiều lĩnh vực, cả quân sự và dân sự. Hiện nay ở Việt Nam có số lượng lớn các loại TT đang hoạt động, phục vụ cho nhiều mục đích khác nhau như vận tải, du lịch, cứu hộ cứu nạn, phòng chống thiên tai, cháy rừng, khai thác dầu khí... Các dòng TT đang hoạt động tại Việt Nam như UH-1, Mi-8, Mi-17, Mi-171, Mi-172, Mi-24, K28, K32, EC155, EC225,...Việc tham gia thực hiện nhiều loại nhiệm vụ, cả về hình thức và điều kiện môi trường (mưa bão, gió lớn, sóng biển, vùng đồi núi...) luôn đặt ra yêu cầu cấp thiết cần nâng cao khả năng điều khiển, đảm bảo an toàn trong khai thác sử dụng TT. Các nghiên cứu về TT nói chung, về khí động trực thăng nói riêng trong những nhiệm vụ bay cụ thể có ý nghĩa quan trọng, là cơ sở khoa học để đưa ra các khuyến cáo bay phù hợp hạn chế ảnh hưởng của điều kiện địa hình thời tiết đến quá trình bay, nâng cao tính an toàn, độ tin cậy trong mỗi chuyến bay. Trong các chuyến bay tới các giàn khoan, tới các vùng biển đảo, trong các điều kiện gió lớn, ở các vị trí cất hạ cánh phức tạp (nóc giàn khoan, nóc tòa nhà, trên tàu...), để hoàn thành nhiệm vụ cần thiết phải có những nghiên cứu tính toán xét ảnh hưởng của gió, ảnh hưởng của mặt biển, địa hình...Bề mặt địa hình có kích thước và hình dạng khác nhau sẽ tạo ra những ảnh hưởng khác nhau đến đặc trưng khí động của TT, tác động trực tiếp đến khả năng điều khiển và ổn định TT khi cất hạ cánh.

Từ nhu cầu sử dụng TT ngày một nhiều hơn, yêu cầu đào tạo phi công điều khiển TT cũng trở nên cấp thiết. Việc đầu tư kinh phí phục vụ đào tạo, huấn luyện phi công và các chi phí khác cho việc vận hành TT (xăng dầu, vật tư khí tài,...) là rất lớn. Đặc biệt quá trình đào tạo phi công TT khó khăn, tại nhiều nước trên thế giới thường sử dụng các thiết bị tập lái huấn luyện phi công

ngay dưới mặt đất (cách gọi khác là hệ thống mô phỏng lái). Các thiết bị tập lái theo từng loại TT mô phỏng đặc điểm hoạt động, mô tả các bài bay của TT thông qua các số liệu động lực học và đặc tính khí động của CQTT. Ở Việt Nam, buồng tập lái TT chủ yếu được nhập từ nước ngoài với chi phí lớn và gặp nhiều khó khăn trong bảo dưỡng, sửa chữa và thay thế thiết bị khi có hỏng hóc. Hơn nữa các kỹ thuật quân sự công nghệ cao thường không bán hoặc bị che giấu, rất khó tiếp cận. Vì lý do đó nên nhìn chung, để làm chủ công nghệ, tự chủ trong khai thác vận hành khí tài công nghệ cao, chúng ta cần phải tự lực nghiên cứu. Dự án nghiên cứu xây dựng hệ thống buồng tập lái dùng cho TT Mi-8 bằng nguồn lực khoa học và tài chính trong nước của Viện kỹ thuật PKKQ, Quân chủng PKKQ (2013) là một trong những nỗ lực của các nhà khoa học Việt Nam trong nắm bắt làm chủ vũ khí, kỹ thuật công nghệ cao. Buồng tập lái này đã có thể cho phép phi công tập luyện một số bài bay cơ bản, thoả mãn một vài yêu cầu tối giản trong quá trình huấn luyện, tuy nhiên vẫn chưa đáp ứng được các yêu cầu tác chiến hiện đại với các nhiệm vụ bay ngày càng đa dạng, phức tạp.

Trong ứng dụng quân sự, TT thể hiện là loại phương tiện chiến đấu ưu việt. Bên cạnh tính cơ động nhanh, vũ khí hỏa lực mạnh, TT có thể chiến đấu trên nhiều khu vực địa hình, và được sử dụng như một phương tiện vận chuyển đổ bộ chiến trường hiệu quả. Tác chiến không – bộ của quân đội Mỹ đã coi đổ bộ đường không bằng TT là một hình thức tác chiến cơ bản, một thành phần không thể thiếu trong chiến tranh hiện đại. Để chống lại loại hình tác chiến bằng TT này, nhiều nước đã chú trọng nghiên cứu các loại mìn chống đổ bộ khác nhau. Ở Việt Nam, trong những năm 2006 - 2007, Học viện Kỹ thuật Quân sự và Nhà máy Z117 – Tổng cục Công nghiệp Quốc phòng đã phối hợp thiết kế chế thử ngòi mìn cơ khí định hướng theo nguyên lý cảm ứng gió để chống TT đổ bộ, đã đưa vào thực nghiệm. Tuy nhiên dự án đã không thực hiện thành



công, một trong các nguyên nhân là chưa khảo sát được định lượng trường vật lý của dòng khí tạo ra bên dưới TT; chưa xác định được quan hệ giữa tốc độ gió, hướng gió do TT tạo ra khi hạ cánh đổ bộ ở các điều kiện khác nhau.

Với những phân tích nói trên, có thể thấy rằng, ở điều kiện Việt Nam, nhu cầu cải tiến hoàn thiện các thiết bị tập lái, bổ sung các tính năng mô phỏng phục vụ hiệu quả công tác huấn luyện phi công thông qua việc hoàn thiện mô hình tính toán khí động CQ ngày càng trở nên cấp thiết. Yêu cầu xác định chính xác bộ dữ liệu vận tốc dòng khí khi TT hạ cánh làm cơ sở để hoàn thành các dự án như thiết kế chế tạo mìn chống đổ bộ vẫn rất thời sự. Đặc biệt bài toán đảm bảo an toàn bay khi TT cất hạ cánh trên tàu, trên nóc nhà cao tầng, hoặc trên giàn khoan rất cần có các nghiên cứu phân tích đánh giá nâng cao khả năng điều khiển, đảm bảo an toàn bay. Từ đó thấy được rằng việc nghiên cứu xây dựng mô hình CQTT có xét đến các yếu tố phi tuyến không dừng đặc trưng cho chuyển động của TT, có xét đến ảnh hưởng cảm ứng từ các thành phần khác của TT và ảnh hưởng của bề mặt địa hình mang ý nghĩa hết sức quan trọng. Các nghiên cứu kể đến sự tương tác đa thành phần trong một hệ khí động TT (CQ- thân, CQ- cánh quạt đuôi, CQ- cánh ổn định, CQ – mặt giới hạn...) cung cấp khối dữ liệu vận tốc cảm ứng chính xác hơn, góp phần bổ sung thêm các khối chức năng và nâng cao tính chính xác của khối dữ liệu trong việc mô phỏng của buồng tập lái. Mô hình tính toán CQ càng hoàn thiện, càng linh hoạt thì kết quả tính toán thu được càng có độ chính xác cao, giá trị mô phỏng các bài bay trong buồng tập lái càng chân thực.

Đối với thế giới, tiến bộ khoa học kỹ thuật trong lĩnh vực nghiên cứu về khí động nói chung và khí động CQTT nói riêng đang phát triển mạnh mẽ, khả năng tính toán mô phỏng hiện tượng ngày càng tiệm cận đến các quá trình diễn ra trong thực tế. Các công trình nghiên cứu khí động từng thành phần riêng rẽ của TT như cánh quay, cánh quạt đuôi, thân,...tương đối đa dạng và phong phú,

đặc biệt có nhiều công trình tính toán đặc trưng khí động CQTT bằng nhiều phương pháp và theo nhiều cách. Tuy nhiên các công trình xét đến sự tương tác khí động giữa các thành phần của TT, giữa TT với địa hình, xét đến sự ảnh hưởng qua lại giữa các thành phần kết cấu còn chưa nhiều. Với bài toán xét riêng đặc tính khí động của thân TT, bên cạnh sự phụ thuộc vào hướng chuyển động và tốc độ dòng khí chảy bao TT, còn phụ thuộc khá nhiều vào sự chảy bao của dòng cảm ứng từ cánh quay thổi tới. Nhất là khi TT chuyển động chậm, dòng cảm ứng từ CQ tác động khá nhiều đến dòng chảy bao tới thân. Do vậy, nếu chỉ tính toán đặc tính khí động riêng biệt của thân, không xét thêm ảnh hưởng của yếu tố giao thoa khí động giữa CQ và thân TT thì mô hình bài toán này không sát gần với thực tế. Qua đó thấy được rằng, xây dựng mô hình xác định các đặc tính khí động của CQ có kể đến các yếu tố phi tuyến, không dừng, xét đến ảnh hưởng tương tác của thân và với địa hình (xét đến giao thoa khí động CQ-thân-mặt giới hạn) có ý nghĩa hết sức quan trọng, làm cho mô hình tính toán hoàn thiện hơn, cung cấp các bộ hệ số khí động tin cậy, đáp ứng được yêu cầu của các bài toán thực tiễn. Từ những vấn đề phân tích nói trên, tác giả đã xây dựng Luận án “*Nghiên cứu xác định đặc trưng khí động lực của cánh quay trực thăng xét đến sự tương tác với thân và mặt giới hạn*”, đảm bảo tính mới, tính thực tiễn và có ý nghĩa khoa học.

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

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

- Mục đích của đề tài luận án là xây dựng mô hình toán và phương pháp xác định các đặc trưng khí động của CQTT khi xét đến ảnh hưởng của thân và mặt giới hạn; Khảo sát bài toán tương tác khí động giữa CQ, thân TT và mặt giới hạn, nghiên cứu mô phỏng sự biến đổi của các đặc tính khí động CQ khi xét đến tương quan vị trí giữa CQ với thân TT; Nghiên cứu ảnh hưởng của hình dạng, kích thước của mặt giới hạn trong một số trường hợp TT hạ cánh.

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

- CQTT có một hay nhiều lá cánh.
- Thân TT có hình dạng 3D;
- Mặt giới hạn có kích thước và hình dạng tùy ý;

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

- Đề tài tập trung nghiên cứu xây dựng mô hình xoáy CQTT có xét đến sự ảnh hưởng cảm ứng của thân và mặt giới hạn tới các đặc trưng khí động của CQ (khả năng tạo lực nâng), không đi sâu nghiên cứu dòng chảy bao thân 3D của TT.

- Mô hình CQ được xét có các lá cánh gấn cứng, không xét đến các khớp chuyển động và độ vắn của LCQ; Chế độ bay được áp dụng tính toán khảo sát chủ yếu là chế độ thổi đứng (bay treo, bay lên và xuống thẳng đứng).

- Thân TT xét trong mô hình toán của Luận án có dạng thân độc lập, không bao gồm cánh quạt đuôi và các thành phần khác gắn trên Thân TT.

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

- Kết hợp giữa nghiên cứu xây dựng mô hình tính toán theo lý thuyết xoáy và mô phỏng số. Cụ thể sử dụng phương pháp xoáy rời rạc với phần tử dạng khung xoáy tứ giác để xây dựng mô hình cánh quay phi tuyến không dừng.

- Áp dụng mô hình cánh quay tính toán cho từng bài toán với các điều kiện bay cụ thể; Kiểm chứng mô hình toán bằng cách so sánh các kết quả tính toán nhận được với kết quả của các công trình nghiên cứu nước ngoài đã công bố, hoặc so sánh với kết quả của cách tính khác (mô phỏng ảo CFD), làm cơ sở khẳng định tính chính xác, tin cậy của mô hình.

- Phát triển xây dựng mô hình xoáy CQ - thân TT, mô hình xoáy CQ - thân TT – mặt giới hạn, xây dựng thuật toán, tạo ra công cụ để nghiên cứu xác định sự ảnh hưởng cảm ứng từ thân TT và ảnh hưởng của hình dạng, kích thước mặt giới hạn đến các đặc trưng khí động của CQTT.

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

- Có những đóng góp mới trong việc xây dựng mô hình toán nghiên cứu tương tác khí động giữa các thành phần trong hệ đa vật bằng phương pháp xoáy rời rạc. Áp dụng mô hình xoáy khuếch tán vào mô hình xoáy cánh quay, làm cho mô hình toán xây dựng bằng phương pháp xoáy trở nên hoàn thiện hơn.

- Trên cơ sở mô hình toán, tạo ra bộ công cụ tính toán linh hoạt, đảm bảo độ chính xác, góp phần nâng cao hiệu quả quá trình khai thác vận hành trực thăng trong nước, phục vụ tốt cho các dự án nghiên cứu khoa học như dự án buồng tập lái trực thăng, dự án chế tạo sản xuất mìn chống đổ bộ từ trực thăng và các dự án khác...

- Đề xuất cách tiếp cận sử dụng phương pháp xoáy rời rạc khung xoáy kín để mô phỏng dòng chảy bao vật thể 3D.

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

- Xây dựng mô hình toán học phi tuyến không dừng của cánh quay trực thăng theo lý thuyết xoáy rời rạc với phần tử xoáy khung kín tứ giác, xét đến hiện tượng khuếch tán xoáy.

- Nghiên cứu xác định các đặc trưng khí động của cánh quay trực thăng. Mô phỏng các màn xoáy thoát ra sau cánh quay. Khảo sát, so sánh với các kết quả của các công trình đã công bố hoặc của cách tính khác.

- Xây dựng mô hình 3D thân trực thăng sử dụng phương pháp xoáy rời rạc với phần tử xoáy khung kín hình tứ giác. Phát triển mô hình cánh quay phi tuyến không dừng xét đến sự ảnh hưởng của thân và mặt giới hạn, làm cơ sở nghiên cứu sự tương tác khí động giữa cánh quay, thân TT và mặt giới hạn.

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

Tổng thể kết cấu Luận án bao gồm phần Mở đầu, 4 Chương nội dung và Phần kết luận - kiến nghị của luận án; Danh mục các công trình đã công bố của tác giả luận án, Tài liệu tham khảo và 02 Phụ lục.

## **Chương 1. TỔNG QUAN NGHIÊN CỨU VỀ KHÍ ĐỘNG CÁNH QUAY TRỰC THĂNG**

Trước các vấn đề khoa học đặt ra trong luận án, việc xem xét khái quát tình hình nghiên cứu liên quan đến các nội dung của luận án ở trong nước và trên thế giới có ý nghĩa quan trọng. Các kiến thức tổng quan về khí động lực học trực thăng, các định hướng nghiên cứu, phương pháp nghiên cứu, các vấn đề đang được nhiều nhà khoa học quan tâm nghiên cứu, những tồn tại chưa được giải quyết... trong khí động lực học TT là nền tảng cơ sở khoa học vững chắc để từ đó đưa ra phương pháp nghiên cứu và cách tiếp cận các vấn đề của luận án một cách phù hợp.

### **1.1. Tình hình nghiên cứu trên thế giới**

#### ***1.1.1. Khái quát chung các công trình nghiên cứu về khí động trực thăng trên thế giới***

Trên thế giới có rất nhiều công trình nghiên cứu về khí động trực thăng với nhiều hướng tiếp cận và bằng nhiều phương pháp [10], [12], [21], [36], [41], [74], [77], [86], [95]... Theo cách xác định tốc độ cảm ứng người ta chia làm hai nhóm phương pháp tính toán khí động cánh quay trực thăng. Nhóm phương pháp thứ nhất sử dụng các lý thuyết cổ điển, trong đó sự phân bố tốc độ cảm ứng trên đĩa cánh quay được cho trước và không phụ thuộc vào sự tác động của các lực và mô men khí động lên phần tử của lá cánh quay. Giá trị tốc độ cảm ứng trung bình được xác định theo lý thuyết động lượng. Đi đầu trong nhóm này là các tác giả Glauert-Lokka từ những năm 1927, được giới thiệu cụ thể trong các công trình [58], [71]. Kết quả tính toán theo các phương pháp trong nhóm thứ nhất có độ chính xác thấp, đặc biệt là không thể hiện được sự phân bố chính xác của tốc độ cảm ứng trên bề mặt đĩa cánh quay, và trong không gian chảy bao cánh quay. Nhóm phương pháp tính toán khí động cánh quay thứ hai xác định tốc độ cảm ứng của mỗi phần tử theo chiều dài lá cánh,

được xem xét là hàm toán học của các lực khí động tác động lên tất cả lá cánh. Phương pháp này thường được gọi là phương pháp phần tử lá cánh quay. Để xác định tốc độ cảm ứng, người ta kết hợp sử dụng các lý thuyết xoáy xây dựng mô hình toán cho phép mô phỏng được dòng chảy bao lá cánh quay với độ chính xác khác nhau. Cùng ở nhóm phương pháp thứ hai, nhiều công trình thường sử dụng lý thuyết xung của Iuriev và Sabina, thuyết xoáy cánh quay của Zoukovsky [62], [67], [73] và của Belasherkovsky cùng các học trò [59], [60], [61], [63], [64], [65]. Mặc dù cùng sử dụng lý thuyết xoáy song trên thế giới có rất nhiều nhà nghiên cứu có những cách tiếp cận đa dạng. Các công trình nghiên cứu của Armatonov .B.L [55], [56], [57] đề xuất thay thế cánh thiết bị bay bằng màn xoáy liên tục (chứ không phải khung xoáy, sợi xoáy hay đoạn xoáy) và có cường độ thay đổi. Cường độ này được giàn đều giá trị theo miền diện tích phần tử màn xoáy (phần tử màn xoáy có thể là tam giác hoặc tứ giác), từ đó thực hiện tính toán tốc độ cảm ứng gây ra bởi màn xoáy và các hệ số khí động khác của cánh thiết bị bay. Một số cách tính khác giả thiết thay thế cánh thiết bị bay bằng hệ thống nguồn-cực, thông qua các điều kiện biên của Neuman, Kutta để xây dựng và giải hệ phương trình tìm ra cường độ các nguồn- cực [4], [29], [45], qua đó có thể xác định được các đặc trưng khí động khác của cánh thiết bị bay. Dù cách tiếp cận có khác nhau, nhưng kết quả tính toán đều phù hợp với các số liệu thực nghiệm. Việc có nhiều công trình nghiên cứu về khí động lực học cánh quay trực thăng bằng nhiều phương pháp góp phần thúc đẩy tiến bộ khoa học, nâng cao trình độ năng lực nghiên cứu trong lĩnh vực khí động lực học.

Với sự phát triển nhanh của nền khoa học kỹ thuật, bên cạnh việc sử dụng phổ biến phương pháp xoáy rời rạc trên cơ sở giải phương trình Laplace, mô tả dòng khí lý tưởng không nén áp dụng cho chuyển động của khí cụ bay tốc độ thấp, ngày nay chúng ta còn biết đến phương pháp tính toán khí động dựa trên việc giải phương trình Euler hoặc Navier-Stock [20], [21], [36], [41], [74], [77]

(CFD). Phương pháp CFD có độ chính xác cao, và thường được nhiều tác giả thường sử dụng như một cách tính khác để kiểm nghiệm kết quả của mô hình tính toán. Điều này được thể hiện qua các công trình của Ignatkin U. M [74], [75], [76], [77].

Gần đây trên thế giới xuất hiện các công trình nghiên cứu về sự tương tác khí động giữa các thành phần của trực thăng, các kết quả đạt được có ý nghĩa khoa học cao. Bằng phương pháp phân tích lý thuyết sử dụng các phương trình giải tích kết hợp kết quả thực nghiệm trong ống khí động [26], tác giả John Berry và cộng sự đã phân tích được tương tác khí động của CQTT với thân TT ở các chế độ bay khác nhau. Sử dụng phương pháp XRR, tác giả Liu Dawei [31] cũng xác định được phân bố áp suất trên thân TT khi hoạt động dưới dòng khí thổi từ CQTT. Ngoài ra còn rất nhiều các công trình khác sử dụng cách tiếp cận bằng phương pháp CFD để nghiên cứu tương tác khí động CQTT- Thân TT [14], [16], [40], [42], [43], [47], [51], [53]. Trong đó các công trình nghiên cứu [16], [51] của XU HeYong và Bum Seok Lee cùng các đồng nghiệp đã sử dụng phương pháp CFD trên cơ sở chia lưới động không kết cấu để mô phỏng tương tác khí động của cánh quay và thân trực thăng. Một cách tương tự Young Min Park [53] cũng sử dụng phương pháp CFD để nghiên cứu tương tác khí động CQ- thân TT, điểm khác là sử dụng mô hình lưới thích nghi. Các công trình kể trên đều tập trung khảo sát tính toán sự phân bố áp suất trên thân trực thăng trong trường hợp thân trực thăng chuyển động đơn lẻ trong không gian hoặc khi thân trực thăng chuyển động dưới dòng khí thổi từ cánh quay, không nghiên cứu tác động của thân lên đặc tính khí động của cánh quay. Bên cạnh nghiên cứu tương tác khí động CQ – thân TT, tương tác khí động của các thành phần kết cấu khác của TT cũng được nhiều nhà khoa học quan tâm nghiên cứu [22], [46], [76], [96]. Tương tác của các LCQ với chính các màn xoáy mà nó tạo ra được tác giả Farhan Gandhi mô phỏng bằng phương pháp XRR trong

công trình [22]. Tác giả Ignatkin U. M và Sheglova V. M trong các công trình [76], [96] nghiên cứu tính toán sự tương tác giữa cánh quay chính và cánh quạt đuôi của trực thăng bằng phương pháp xoáy rời rạc, kết hợp xây dựng mô hình mô phỏng số bằng Ansys Fluent. Một vài các nghiên cứu khác xét đến tương tác khí động giữa cánh quay với cánh ổn định, tương tác khí động giữa cánh quay với cánh nâng bổ sung... Những nghiên cứu này có ý nghĩa rất lớn trong thực tiễn, giải quyết các vấn đề phức tạp và thời sự trong lĩnh vực tương tác khí động lực học trong hệ nhiều vật. Mặc dù vậy, cho tới nay những nghiên cứu như trên vẫn chưa nhiều.

Bên cạnh bài toán tương tác khí động, xu hướng nghiên cứu nâng cao và hoàn thiện phương pháp tính toán trong khí động lực học cũng được nhiều nhà khoa học trên thế giới quan tâm. Phương pháp XRR cổ điển chỉ mô phỏng được thiết bị bay chuyển động tốc độ thấp trong dòng khí không nén không nhớt, thì gần đây đã có nhiều nghiên cứu bổ sung tính nhớt cho phương pháp XRR thông qua xét đến hiệu ứng khuếch tán xoáy [38], [39], [44], [90÷94]. Các nghiên cứu của tác giả Sheglova V. M [90], [92÷94] về đặc tính khí động cánh quay xét đến hiệu ứng khuếch tán của xoáy, kết quả tính toán được so sánh với thực nghiệm, có tính chính xác cao. Mô hình khuếch tán lõi xoáy của Sheglova V. M rất được quan tâm, và được trích dẫn tham khảo trong rất nhiều công trình khoa học trong lĩnh vực khí động tại Nga. Tuy nhiên các công trình của nhóm tác giả Sheglova V. M chỉ tập trung nghiên cứu sâu về hiện tượng khuếch tán lõi xoáy, mà chưa có các phát triển trong nghiên cứu tương tác khí động.

Các nghiên cứu mô phỏng khí động trong hệ thống buồng tập lái [81], [82], [83] có tính ứng dụng thực tế và có tính thời sự, xuất phát từ nhu cầu sử dụng trực thăng ngày càng nhiều. Các công trình nghiên cứu của Mosha P.I [87], [88], [89] có ứng dụng lớn trong dự án xây dựng hệ thống buồng tập lái KCB. Mosha P.I cũng nghiên cứu khí động trực thăng ở những vùng bay tới



hạn, nghiên cứu ảnh hưởng của địa hình đến đặc tính bay của TT, có ý nghĩa thực tiễn cao. Tuy nhiên sự tương tác khí động của cánh quay trực thăng với các đối tượng địa hình trong các công trình của Mosha P.I mới dừng lại ở việc đưa ra các kết quả về sự biến đổi cấu trúc màn xoáy tự do, chưa đưa ra được các ảnh hưởng về mặt định lượng các hệ số khí động. Trong các công trình công bố Mosha P.I chưa chỉ ra cách tiếp cận xây dựng mô hình toán, mà chỉ dừng lại ở việc đưa ra kết quả mô phỏng màn xoáy.

Có thể thấy rằng mặc dù bài toán thiết kế chế tạo trực thăng đã xuất hiện và phát triển từ rất lâu, tuy nhiên do tính ứng dụng của trực thăng làm cho các vấn đề nghiên cứu liên quan đến khí động trực thăng vẫn không ngừng phát triển. Các nghiên cứu về khí động trực thăng luôn có tính thời sự, nhất là các bài toán tương tác khí động đa vật, bài toán khảo sát ảnh hưởng của bề mặt địa hình và mô phỏng dòng chảy bao vật thể 3D rất có tính cấp thiết.

### ***1.1.2. Nhận xét chung về các phương pháp nghiên cứu khí động trực thăng trên thế giới***

Nghiên cứu khí động lực học CQTT có vai trò quan trọng trong tổng thể bài toán thiết kế chế tạo TT. Các đặc trưng khí động lực học của CQTT và đặc điểm phân bố tải trên bề mặt các thành phần của TT (thân, cánh quay chính, cánh đuôi, cánh ổn định...) rất cần thiết cho bài toán thiết kế quỹ đạo, bài toán động lực học chuyển động của TT, cũng như giữ vai trò nền tảng cho việc tính toán kết cấu TT. Để có được các số liệu khí động của CQTT ngày nay người ta sử dụng nhiều phương pháp xác định. Mỗi phương pháp phù hợp với các nhóm bài toán khác nhau. Theo sự phát triển của khoa học và kỹ thuật tính toán, các nghiên cứu về khí động trực thăng sử dụng phương pháp giải số ngày càng nhiều, cho phép mô phỏng dòng khí chảy bao CQTT trên máy tính, và xác định được số liệu khí động với độ chính xác ngày càng cao.

Phương pháp số có thể xét đến tính nén, tính nhớt của dòng khí đang phát triển mạnh trên thế giới như các mô đun CFD của Ansys. Các mô đun CFD của Ansys có yêu cầu tương đối cao về tài nguyên máy và thời gian tính toán, hơn nữa không làm nổi bật được đặc điểm của các tương tác cảm ứng. Kỹ thuật chia lưới ảnh hưởng nhiều đến độ chính xác của bài toán. Ngoài ra lý thuyết thể tích hữu hạn sử dụng trong gói phần mềm Ansys có nhiều hạn chế trong việc mô hình hóa dòng khí xoáy chảy bao quanh CQTT. Mặc dù vậy phương pháp tính toán khí động bằng CFD cũng có nhiều ưu điểm mà nhờ đó nó được sử dụng phổ biến ngày nay. Phương pháp CFD có cách xây dựng mô hình tương đối độc lập, khách quan, có các mô đun tính toán giả lập môi trường gần với điều kiện thực tế. Các kết quả đạt được từ phương pháp giải CFD khá trực quan, có độ chính xác cao và phù hợp với số liệu thực nghiệm. Chính bởi các ưu điểm này mà trong nhiều công trình, phương pháp CFD thường được các nhà khoa học sử dụng như một phương pháp “thực nghiệm ảo”, một cách tính độc lập khác để kiểm chứng kết quả, kiểm chứng mô hình toán [20], [21], [36], [41], [74], [77].

Phương pháp XRR là phương pháp số được hình thành dựa trên cơ sở lý thuyết xoáy của Zhukovsky .N.Y, cho phép mô hình hóa được bản chất của sự hình thành lực nâng (lực pháp tuyến do sự chênh lệch áp suất) và lực cản cảm ứng [18], [19], [29], [59], [63]. Đây là phương pháp rất ưu việt trong việc xác định tốc độ cảm ứng và mô phỏng các dòng xoáy chảy bao CQTT, được nhiều nhà khoa học trên thế giới nghiên cứu phát triển (Belasherkovsky S. M, Ludwig Prandtl, V.M. Falkner, Katz & Plotkin,...[37], [54], [55], [69], [85]).

Nhiều nghiên cứu đã chỉ ra rằng XRR là phương pháp rất hiệu quả trong việc tính toán các đặc tính khí động CQTT và các KCB tốc độ thấp [27]. Sử dụng XRR, người ta có thể nghiên cứu được các quá trình sinh ra của vết xoáy, sự phân bố chúng trong không gian và sự phát triển của chúng phía sau các vật

thể bay [17], [23], [25]. Bằng phương pháp XRR, nhiều tác giả cũng rất thành công trong việc nghiên cứu các dòng chảy dừng, dòng chảy không dừng của môi chất lý tưởng [59], [60], [61], [64], [65]. Đặc biệt XRR rất có hiệu quả trong việc nghiên cứu tương tác khí động giữa các vật trong hệ khí động đa vật, xác định riêng được thành phần cảm ứng của vận tốc, của lực cản, hay của mô men khí động [22], [31], [76], [96]. Một số ưu điểm nổi bật khác của phương pháp XRR như không yêu cầu cao về cấu hình máy tính, thời gian tính toán nhanh chóng, không yêu cầu cao về chất lượng lưới và kỹ thuật chia lưới. XRR cho phép người dùng có thể kiểm soát, can thiệp và theo dõi quá trình tính toán. Phương pháp XRR cũng không ngừng phát triển, thay đổi và ngày càng hoàn thiện hơn, đáp ứng giải quyết tốt hơn các vấn đề khoa học phức tạp, từ đó trở thành phương pháp thực nghiệm số cho phép rút ngắn các quá trình thiết kế, tăng tính kinh tế và tính an toàn cho quá trình thử nghiệm. Các vấn đề khảo sát dòng chảy không dừng bao quanh các vật có thể tích, có hình dạng phức tạp trong không gian [13], [23], [27], các vấn đề nghiên cứu về dòng chảy có kể đến độ nhớt hay độ nén của dòng, kể đến yếu tố ma sát giữa các lớp dòng chảy..., ngày càng được nhiều tác giả tiếp cận bằng phương pháp XRR [18], [25], [37].

Các phần tử xoáy ứng dụng trong XRR đa dạng và linh hoạt, phù hợp với đặc điểm của nhiều dạng bài toán, mô phỏng được hình dạng phức tạp của nhiều đối tượng nghiên cứu. Các phần tử xoáy điểm, xoáy đoạn thẳng, xoáy móng ngựa [29], [59], [63]...thường được dùng để mô phỏng thay thế các mặt nâng hay các màn xoáy tự do dạng phẳng, mỏng. Các phần tử xoáy khung kín dạng hình tròn được dùng để mô phỏng dòng chảy bên trong qua các động cơ phản lực của KCB, xoáy khung kín hình tứ giác thích hợp và ưu việt hơn trong việc mô phỏng thay thế các bề mặt của vật thể 3D [23], [25], [27]. Sự phong phú và đa dạng của các phần tử xoáy làm cho XRR ngày càng trở nên kinh tế và linh

hoạt hơn trong quá trình tính toán. Trên thế giới đã có nhiều tác giả sử dụng phương pháp xoáy khung kín hình tứ giác để giải quyết các bài toán phức tạp. Tiêu biểu như các công trình của Mosha .P.I [87], [88], [89]; các công trình của Jelanhiikov A.I [23], [72]; Liphonov I.K [84], [85],... Trong công trình [29] của J. Katz và A. Plotkin, mô hình cánh và cánh quay được xây dựng trên nền tảng phân tử xoáy dạng khung kín và một số kiểu phân tử xoáy khác. Kết quả tính toán từ công trình cho độ chính xác tương đối cao, được nhiều tác giả khác trên thế giới trích dẫn tham khảo.

Bài toán nghiên cứu khí động cánh quay trực thăng bằng phương pháp XRR, mô hình tính toán càng gần với mô hình vật lý thực, gần với điều kiện hoạt động của CQTT sẽ càng cho kết quả chính xác. Về mặt kết cấu, cánh quay trực thăng được gắn với trục quay trên thân thông qua hệ thống khớp nối phức tạp. Bản thân LCQ trực thăng cùng một lúc tham gia rất nhiều chuyển động, bao gồm chuyển động tịnh tiến của trục thăng, chuyển động quay quanh trục quay, chuyển động vẩy quanh khớp bản lề ngang, chuyển động lắc xung quanh khớp bản lề đứng, chuyển động xoay quanh trục của chính LCQ (để thay đổi góc lắp) [62], [67], [73]. Với đặc điểm hoạt động như vậy làm cho điều kiện dòng chảy bao các LCQ thay đổi liên tục,... và bài toán chảy bao khí động CQ đặc trưng rất lớn bởi tính phi tuyến, tính không dừng. Hiện tượng chảy bao qua mỗi LCQ thường xuyên có sự ảnh hưởng bởi màn xoáy từ LCQ phía trước. Do vậy hướng tiếp cận phi tuyến không dừng cho mô hình tính toán khảo sát khí động CQ là phù hợp, các kết quả nhận được có độ chính xác cao. Bên cạnh đó trong quá trình hoạt động của cánh quay, sự tương tác khí động qua lại giữa các LCQ cũng rất đáng kể, không được đơn giản hóa hay bỏ qua [22]. Để mô tả được hết tất cả các chuyển động, các bậc tự do của LCQ trong cùng một mô hình toán là bài toán khó, mà chưa có nhiều công trình nghiên cứu trên thế giới có thể làm được. Thông thường để đơn giản hóa mô hình, nhiều công trình

ngiên cứu chỉ xét đến mô hình cánh quay có các LCQ được gắn cứng với trục quay, sự chảy bao CQ bởi dòng khí lý tưởng không nén, không xét đến giới hạn về hình dạng và đặc tính biến dạng đàn hồi của LCQ [10], [56], [81], [87], [92],... Trong bài toán thuận khí động lực học, khi biết trước hình dạng của các bề mặt nâng và các tham số động học, thường không xét đến yếu tố cong, vặn xoắn của bề mặt LCQ. Tuy cách làm này đơn giản hóa mô hình tính toán, nhưng các kết quả tính toán thu được dự báo khá chính xác các đặc tính khí động của cánh quay trục thẳng, nhất là ở các chế độ bay cơ bản như bay treo, bay lên xuống thẳng đứng. Và ở mức độ thiết kế sơ bộ, mô hình như vậy tương đối phù hợp và cho kết quả có độ chính xác có thể chấp nhận được.

Qua nhiều các công trình nghiên cứu và thực tế tính toán đã chứng minh tính hiệu quả khi áp dụng phương pháp XRR vào các bài toán khảo sát các đặc tính khí động của thiết bị bay. Hiệu quả nổi bật của phương pháp XRR còn thể hiện ở khả năng mô phỏng các hiệu ứng phi tuyến và không dừng xuất hiện trong quá trình chảy bao TBB. CQTT với nguyên lý hoạt động phức tạp, các hiện tượng chảy bao phi tuyến không dừng thường xuyên xuất hiện. Qua đó, có thể thấy rằng lựa chọn sử dụng phương pháp XRR để nghiên cứu khảo sát các đặc tính khí động của CQ khi xét đến ảnh hưởng của thân trục thẳng và bề mặt địa hình (các mặt giới hạn) là bước tiếp cận phù hợp.

### ***1.1.3. Nghiên cứu khí động vật thể 3D***

Các thành phần cấu tạo nên thiết bị bay (TBB) luôn được thiết kế với yêu cầu tối ưu về hình dạng khí động. Điều này có ý nghĩa quan trọng đối với sự cơ động tự do của TBB trong không gian. Chúng ta đều biết cánh máy bay (hoặc cánh quay trục thẳng) là thành phần quan trọng và chủ yếu được dùng để tạo ra lực nâng cho TBB. Với mặt cắt ngang được thiết kế dạng profile khí động, cánh TBB (hoặc LCQ) tạo ra sự chênh áp suất giữa mặt cánh phía dưới và phía trên trong khi di chuyển trong dòng khí, qua đó tạo ra lực nâng cho TBB. Phần thân

TBB ngoài là nơi để gắn cánh và tích hợp các bộ phận khác, thân TBB còn có vai trò vận tải hàng hóa, chở khách hay làm các nhiệm vụ đặc biệt khác. Ở một số dòng máy bay chiến đấu, phần thân máy bay còn được thiết kế đặc biệt để hỗ trợ và đóng góp đáng kể vào khả năng tạo lực nâng của cánh máy bay. Khả năng tạo lực nâng lớn nhất của thân trong trường hợp này là khi máy bay chuyển động với tốc độ cao, dưới góc tấn lớn. Về mặt kết cấu, thân TBB khi đó thường có kết nối liền khối với cánh, có hình dạng khí động dẹt mỏng và thuôn đều để tăng diện tích trong hình chiếu bằng và giảm cản khí động. Dạng thân TBB như vậy được gọi là thân tạo nâng (lifting body). Một số dòng máy bay có thân dạng thân tạo nâng như tiêm kích cơ B1, B2 của Mỹ, dòng Sukhoi và Mig của Nga...

Thân của các TBB thông thường khác như thân của các máy bay chở khách, vận tải hàng hóa... ít có tác dụng tạo ra lực nâng, thường có hình dạng khí động thon tròn và thuôn dài để giảm cản (được gọi chung là thân không tạo nâng/ non-lifting body [13]). Tuy ít có tác dụng tạo ra lực nâng cho TBB, nhưng việc nghiên cứu khí động dòng chảy bao quanh thân không tạo nâng vẫn có vai trò quan trọng. Nhất là trong bài toán nghiên cứu tổ hợp khí động cánh- thân, sự có mặt của thân gây ra những ảnh hưởng cảm ứng nhất định lên các đặc tính khí động của cánh, và của TBB. Vì vậy nhiều nghiên cứu trên thế giới thường tập trung nghiên cứu vật thể 3D dạng thân không tạo nâng trong sự tương tác cảm ứng với các thành phần khí động khác hơn là nghiên cứu riêng lẻ vật thể 3D đó [26], [31], [33], [34]...

Khi nghiên cứu dòng chảy bao vật thể 3D (thân tạo nâng và thân không tạo nâng) cho đến nay có rất nhiều phương pháp. Để khảo sát tính toán các đặc trưng khí động của một vật thể 3D người ta thường sử dụng phương pháp CFD trên nền tảng giải hệ phương trình Navier-Stokes thông qua phần mềm thương mại Ansys Fluent/ CFX [14],[16],[40]... Phương pháp này có yêu cầu cao về cấu hình máy tính và thời gian tính toán. Lưới tính toán trong phương pháp

CFD cũng đòi hỏi kỹ thuật gia công cao, tỉ mỉ và phải đảm bảo các chỉ số chất lượng nhất định thì mô hình toán mới hội tụ và đem lại kết quả chính xác. Ngoài ra trong quá trình giải, người dùng bị hạn chế khả năng thay đổi và can thiệp vào thuật toán. Một phương pháp khác cũng có thể nghiên cứu đặc trưng khí động vật thể 3D dựa trên cơ sở giải phương trình Laplace là phương pháp Panel [29],[45]. Thông qua việc áp dụng các điều kiện biên Dirichlet và điều kiện Neumann, phương pháp panel xác định được giá trị chênh áp, các lực và mô men khí động khá nhanh và đảm bảo tính chính xác. Phương pháp nghiên cứu thực nghiệm cũng là một phương pháp được dùng để nghiên cứu khí động vật thể 3D. Trong phương pháp nghiên cứu thực nghiệm sử dụng hệ thống ống khí động hoặc tiến hành bay thí nghiệm kết hợp sử dụng các thiết bị đo lường để đo các thông số khí động của dòng chảy và của TBB. Ống khí động là một công cụ rất hữu hiệu và cần thiết trong nghiên cứu khí động lực học, tuy nhiên giá thành cho thiết bị này vẫn ở mức cao so với điều kiện Việt Nam. Hơn nữa kết quả đo thí nghiệm phụ thuộc rất nhiều vào các điều kiện thử nghiệm và độ chính xác của các thiết bị đo.

Bên cạnh các cách tiếp cận kể trên, trong luận án trình bày dưới đây đề cập một cách tiếp cận khác sử dụng phương pháp xoáy rời rạc khung xoáy kín hình tứ giác (vortex-lattice method/ VLM) để nghiên cứu dòng khí chảy bao qua vật 3D [13]. Qua nhiều công trình nghiên cứu, VLM đã được chứng minh là phương pháp đơn giản, tốn ít tài nguyên, ít thời gian tính toán và kinh tế hơn so với những phương pháp đã nêu trên. VLM có thể dùng để nghiên cứu tính toán các đặc trưng khí động của vật thể bay, nghiên cứu quá trình hình thành và phát triển màn xoáy sau máy bay. VLM đặc biệt ưu việt trong việc xác định vận tốc cảm ứng, mô phỏng các trường vận tốc cảm ứng và tính toán tương tác khí động giữa các thành phần trong hệ đa vật. VLM được ứng dụng hiệu quả khi nghiên cứu các dòng khí lý tưởng trong các bài toán dừng hay không dừng.

## 1.2. Tình hình nghiên cứu trong nước

### 1.2.1. Khái quát chung các công trình nghiên cứu trong nước về khí động trực thăng

Ở Việt Nam, nghiên cứu về khí động học nói chung và khí động cánh quay trực thăng nói riêng ngày càng được quan tâm và phát triển. Nhiều cơ sở đào tạo và nghiên cứu khí động được thành lập và thể hiện vai trò ngày càng quan trọng, như Trường Đại học Bách khoa Hà Nội, Học viện Phòng không Không Quân, Học viện Kỹ thuật Quân sự... Trong nước, đội ngũ cán bộ được đào tạo tại Nga và tại các nước Tây Âu khác trở về hoạt động trong lĩnh vực hàng không vũ trụ, khí động lực học, động lực học... đóng vai trò chủ chốt, góp phần quan trọng trong việc thực hiện các đề tài dự án cải tiến, cải hoán khí cụ bay của Nhà nước và Quân đội. Ngày càng có nhiều công trình nghiên cứu về khí động trực thăng được công bố trên các tạp chí chuyên ngành uy tín.

Trong công trình [2], trình bày nội dung nghiên cứu về đặc trưng khí động của KCB hoạt động trong vùng tốc độ thấp. Ở đây nhóm tác giả đã mô phỏng được dòng chảy bao qua KCB có thân, cánh, đã xét được sự ảnh hưởng cảm ứng của thân lên đặc trưng khí động của cánh. Tuy nhiên phần thân KCB được thay thế ghép nối bởi các bề mặt nâng phẳng, mỏng, chứ không phải là vật thể hình dạng 3D như mô hình thực tế.

Nổi bật về nghiên cứu khí động trực thăng là nhóm các công trình sử dụng phương pháp xoáy rời rạc để tính toán, mô phỏng khí động với mô hình xoáy tuyến tính hoặc phi tuyến, với phần tử xoáy hình móng ngựa [2], [3], [5], [6], [7], [8], [9]. Trong công trình [9] nghiên cứu tổng hợp về chuyển động vẫy của LCQ TT, có sử dụng XRR để xác định trường tốc độ cảm ứng, đã xét đến tính phi tuyến của CQ, tuy nhiên ở đây chỉ xây dựng mô hình CQ đơn lẻ, chưa thể hiện được sự tương tác khí động giữa các LCQ trong mô hình. Công trình [5] nghiên cứu ảnh hưởng đồng thời của chuyển động lắc, vẫy đến tính ổn định và



tính điều khiển của TT. Ở đây tác giả đã xây dựng được mô hình xác định tải khí động bằng XRR có xét đến tính phi tuyến không dừng, tuy nhiên mô hình cánh quay xét ở dạng đơn lẻ, riêng rẽ. Công trình [6] xét tương tác khí động giữa CQ và cánh, mô hình tính toán khá phức tạp, đã tuân thủ đầy đủ các điều kiện biên trong XRR. Tuy nhiên trong công trình [6] không xét ảnh hưởng của các phần tử xoáy trên cánh trong hệ phương trình xác định lưu số vận tốc khí động của CQ (ở đây CQ và cánh là một tổ hợp khí động liên hợp, cùng chuyển động trong dòng dưới âm), đã coi màn xoáy ban đầu trên cánh và CQ là cố định (thể hiện qua sơ đồ tính), qua đó không phản ánh hết được tương tác khí động giữa các đối tượng. Trong cách quy định các hệ trục tọa độ và cộng nghiệm các hệ phương trình lưu số vận tốc còn nhiều điểm chưa rõ. Công trình [7] xây dựng mô hình mô phỏng dòng bao cánh quay hai tầng đồng trục của trục thẳng bằng phương pháp xoáy rời rạc phi tuyến. Xác định đặc trưng khí động của cánh quay đuôi trong trường tốc độ cảm ứng của cánh quay và xác định các điều kiện cân bằng và ổn định. Trong công trình này, mô hình toán được tác giả lập trình trên nền MS-DOS, do vậy mô hình cánh quay khá đơn giản, việc chia lưới phần tử lá cánh quay chưa thật phù hợp. Trong nhóm các công trình này, do được xây dựng trên cơ sở XRR với phần tử hình móng ngựa nên các mô hình CQ chỉ định hướng để giải quyết các bài toán chảy bao vật thể dạng mỏng riêng rẽ, tách rời, không linh hoạt để sử dụng với lớp bài toán có sự chảy bao vật có thể tích, hình dạng phức tạp, và không phù hợp với lớp bài toán tương tác khí động của hệ khí động liên hợp như CQ - thân, CQ chính - CQ đuôi, CQ - mặt đất (mặt giới hạn)...

Về mặt phương pháp tính toán bằng xoáy rời rạc, các công trình trong nước mới chỉ dừng lại ở các cách tính ghép nhiều tấm mỏng để tạo hình dạng của vật bay phức tạp hoặc để khảo sát tương tác tổ hợp khí động [2], [8], chưa khảo sát được sự chảy bao vật có thể tích (hình dạng 3D). Công trình [8] trình

bày các nội dung nghiên cứu tương tác khí động của 2 KCB trong giai đoạn tách khỏi nhau. Đây là công trình tiêu biểu giải quyết tốt bài toán tương tác khí động trong hệ đa vật, tuy nhiên tương tự công trình [2], [3], mô hình thân các KCB đã được đơn giản hóa thay thế bằng các mặt nâng phẳng mỏng ghép nối lại. Công trình [4] dùng phương pháp xoáy panel, với các phần tử xoáy dạng nguồn- cực thay thế cho bề mặt cánh 3D, tuy nhiên công trình mới dừng lại ở việc nghiên cứu cánh 3D độc lập đơn giản, phần màn xoáy từ 2 mép cánh đã không được xét đến.

Bên cạnh đó, đặc điểm của các màn xoáy tự do phát triển liên tục về phía sau các bề mặt khí động, hình dạng màn xoáy biến đổi mở rộng theo thời gian, nghĩa là luôn có sự khuếch tán xoáy trong không gian dòng chảy. Điều này chưa được đề cập tới ở các công trình nghiên cứu trong nước. Mặc dù vậy có thể thấy rằng, ở thời điểm kỹ thuật tính toán chưa phát triển, phương pháp xoáy rời rạc đã được các tác giả trong nước ứng dụng rất hiệu quả, thể hiện được nhiều ưu thế trong giải quyết các bài toán khí động học, đáp ứng được các yêu cầu phát triển khoa học công nghệ của Nhà nước và Quân đội.

### ***1.2.2. Nhận xét chung về các phương pháp nghiên cứu khí động trực thăng trong nước***

Cùng sự tiến bộ về khoa học công nghệ, khoa học tính toán, các phương pháp nghiên cứu khí động trực thăng liên tục hoàn thiện, đổi mới và phát triển. Ở thời điểm khi kỹ thuật tính toán công nghệ cao chưa được áp dụng phổ biến, phương pháp nghiên cứu khí động trực thăng trong nước chủ yếu dựa trên lý thuyết xoáy rời rạc. Ngày nay, cơ hội tiếp cận với khoa học máy tính ngày càng nhiều, song song với việc sử dụng phương pháp XRR, nhiều nhà khoa học cũng lựa chọn các phương pháp khác để nghiên cứu khí động CQTT. Đó là phương pháp bay thử nghiệm, phương pháp thực nghiệm trong ống khí động [6], [9]

hoặc phương pháp mô phỏng CFD dựa trên các phần mềm mô phỏng khí động Ansys Fluent/CFX [1], [4].

Mỗi phương pháp nghiên cứu nói trên đều có những ưu nhược điểm nhất định theo từng điều kiện hoàn cảnh cụ thể. Phương pháp bay thử nghiệm thực tế cho kết quả có độ chính xác cao và tin cậy, tuy nhiên đây là phương pháp yêu cầu nguồn lực kinh tế, khó khăn trong tổ chức thực hiện. Phương pháp xây dựng mô hình đối tượng và tiến hành thí nghiệm trong ống khí động tương đối hiệu quả và cho kết quả tin cậy. Với phương pháp này, quá trình thực hiện phụ thuộc nhiều vào điều kiện thí nghiệm (miền vận tốc hoạt động) và hệ thống thiết bị đo. Phương pháp nghiên cứu khí động bằng các phần mềm mô phỏng CFD như Ansys Fluent/CFX mang hiệu quả kinh tế cao, đảm bảo độ chính xác, tuy nhiên có yêu cầu cao về kỹ thuật chia lưới, có yêu cầu cao về cấu hình máy tính, cần nhiều thời gian tính toán. Mặc dù vậy, với sự phát triển của cuộc cách mạng 4.0, phương pháp mô phỏng CFD đang là xu hướng nghiên cứu phát triển mạnh, đang được sử dụng như một công cụ “thực nghiệm ảo” để kiểm chứng các mô hình lý thuyết [4].

### **Kết luận chương 1**

Trên cơ sở phân tích khái quát về tính hình nghiên cứu và các phương pháp nghiên cứu khí động trực thăng trong nước và trên thế giới, NCS nhận thấy rằng:

\* Nghiên cứu xây dựng các mô hình tính toán khí động CQTT vẫn là đề tài được quan tâm, xuất phát từ nhu cầu nghiên cứu ứng dụng thực tiễn. Có nhiều phương pháp, nhiều công cụ nghiên cứu được ứng dụng, tuy nhiên phương pháp xoáy vẫn đang là một trong các hướng nghiên cứu chính và đang được phát triển mạnh. Sử dụng phương pháp xoáy trong nghiên cứu tương tác khí động CQTT là phù hợp và hiệu quả, theo đúng xu thế phát triển chung của

thế giới. Ngoài ra, có thể kế thừa được kinh nghiệm nghiên cứu đã được tích lũy từ các công trình nghiên cứu theo phương pháp xoáy trong nước trước đó.

\* Hướng nghiên cứu của luận án về tương tác khí động lực học cánh quay – thân TT và xét đến sự ảnh hưởng của bề mặt địa hình là một hướng nghiên cứu mới, có tính thời sự và tính cấp thiết, được nhiều nhà khoa học quan tâm.

\* Để hoàn thiện mô hình tính toán, cần kết hợp sử dụng lý thuyết xoáy rời rạc với các phương pháp hiệu chỉnh để xét đến ảnh hưởng của tính nhớt môi trường như các mô hình khuếch tán xoáy.

\* Các công trình nghiên cứu về khí động CQTT trong nước đã đạt được một số kết quả nhất định, và có một số điểm chung như: dừng lại ở nghiên cứu cánh quay độc lập; đều dựa trên nền xoáy rời rạc sử dụng dạng phân tử cơ bản là xoáy hình móng ngựa; đối tượng tính toán mô phỏng đều dưới dạng bản mỏng; chưa áp dụng nghiên cứu hiện tượng khuếch tán xoáy vào mô hình toán. Điều này cho thấy các hướng nghiên cứu đưa ra trong luận án là hợp lý, có sự kế thừa và phát triển các công trình nghiên cứu trong nước cùng lĩnh vực.

## **Chương 2. NGHIÊN CỨU XÂY DỰNG MÔ HÌNH XÁC ĐỊNH ĐẶC TRƯNG KHÍ ĐỘNG LỰC CQTT KHI XÉT ĐẾN ẢNH HƯỞNG CỦA THÂN VÀ MẶT GIỚI HẠN**

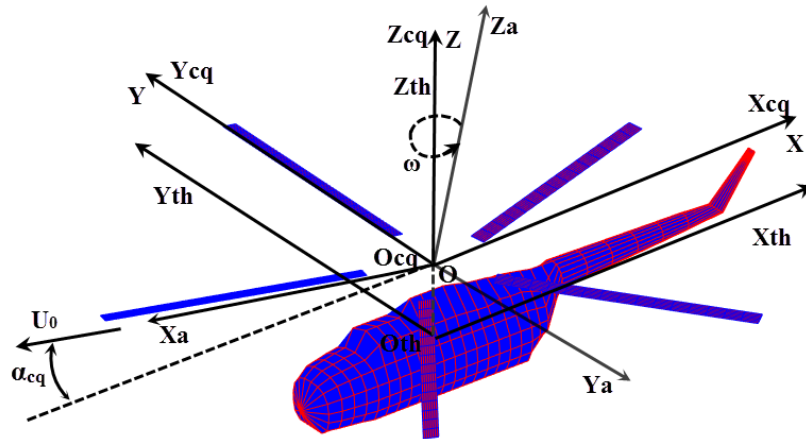
Trong chương 1 của Luận án, tác giả luận án đã khái quát tình hình nghiên cứu về khí động lực học TT trong nước và ngoài nước, đưa ra được hướng tiếp cận và phương pháp nghiên cứu giải quyết các vấn đề của luận án. Trong chương 2, tác giả luận án tập trung trình bày cơ sở lý thuyết xây dựng mô hình toán mô tả các vấn đề nghiên cứu của luận án. Đây là nền tảng khoa học cho việc vận dụng các phần mềm, các phương tiện tính toán, tạo ra các công cụ và chương trình thuật toán để nghiên cứu các vấn đề đặt ra trong luận án. Bên cạnh đó xét thấy bài toán tương tác khí động giữa cánh quạt đuôi và CQTT là một bài toán riêng, đã được nhiều nhà khoa học trên thế giới nghiên cứu, công bố [76], [96]. Do vậy trong mô hình toán của Luận án được xây dựng dưới đây, chỉ có các thành phần là CQ, MGH và thân TT độc lập, không có sự tham gia của cánh quạt đuôi. Điều này giúp đơn giản hóa mô hình, giảm thiểu thời gian tính toán, đáp ứng yêu cầu giải quyết các bài toán thực tiễn (TT hạ cánh xuống các bề mặt địa hình đặc biệt), đạt được các mục tiêu Luận án đề ra.

### **2.1. Hệ trục tọa độ và các tham số khí động CQTT**

#### ***2.1.1. Các hệ tọa độ***

Trong mô hình tính toán khí động lực học CQTT bằng phương pháp xoáy TT sử dụng các hệ tọa độ cơ bản là hệ tọa độ liên kết và hệ tọa độ vận tốc (Hình 2.1). Gốc các hệ tọa độ đặt tại vị trí tâm quay của CQTT.

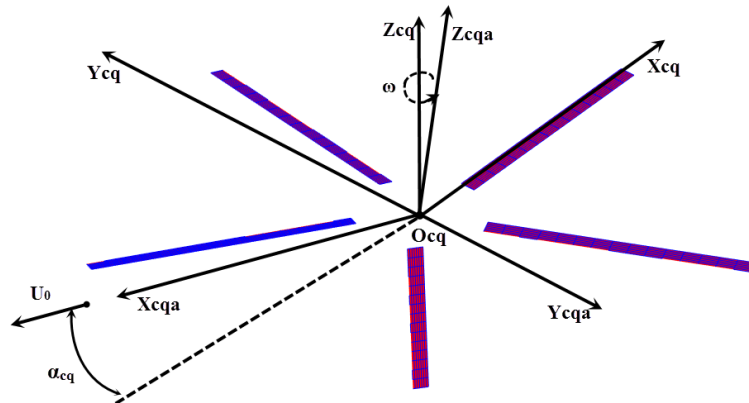
Hệ tọa độ liên kết TT OXYZ: trục OX có phương ngang, có hướng ngược với chiều chuyển động của TT và nằm trên mặt phẳng đối xứng của TT; trục OZ vuông góc với trục OX, hướng lên trên và có chiều dương trùng với hướng dương của lực kéo CQ; Trục OY hợp với hai trục OX và OZ tạo thành hệ tọa độ thuận phải.



Hình 2.1. Các hệ tọa độ của TT

Hệ tọa độ vận tốc TT  $Ox_aY_aZ_a$ : Trục  $Ox_a$  hướng theo véc tơ tốc độ dịch chuyển tịnh tiến của TT  $U_0$ ; Trục  $Oz_a$  hướng lên trên và nằm trong mặt phẳng đối xứng của TT; Trục  $Oy_a$  cùng với hai trục  $Ox_a$  và  $Oz_a$  tạo thành hệ tọa độ thuận phải.

Ngoài ra trong mô hình TT với hai thành phần kết cấu CQ và thân, còn gồm hệ trục tọa độ liên kết riêng của CQ ( $O_{cq}X_{cq}Y_{cq}Z_{cq}$ ) và hệ trục tọa độ liên kết riêng của thân ( $O_{th}X_{th}Y_{th}Z_{th}$ ) như thể hiện trên hình 2.1. Góc hệ trục tọa độ  $O_{th}$  nằm trùng với trọng tâm của thân TT, trục  $O_{th}X_{th}$  có phương ngang, nằm trong mặt phẳng đối xứng TT, và có hướng ngược với chiều chuyển động của TT. Trục  $O_{th}Z_{th}$  trùng với trục  $OZ$  trong hệ tọa độ liên kết TT, trục  $O_{th}Y_{th}$  vuông góc với mặt phẳng  $O_{th}X_{th}Z_{th}$  tạo thành hệ tọa độ thuận phải.

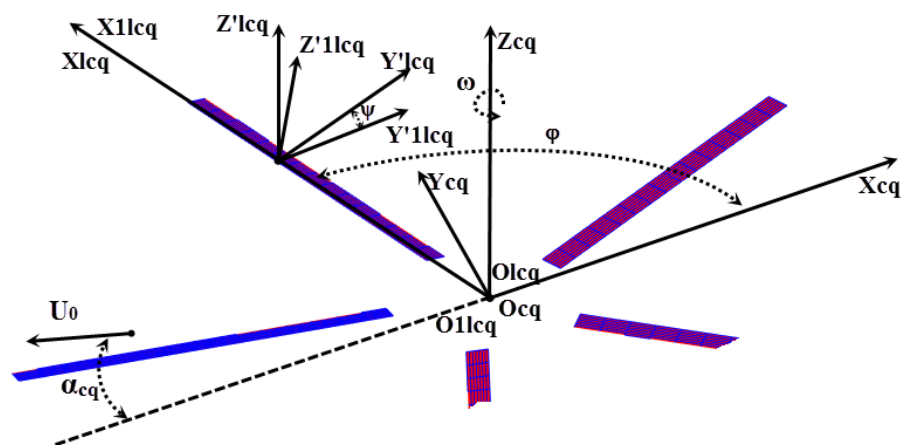


Hình 2.2. Các hệ tọa độ của CQ

Khi khảo sát đặc tính khí động của riêng CQ, sử dụng hai hệ tọa độ là hệ tọa độ bán liên kết và hệ tọa độ vận tốc (Hình 2.2). Hệ tọa độ bán liên kết của CQ là hệ tọa độ vuông có gốc tọa độ đặt tại tâm quay của CQ; trục  $O_{cq}X_{cq}$  vuông góc với trục quay CQ có hướng ngược với hướng hình chiếu của vận tốc chuyển động lên mặt phẳng quay; trục  $O_{cq}Z_{cq}$  trùng với trục quay CQ và có hướng dương theo chiều của lực kéo CQ; trục  $O_{cq}Y_{cq}$  vuông góc với mặt phẳng  $O_{cq}X_{cq}Z_{cq}$  tạo thành hệ tọa độ thuận phải.

Hệ tọa độ vận tốc của CQ  $O_{cqa}X_{cqa}Y_{cqa}Z_{cqa}$  (Hình 2.2) được xác định tương tự hệ tọa độ vận tốc của TT  $Ox_aY_aZ_a$  (Hình 2.1).

CQTT cấu tạo từ các LCQ, do vậy khi khảo sát khí động học CQ thường dựa trên việc nghiên cứu khí động học của mỗi LCQ và sự ảnh hưởng qua lại giữa chúng. LCQ cũng có các hệ tọa độ riêng. Với mỗi LCQ xem xét hai hệ tọa độ là  $Ox_{lcq}Y_{lcq}Z_{lcq}$  và  $Ox_{1lcq}Y_{1lcq}Z_{1lcq}$ . Góc tọa độ của hai hệ tọa độ này nằm trên LCQ; trục  $Ox_{lcq}$  và  $Ox_{1lcq}$  trùng với trục dọc của LCQ; trục  $Oy_{1lcq}$  nằm trong mặt phẳng chứa dây cung của mặt cắt LCQ ở vị trí bằng 0,7 bán kính CQ tính từ trục quay và hướng về phía mép sau của mặt cắt; trục  $Oy_{lcq}$  vuông góc với trục  $Ox_{lcq}$  và nằm trong mặt phẳng quay của CQ; Các trục  $Oz_{lcq}$  và  $Oz_{1lcq}$  hợp với các trục  $Ox_{lcq}, Oy_{lcq}, Ox_{1lcq}, Y_{1lcq}$  hệ tọa độ thuận trái (hình 2.3).



Hình 2.3. Hệ tọa độ của LCQ

Trong luận án tập trung nghiên cứu xác định ĐTKĐ của CQ khi xét đến ảnh hưởng của thân TT và mặt giới hạn, do vậy hệ tọa độ liên kết của TT được xây dựng trùng với hệ tọa độ liên kết của CQ. Tất cả tọa độ của các phần tử xoay trên thân TT và trên mặt giới hạn trong hệ tọa độ liên kết của riêng thân và riêng mặt giới hạn sẽ được chuyển đổi về hệ tọa độ liên kết của TT trước khi thực hiện các bước xây dựng mô hình toán.

### **2.1.2. Các đặc tính hình học của cánh quay**

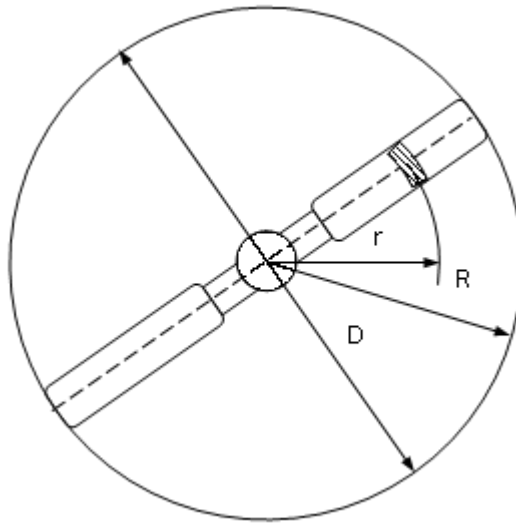
Để nghiên cứu các chế độ làm việc chính của cánh quay và các yếu tố ảnh hưởng đến lực kéo của nó, cần nghiên cứu các thông số hình học của cánh quay ảnh hưởng đến các đặc trưng khí động. Số lượng các thông số ảnh hưởng đến các chế độ làm việc của cánh quay rất nhiều, vì vậy ở đây chỉ nghiên cứu một số thông số quan trọng nhất ảnh hưởng nhiều hơn đến sự làm việc của cánh quay như đường kính cánh quay, diện tích mặt phẳng quay, số lá cánh quay, hệ số điền đầy, biên dạng profin lá cánh, góc tấn lá cánh, góc phương vị và tải trọng riêng trên mặt phẳng quay [62], [67],[73].

**Đường kính cánh quay D:** Đường kính cánh quay là đường kính của đường tròn do mút các lá cánh vẽ ra khi cánh quay làm việc tại mặt đất (hình 2.4). Mặt phẳng chứa đường tròn do mút lá cánh vẽ ra trong khi cánh quay làm việc được gọi là mặt phẳng quay của cánh quay.

Bán kính cánh quay là bán kính đường tròn do mút lá cánh vẽ ra trong khi quay không vẫy:  $R = \frac{D}{2}$ .

Vị trí của tiết diện lá cánh (vuông góc với trục dọc lá cánh) được đặc trưng bởi bán kính  $r$ . Ngoài ra vị trí của tiết diện lá cánh còn được đặc trưng bởi giá trị bán kính tương đối  $\bar{r} = \frac{r}{R}$ , ở đây  $\bar{r}$  thay đổi trong khoảng từ 0 đến 1.





Hình.2.4. Hình ảnh xác định đường kính CQ

**Diện tích mặt phẳng quay F:** Diện tích mặt phẳng quay  $F$  của cánh quay là diện tích của hình tròn do mút các lá cánh vẽ ra khi quay không vẫy,  $F = \pi R^2$  hay  $F = \frac{\pi D^2}{4}$ .

Diện tích mặt phẳng quay có thể xem như một bề mặt chịu lực và nó có ý nghĩa tương tự như diện tích cánh của máy bay.

**Số lá cánh của cánh quay  $k_{cq}$ :** CQ thông thường được cấu tạo từ các lá cánh quay gắn với trục quay qua các khối nối bản lề. Trên phương diện khí động học, cánh quay có một lá cánh được cho là có hiệu suất khí động tốt nhất do không có sự ảnh hưởng qua lại giữa các lá cánh. Nhưng thực tế cánh quay có 1 lá cánh đòi hỏi có phối trọng và ở một số chế độ làm việc của cánh quay, lực khí động của cánh quay phụ thuộc vào vị trí của lá cánh. Hiện tượng này chỉ biến mất khi cánh quay có 3 lá cánh trở lên. Vì vậy trong thiết kế TT, người ta thường sử dụng cánh quay có 3 đến 5 lá cánh, đôi khi người ta cũng sử dụng cánh quay có 2 lá cánh (thường cho các trục thẳng hạng nhẹ). Cho dù số lá cánh  $k_{cq}$  của cánh quay là bao nhiêu, thì ở mỗi lá cánh của cánh quay đều được bố trí cân đối, và có cùng góc lắp lá cánh.

**Hệ số điền đầy  $\sigma$ :** Hệ số điền đầy là tỉ số tổng diện tích mặt bằng tất cả các lá cánh và diện tích mặt phẳng quay của cánh quay,  $\sigma = \frac{k_{cq} F_L}{F}$ .

**Hình chiếu bằng của lá cánh quay:** Hình dạng của lá cánh là hình chiếu của lá cánh lên mặt phẳng quay của cánh quay. Hình chiếu bằng của lá cánh xác định sự phân bố vận tốc cảm ứng  $V_i$ , nghĩa là vận tốc sinh ra khi lá cánh tương tác với không khí. Thông thường chọn hình chiếu bằng của lá cánh sao cho vận tốc cảm ứng dọc theo trục lá cánh hầu như không đổi.

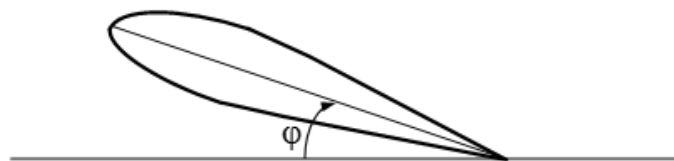
Hình chiếu bằng lá cánh phổ biến nhất là hình thang và hình chữ nhật. Đôi khi người ta cũng sử dụng lá cánh có hình dạng mái chèo, mã tấu..., lá cánh thường có dạng hẹp dần về phía mũi cánh. Độ co hẹp của lá cánh được đặc trưng bởi tỉ số:  $\eta = \frac{b_0}{b_k}$ .

Giả sử ta cắt cánh quay bằng hai mặt trụ gần nhau tùy ý với 2 bán kính  $r_1$  và  $r_2$ , tức là  $\Delta r = r_2 - r_1$  nhỏ tùy ý. Như vậy ta nhận được phân tổ lá cánh có độ dài  $\Delta r$  nhỏ tùy ý. Phân tổ lá cánh nói trên được gọi là thành phần lá cánh. Vị trí của thành phần lá cánh theo trục dọc lá cánh được đặc trưng bởi bán kính  $r$  hay bán kính tương đối  $\bar{r} = \frac{r}{R}$  (hình 2.4).

**Profile lá cánh:** Profile lá cánh là mặt cắt ngang theo chiều dài của lá cánh tại vị trí có bán kính  $r$  được thể hiện trong mặt phẳng khai triển. Profile lá cánh có bán kính  $r$ . Tương tự profile cánh, profile lá cánh cũng được đặc trưng bởi dây cung  $b$ , độ dày tương đối  $\bar{c}$  và độ cong tương đối  $\bar{f}$ . Các thông số hình học profile lá cánh, cũng như hình dạng của các profile cánh thường có dạng lồi không đối xứng, lồi đối xứng, hoặc hình thấu kính..., phụ thuộc vào vận tốc hoạt động của nó. Ví dụ nếu profile lá cánh hoạt động với vận tốc dưới âm thì

nó có dạng lồi không đối xứng, độ dày tương đối và độ cong tương đối lớn. Còn nếu profile lá cánh hoạt động với vận tốc cận âm và trên âm thì nó có dạng đối xứng, độ dày tương đối và độ cong tương đối nhỏ.

**Góc lắp hay sai của lá cánh  $\varphi$ :** là góc giữa dây cung profile lá cánh ở vị trí mặt cắt đặc trưng  $\bar{r} = 0.7$  với mặt phẳng quay của CQ (hình 2.5).

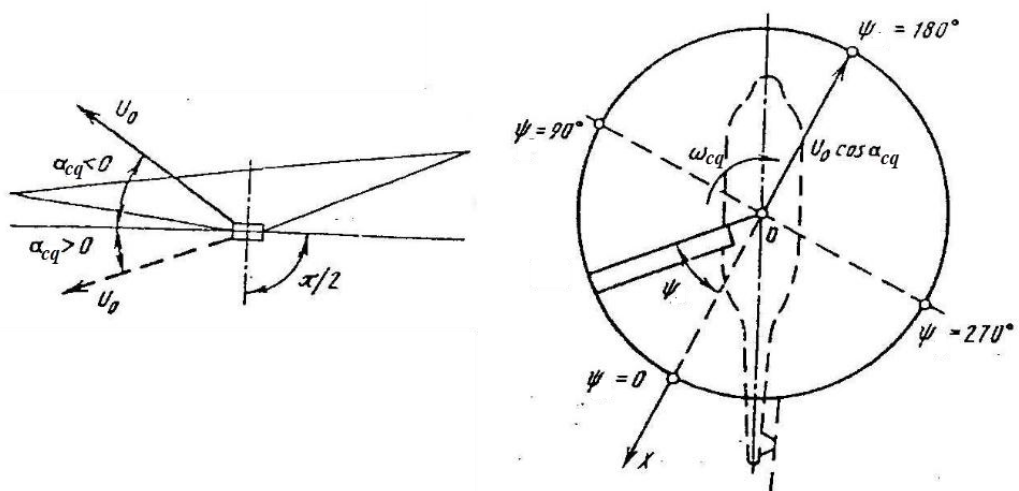


Mặt phẳng quay của cánh quay

Hình.2.5. Góc lắp LCQ

**Góc tấn của cánh quay:** Góc tấn của cánh quay  $\alpha_{CQ}$  là góc giữa véc tơ vận tốc dòng không nhiễu và mặt phẳng quay của cánh quay (Hình 2.6).

Theo quy ước  $\alpha_{CQ}$  có giá trị dương nếu vận tốc dòng không nhiễu thổi từ dưới lên,  $\alpha_{CQ}$  có giá trị âm nếu vận tốc dòng không nhiễu thổi từ trên xuống. Khi vận tốc dòng không nhiễu song song với mặt phẳng quay của cánh quay thì góc tấn cánh quay bằng không.



Hình 2.6. Góc tấn và góc phương vị trên CQ

Khác với góc tấn của cánh (thường có giá trị thay đổi không nhiều), góc tấn cánh quay có thể thay đổi từ  $0^\circ$  đến  $360^\circ$ . Ví dụ, khi trực thăng bay lên bay xuống thẳng đứng góc tấn của cánh quay là  $\pm 90^\circ$ .

**Góc phương vị  $\psi$ :** Góc phương vị  $\psi$  của lá cánh là góc giữa trục dọc lá cánh và hình chiếu vector vận tốc dòng không nhiễu lên mặt phẳng quay của cánh quay. Góc phương vị được tính theo chiều quay của cánh quay, góc  $0^\circ$  ở phía sau (hình 2.6).

**Tải trọng riêng trên mặt phẳng quay  $P$ :** Tải trọng riêng trên mặt phẳng quay  $P$  là tỉ số giữa trọng lượng của trực thăng và diện tích mặt phẳng quay, và được tính theo công thức:  $P = \frac{G}{F}$ .

Đối với các trực thăng hạng nhẹ tải trọng riêng  $P$  từ 10 đến 20 kG/m<sup>2</sup>.

Đối với các trực thăng hạng nặng tải trọng riêng  $P$  từ 25 đến 40 kG/m<sup>2</sup>.

Khi khảo sát tính toán khí động học TT, thông thường sử dụng các đại lượng không thứ nguyên:

$$\bar{r} = r/R; \bar{b} = b/R; \bar{r}_{tr} = r_{tr}/R; x = x_0/R; y = y_0/R; z = z_0/R \quad (2.1)$$

Trong đó  $x_0, y_0, z_0$  là tọa độ các điểm.

**Hệ số đặc trưng cho chế độ làm việc của cánh quay:** Hệ số đặc trưng cho chế độ làm việc của cánh quay  $\mu$  là tỉ số giữa hình chiếu vận tốc bay của trực thăng lên mặt phẳng quay của cánh quay và vận tốc dài của mút lá cánh theo chuyển động quay của cánh quay. Hệ số đặc trưng cho chế độ làm việc của cánh quay được tính theo công thức sau:  $\mu = \frac{V \cos \alpha_{cQ}}{\omega R}$ .

Nếu góc tấn cánh quay nhỏ thì  $\mu$  nhận giá trị từ 0 đến 0.4.

Các đại lượng không thứ nguyên tương ứng sử dụng trong tính toán:

$$\bar{\omega}_{x,y,z} = \frac{\omega_{x,y,z}}{\omega}; u = \frac{U_0}{\omega R}; q = \frac{\rho(\omega R)^2}{2}; \mu = \frac{U_0 \cos \alpha_{cQ}}{\omega R}; \psi = t\omega \quad (2.2)$$

### 2.1.3. Các hệ số khí động của CQ

Lực khí động toàn phần  $R_{cq}$  được sinh ra trong sự tương tác giữa CQ và dòng khí. Xem xét các hình chiếu của lực này trong hệ tọa độ bán liên kết  $O_{cq}X_{cq}Y_{cq}Z_{cq}$  và hệ tọa độ vận tốc  $O_{cq}X_{cqa}Y_{cqa}Z_{cqa}$  (hình 2.2) như sau:

$$\mathbf{R}_{cq} = H \cdot \bar{i}_{cq} + T \cdot \bar{j}_{cq} + S \cdot \bar{k}_{cq} = T_x \cdot \bar{i}_{cqa} + T_y \cdot \bar{j}_{cqa} + T_z \cdot \bar{k}_{cqa} \quad (2.3)$$

Trong đó  $\bar{i}_{cq}, \bar{j}_{cq}, \bar{k}_{cq}, \bar{i}_{cqa}, \bar{j}_{cqa}, \bar{k}_{cqa}$  - là các véc tơ đơn vị của hệ tọa độ bán liên kết và hệ tọa độ vận tốc. Các hình chiếu  $H, T, S$  lần lượt là các lực dọc trục, lực kéo và lực cạnh trong hệ tọa độ bán liên kết. Các hình chiếu  $T_x, T_y, T_z$  trong hệ tọa độ vận tốc lần lượt là lực đẩy, lực nâng và lực cạnh.

Mô men quay  $M_k$  là mô men khí động, bao gồm hai thành phần: thành phần  $M_{k0}$  dùng để khắc phục lực cản quay khi lực kéo bằng không và thành phần mô men do cảm ứng  $M_{ki}$  khi lực kéo trên các LCQ khác không.

$$\mathbf{M}_k = \mathbf{M}_{k0} + \mathbf{M}_{ki} \quad (2.4)$$

Các hệ số khí động tương ứng được xác định như sau [29],[63]:

$$c_R = \frac{R}{qF}; \quad c_T = \frac{T}{qF}; \quad m_k = \frac{M_k}{qFR}; \quad m_k = m_{k0} + m_{ki} \quad (2.5)$$

Các lực và hệ số khí động là kết quả của sự phân bố tổng hợp tải khí động tác động lên LCQ. Ở đây tải khí động  $\Delta \bar{p}$  được xác định là hiệu áp suất phân bố trên bề mặt phía trên và phía dưới của LCQ.

$$\Delta \bar{p} = \bar{p}_+ - \bar{p}_- = \frac{p_+ - p_-}{q} = 2 \frac{p_+ - p_-}{\rho(\omega R)^2}$$

Trong đó  $p_+, p_-$  - lần lượt là áp suất trên bề mặt phía trên và phía dưới LCQ;  $\rho$  - là mật độ dòng nhiễu.

## 2.2. Xây dựng mô hình xoáy cánh quay phi tuyến không dừng

### 2.2.1. Các giả thiết và điều kiện biên

Xét chuyển động của CQTT trong hệ trục tọa độ  $OXYZ$  với vận tốc  $U_0$  dưới góc tấn  $\alpha_{cq}$  theo hướng âm của trục  $OX$ . CQ quay xung quanh trục  $OZ$  với vận tốc góc  $\omega$ , trục  $OY$  vuông góc với mặt phẳng  $OXZ$  tạo thành hệ trục tọa độ thuận phải  $OXYZ$  với gốc tọa độ  $O$  nằm tại tâm quay của CQ (hình 2.2). CQ chuyển động theo quy luật bất kỳ và cấu tạo từ hữu hạn số LCQ  $k_{cq}$ . Các LCQ được gắn cứng với trục quay CQ (không xét chuyển động vẩy, lắc) và không xét đến độ vắn LCQ. Về kích thước hình học, LCQ có bán kính  $R$ , dây cung  $b$  được mô hình bằng các mặt phẳng chịu tải  $S_i$ , và được thay thế bằng các màn xoáy liên kết với các phần tử xoáy dạng khung kín hình tứ giác (hình 2.7). CQ hoạt động trong môi trường chất lưu là dòng khí không nhớt, không nén. Khi dòng khí chảy bao qua CQ, phía sau các lá cánh hình thành vết xoáy có dạng màn mỏng, chuyển động tự do cùng các phần tử của dòng khí. Mô hình xoáy CQ xây dựng trên cơ sở thỏa mãn các điều kiện biên về tính chảy đều và liên tục của dòng, điều kiện không chảy thấm (thành phần pháp tuyến của đại lượng tốc độ tương đối tại các điểm trên bề mặt tải bằng không). Bên ngoài CQ, đối với các phần tử khí thỏa mãn quy luật bảo toàn khối lượng thông qua phương trình chuyển động (phương trình Euler). Trên các màn xoáy hình thành sau CQ thỏa mãn điều kiện liên tục của áp suất, nghĩa là các phần tử của màn xoáy chuyển động cùng với môi trường. Điều kiện này cho phép xác định hình dạng không gian của các màn xoáy. Ở khoảng cách rất xa từ CQ, vận tốc chuyển động của các phần tử nhiễu tắt dần. Trong bài toán này vẫn cần bổ sung điều kiện bảo toàn lưu số tốc độ tại các mặt cắt ngang theo chiều dài LCQ, và giả thuyết Traplugin- Joucopski - Kutta về tính hữu hạn của vận tốc tại vị trí thoát dòng trên bề mặt LCQ, nghĩa là cường độ của các xoáy liên kết tại các mép thoát ra trên LCQ bằng không [63]. Cụ thể ở khía cạnh toán học, tính toán khí

động CQTT bằng phương pháp XRR hướng đến việc xác định trường tốc độ  $W(\vec{r}, t)$  và trường áp suất  $p(\vec{r}, t)$  trong hệ tọa độ không gian thỏa mãn các điều kiện và giả thiết sau [23], [72]:

Thế vận tốc nhiễu  $\Phi(\vec{r}, t)$  tại mỗi thời điểm ở bên ngoài các bề mặt xoáy (các bề mặt xoáy liên kết và xoáy tự do) phải thỏa mãn phương trình Laplace:

$$\Delta\Phi = 0; \quad (2.6)$$

Trên bề mặt LCQ được thay thế bởi các màn xoáy liên kết phải thỏa mãn điều kiện chảy không thấm:

$$\frac{\partial\Phi}{\partial n} = -U_0 n; \quad (2.7)$$

Trên các màn xoáy tự do cần thỏa mãn điều kiện không có sự chênh áp:

$$p^+ = p^- \quad (2.8)$$

Ở đây  $p^+$ ,  $p^-$  - lần lượt là áp suất trên và dưới bề mặt màn xoáy tự do.

Trên vị trí dòng khí thoát ra khỏi bề mặt LCQ (ở đây là mép sau lá cánh quay) phải thỏa mãn điều kiện Traplugin- Jucópski-Kutta về vận tốc hữu hạn và màn xoáy thoát ra có phương tiếp tuyến với bề mặt lá cánh:

$$\vec{W}_n(\vec{r}, t) \rightarrow 0 \quad (2.9)$$

Tốc độ nhiễu tắt dần khi độ dài màn xoáy tiến xa vô cùng:

$$\Delta\Phi \rightarrow 0 \text{ khi } \vec{r} \rightarrow \infty \quad (2.10)$$

Sử dụng phương trình Bernoulli làm mối liên hệ tính toán giữa vận tốc và áp suất:

$$p = p_\infty + \frac{\rho U_0^2}{2} - \frac{\rho W^2}{2} + \frac{\partial\Phi}{\partial t} \quad (2.11)$$

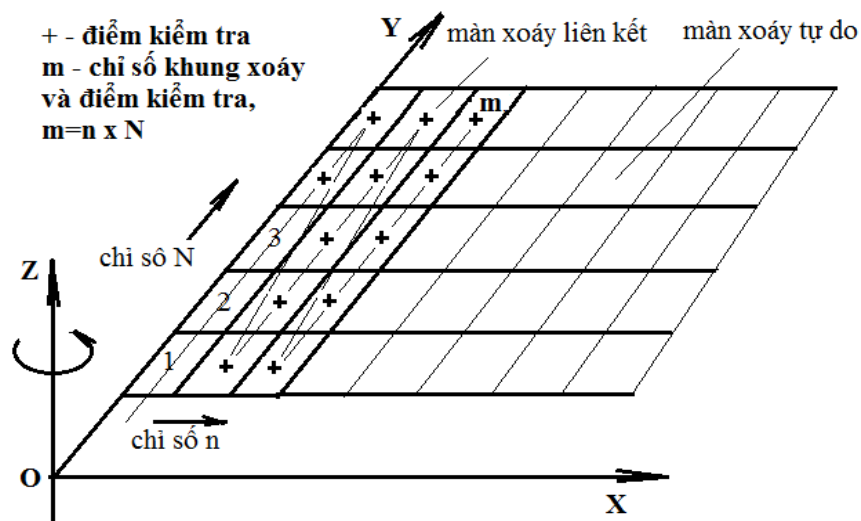
Trong công thức (2.11),  $p_\infty$  và  $\rho$  là áp suất và mật độ môi trường.

Việc giải số bài toán được quy thành quá trình rời rạc hóa không gian và thời gian theo phương pháp XRR [29],[59],[63]. Tất cả các điều kiện biên và

giả thiết kể trên cần được thỏa mãn trong mỗi bước thời gian tính toán, qua đó đáp ứng yêu cầu mô tả được các chuyển động không dừng đặc trưng của CQ.

### 2.2.2. Xây dựng mô hình toán học

Các bề mặt lá cánh và hệ thống màn xoáy tự do thoát ra sau các lá cánh được thay thế bởi các màn xoáy khung kín hình tứ giác (vortex panel). Thay LCQ bằng màn xoáy liên tục, thực hiện rời rạc hóa màn xoáy theo kích thước của LCQ. Cụ thể chia mỗi lá cánh của cánh quay theo hướng sải cánh thành  $N$  dải xoáy và theo hướng dây cung lá cánh thành  $n$  khung xoáy. Như vậy mỗi LCQ sẽ được thay thế bởi màn xoáy liên kết có  $m = n \times N$  khung xoáy tứ giác. Các điểm kiểm tra (được đánh dấu bằng kí hiệu “+” như trên hình 2.7) mà tại đó thực hiện điều kiện không chảy thấm, được bố trí tại tâm của mỗi khung xoáy. Các vết xoáy hình thành sau LCQ cũng được mô phỏng bằng hệ thống các khung xoáy tứ giác chuyển động cùng với các phần tử của dòng khí, và còn được gọi là các màn xoáy tự do.

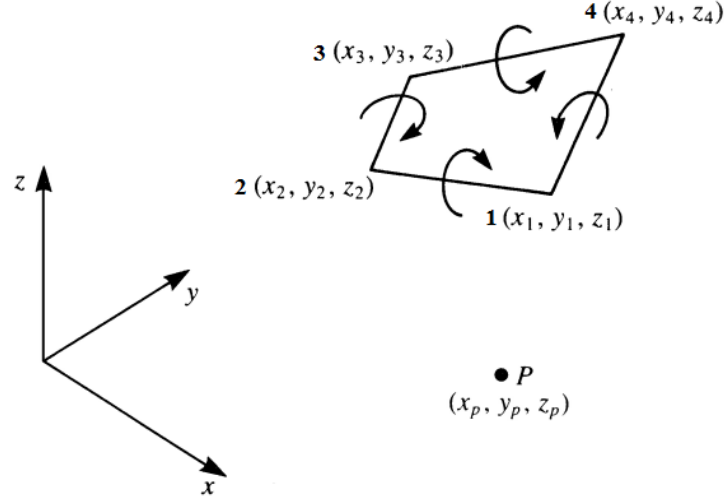


Hình 2.7. Mô hình LCQ và phân bố các khung xoáy

Phần tử xoáy khung dạng tứ giác được cấu tạo từ 4 đoạn xoáy thành phần, do vậy việc xác định tốc độ cảm ứng gây ra bởi khung xoáy tứ giác tại một



điểm bất kì trong không gian chính bằng tổng tốc độ cảm ứng gây bởi các đoạn xoáy thành phần [29],[63] (hình 2.8).



Hình 2.8. Phân tử xoáy tứ giác trong không gian

Như trên hình 2.8, tốc độ cảm ứng tại điểm  $P(x_p, y_p, z_p)$  gây bởi khung xoáy 1234 được xác định như sau:

$$\mathbf{q}_{P-1234}(u, v, w) = \mathbf{q}_{12}(u_1, v_1, w_1) + \mathbf{q}_{23}(u_2, v_2, w_2) + \mathbf{q}_{34}(u_3, v_3, w_3) + \mathbf{q}_{41}(u_4, v_4, w_4);$$

Trong đó:

$\mathbf{q}_{12}(u_1, v_1, w_1)$  - Là tốc độ cảm ứng tại điểm  $P$  gây bởi đoạn xoáy 12;

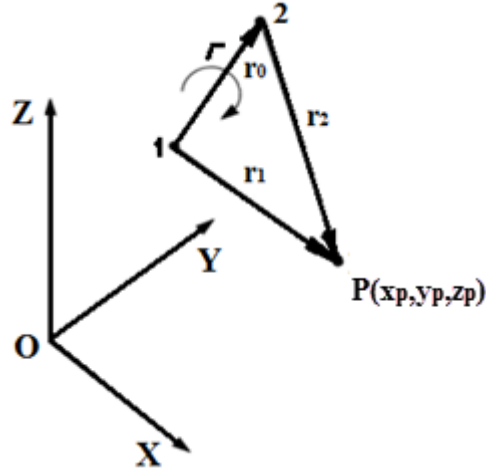
$\mathbf{q}_{23}(u_2, v_2, w_2)$  - Là tốc độ cảm ứng tại điểm  $P$  gây bởi đoạn xoáy 23;

$\mathbf{q}_{34}(u_3, v_3, w_3)$  - Là tốc độ cảm ứng tại điểm  $P$  gây bởi đoạn xoáy 34;

$\mathbf{q}_{41}(u_4, v_4, w_4)$  - Là tốc độ cảm ứng tại điểm  $P$  gây bởi đoạn xoáy 41;

Mỗi thành phần  $(u_i, v_i, w_i), i = 1 \div 4$  được xác định dựa theo định luật Biot-Savart [29],[63]. Đoạn xoáy 12 có lưu số tốc độ  $\Gamma$  gây ra tốc độ cảm ứng tại điểm  $P(x_p, y_p, z_p)$  trong không gian là:

$$\mathbf{q}_{12} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2|^2} \mathbf{r}_0 \cdot \left( \frac{\mathbf{r}_1}{r_1} - \frac{\mathbf{r}_2}{r_2} \right) \quad (2.12)$$



Hình 2.9. Đoạn xoáy trong không gian

Trong hình 2.9, ba đoạn xoáy nối từ điểm 1( $x_1, y_1, z_1$ ), điểm 2( $x_2, y_2, z_2$ ) và điểm  $P(x_p, y_p, z_p)$  tạo ra các véc tơ  $\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2, \mathbf{r}_0$ .

Độ lớn của các thành phần véc tơ tích có hướng  $\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2$  được xác định theo các biểu thức:

$$(\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2)_x = (y_p - y_1) \cdot (z_p - z_2) - (z_p - z_1) \cdot (y_p - y_2);$$

$$(\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2)_y = -(x_p - x_1) \cdot (z_p - z_2) + (z_p - z_1) \cdot (x_p - x_2);$$

$$(\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2)_z = (x_p - x_1) \cdot (y_p - y_2) - (y_p - y_1) \cdot (x_p - x_2);$$

Về độ lớn:

$$|\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2|^2 = (\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2)_x^2 + (\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2)_y^2 + (\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2)_z^2$$

Giá trị của các khoảng cách  $r_1, r_2$  được xác định:

$$r_1 = \sqrt{(x_p - x_1)^2 + (y_p - y_1)^2 + (z_p - z_1)^2};$$

$$r_2 = \sqrt{(x_p - x_2)^2 + (y_p - y_2)^2 + (z_p - z_2)^2};$$

**Mô hình khuếch tán xoáy:** Qua biểu thức (2.12) ta thấy rằng nếu điểm cần tính tốc độ cảm ứng nằm trên sợi xoáy (tức là P nằm trên đoạn xoáy 12), sẽ ngay lập tức xuất hiện điểm kỳ dị và không thể xác định được giá trị tốc độ cảm

ứng tại điểm đó (do mẫu số bằng 0). Ở trường hợp khác khi điểm cần tính tốc độ cảm ứng nằm gần sợi xoáy, trong quá trình tính toán dễ xảy ra hiện tượng phân kỳ, tràn ô nhớ máy tính. Để giải quyết vấn đề này khi sử dụng phương pháp XRR, nhiều tác giả đã đề cập tới các cách tiếp cận khác nhau. Theo Belosherkovski và các đồng nghiệp [54], [59], [61], [63], [74]..., sử dụng khái niệm khoảng cách tối thiểu  $\Delta$ , khoảng cách này không nhỏ hơn một đơn vị rời rạc, và thường lấy bằng khoảng cách ngắn nhất từ đoạn xoáy đến điểm kiểm tra xét trên toàn bộ CQ. Điều đó có nghĩa là biểu thức (2.12) chỉ xác định giá trị đúng của tốc độ cảm ứng tại các điểm có khoảng cách đến đoạn xoáy lớn hơn  $\Delta$  ( $r \geq \Delta$ ). Trong quá trình tính toán, khoảng cách  $\Delta$  được chính xác hóa dần theo phương pháp khảo sát [63]. Đối với những điểm nằm gần hoặc trên đoạn xoáy ( $r < \Delta$ ), vận tốc cảm ứng tại đó có thể trực tiếp gần bằng không hoặc nhận các giá trị giảm dần về không theo một quy luật xác định nào đó. Cách làm này của Belosherkovski được gọi là phương pháp cut-off. Phương pháp cut-off sử dụng phù hợp trong các bài toán dừng hoặc bài toán không dừng của cánh khí động đơn lẻ khi mà bề mặt tạo nâng của cánh không va chạm với hệ thống xoáy mà nó tạo ra.

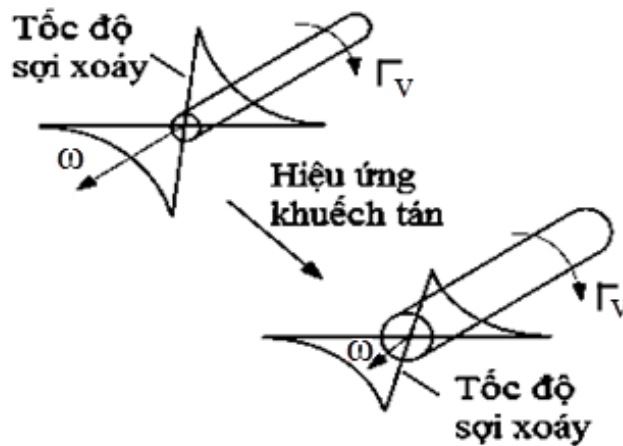
Đối với các bài toán phi tuyến của một hệ khí động (CQTT có nhiều LCQ cũng được coi là một hệ khí động), có sự tương tác khí động giữa màn xoáy và các bề mặt tạo nâng của hệ khí động, người ta giải quyết vấn đề điểm kỳ dị bằng cách đưa vào khái niệm “bán kính lõi xoáy hữu hạn” thông qua việc sử dụng mô hình khuếch tán xoáy. Ứng dụng mô hình khuếch tán xoáy, mô hình toán CQ có thể khảo sát được hiện tượng khuếch tán xoáy và phần nào kể đến ảnh hưởng của tính nhớt môi trường [15], [25], [38], [44], [91]. Bổ sung các mô hình khuếch tán xoáy khi sử dụng phương pháp XRR ngoài ý nghĩa để tiến gần hơn tới điều kiện thực tế, còn cho phép giảm thiểu thời gian và tài nguyên

tính toán. Mô hình khuếch tán xoáy chỉ áp dụng tính toán cho các khung xoáy mô phỏng màn xoáy tự do.

Xây dựng mô hình xoáy CQ xét đến sự ảnh hưởng khí động của thân trực thăng có hình dạng 3D là bài toán xét tương tác khí động khá phức tạp, có sự tham gia của nhiều thành phần khí động (Thân và các LCQ). Trong quá trình CQ hoạt động, luôn có sự va chạm và tương tác giữa các màn xoáy với các LCQ, giữa màn xoáy từ LCQ với thân trực thăng. Để sử dụng phương pháp XRR giải quyết vấn đề nghiên cứu của luận án, cần phải áp dụng các mô hình khuếch tán xoáy để thể hiện tốt hơn các điều kiện hoạt động thực tế của TT. Ở đây, mô hình khuếch tán sử dụng trong mô hình xoáy cánh quay là mô hình khuếch tán xoáy của Squire, Bhagwat và Leishman với tỉ số thay đổi độ nhớt  $\delta=8$  [38], [39], [44]. Trong mô hình của mình, các nhà nghiên cứu Squire, Bhagwat và Leishman đưa ra cách xác định quy luật khuếch tán xoáy (quy luật tăng của bán kính lõi xoáy theo thời gian), quy luật này phụ thuộc vào số Reynolds của dòng khí môi trường.

Một yếu tố quan trọng trong mô hình khuếch tán xoáy cần được xem xét đó là dự đoán xu hướng phát triển hướng kính của lõi xoáy theo thời gian. Căn cứ quan trọng để xác định giá trị bán kính lõi xoáy ban đầu (khi chưa khuếch tán) là độ lớn của vận tốc cảm ứng đạt giá trị lớn nhất  $q_{max}$  tại bề mặt của mặt trụ bán kính  $r_{x0}$  tính từ tâm xoáy (hình 2.10). Và giá trị vận tốc này giảm dần về 0 khi khoảng cách tới tâm xoáy cách xa tới vô cùng. Sự khác biệt của mỗi mô hình khuếch tán xoáy còn thể hiện qua đại lượng  $\frac{\partial v_{max}}{\partial t}$  - là tốc độ của quá trình giảm vận tốc cảm ứng từ giá trị  $v_{max} \rightarrow 0$ . Theo nhiều công trình thì tốc độ lan truyền xoáy phụ thuộc vào bản chất môi trường là dòng chảy tầng hay dòng chảy rối. Nếu môi trường là dòng chảy rối, trạng thái dòng chảy luôn hỗn

loạn làm tăng lưu lượng hòa trộn và làm tăng khả năng truyền động lượng qua các lớp xoáy. Điều này làm cho kích thước lõi xoáy có khả năng phát triển nhanh hơn, đặc biệt là khả năng lan truyền theo hướng kính tính từ trục chính. Trong dòng chảy tầng, xoáy chỉ có thể truyền động lượng bởi sự khuếch tán phân tử, đó là một quá trình tương đối chậm.



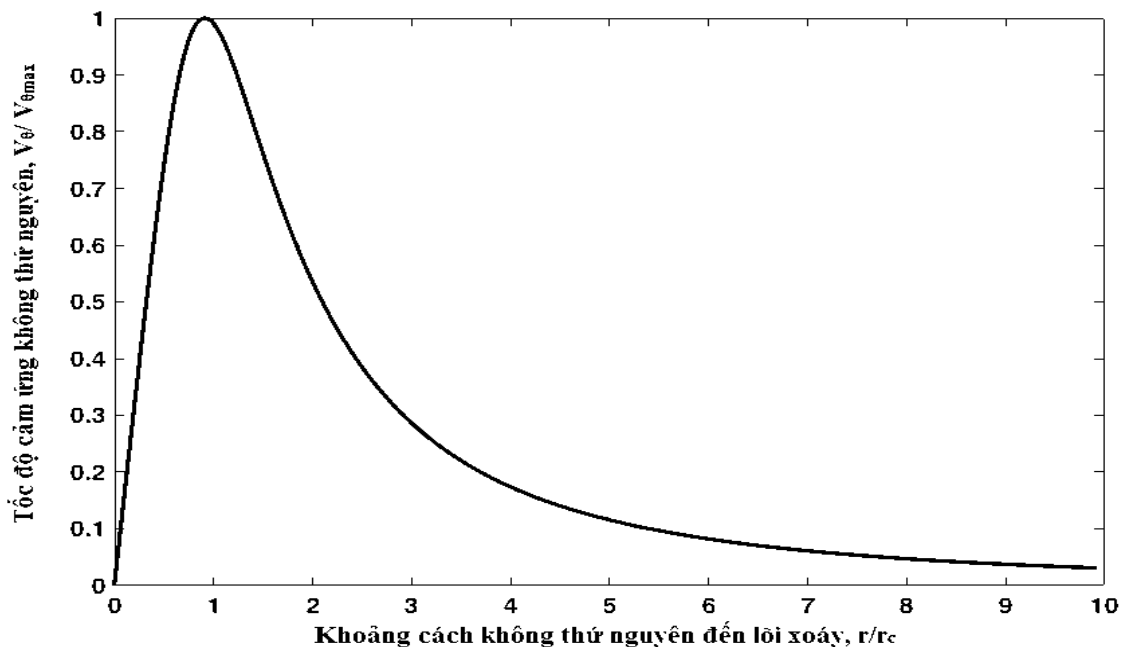
Hình 2.10. Sơ đồ mô tả bản chất vật lý của sự khuếch tán xoáy

Với  $r_{x0}$ ,  $r_c$  - là bán kính lõi xoáy ở thời điểm ban đầu  $t_0$  (thời điểm màn xoáy vừa thoát ra từ mép sau bề mặt khí động và bắt đầu khuếch tán) và thời điểm  $t$ . Giá trị  $r_{x0}$  thường được xác định trên cơ sở kích thước hình học của khung xoáy thành phần, và luôn nhỏ hơn hoặc bằng khoảng cách nhỏ nhất từ điểm kiểm tra tới các cạnh của khung xoáy tứ giác. Trong mô hình xoáy CQ của luận án, bán kính lõi xoáy ban đầu có giá trị không thứ nguyên bằng  $r_{x0} = \frac{b}{2nR}$ . Mô hình khuếch tán xoáy của Squire, Bhagwat và Leishman [38], [39], [44] xác định bán kính lõi xoáy tức thời là:

$$r_c = \sqrt{r_{x0}^2 + 4 \cdot \alpha_L \cdot v \cdot \delta \cdot t} \quad (2.13)$$

Ở đây  $\alpha_L$  là hệ số Lamb, được xác định bằng thực nghiệm,  $\alpha_L = 1.25643$ ;  $\delta$  là tỉ số thay đổi độ nhớt theo thời gian; và theo cách tính của Squire

$\delta = 1 + a_1 \left( \frac{\Gamma}{v} \right) = 1 + a_1 Re_c$ , với  $a_1$  là hằng số thực nghiệm nằm trong khoảng  $5 \times 10^{-5} \div 4 \times 10^{-4}$ ;  $Re_c$  - số Reynolds của môi trường xung quanh đoạn xoáy. Đối với môi trường có số Reynolds thấp, giá trị hệ số  $\delta$  gần bằng 1, khi đó mô hình xoáy khuếch tán của Bhagwat và Leishman sẽ suy giảm trở về mô hình chảy tầng như của Lamb và Oseen [37]. Với các giá trị  $\delta$  lớn hơn tương ứng với mức tăng khả năng chảy rối bên trong mỗi xoáy, và kết quả là làm cho tốc độ mở rộng của bán kính lõi xoáy tăng lên nhanh chóng (hình 2.11).



Hình 2.11. Biến thiên tốc độ cảm ứng trong mô hình khuếch tán xoáy Squire, Bhagwat và Leishman [38]

Khi xét đến yếu tố bán kính lõi xoáy, công thức xác định tốc độ cảm ứng tại một điểm gây bởi một đoạn xoáy trong không gian cho bởi định luật Biot - Savart cũng sẽ thay đổi [29], [92], [93]:

$$\mathbf{q}_{12} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2|^2 + r_0^2 \cdot r_c^2} \mathbf{r}_0 \cdot \left( \frac{\mathbf{r}_1}{\sqrt{r_1^2 + r_c^2}} - \frac{\mathbf{r}_2}{\sqrt{r_2^2 + r_c^2}} \right) \quad (2.14)$$

Biểu thức xác định các tích vô hướng:

$$\mathbf{r}_0 \cdot \mathbf{r}_1 = (x_2 - x_1) \cdot (x_p - x_1) + (y_2 - y_1) \cdot (y_p - y_1) + (z_2 - z_1) \cdot (z_p - z_1);$$

$$\mathbf{r}_0 \cdot \mathbf{r}_2 = (x_2 - x_1) \cdot (x_p - x_2) + (y_2 - y_1) \cdot (y_p - y_2) + (z_2 - z_1) \cdot (z_p - z_2);$$

Thành phần tốc độ cảm ứng tại điểm P gây bởi đoạn xoáy có lõi xoáy khi đó sẽ được xác định như sau:

$$u_l = K \cdot (\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2)_x;$$

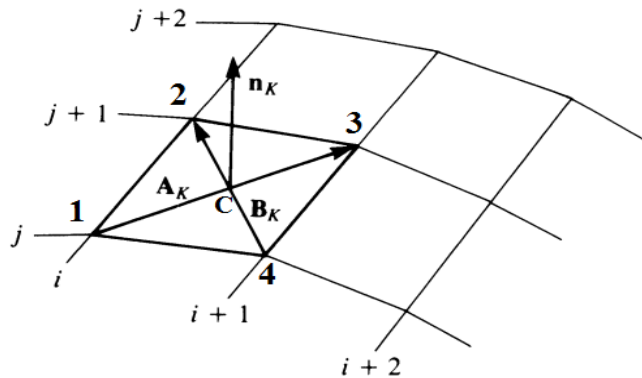
$$v_l = K \cdot (\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2)_y;$$

$$w_l = K \cdot (\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2)_z;$$

$$\text{Trong đó } K = \frac{\Gamma}{4\pi |\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2|^2 + r_0^2 \cdot r_c^2} \left( \frac{\mathbf{r}_0 \cdot \mathbf{r}_1}{\sqrt{r_1^2 + r_c^2}} - \frac{\mathbf{r}_0 \cdot \mathbf{r}_2}{\sqrt{r_2^2 + r_c^2}} \right)$$

Tốc độ cảm ứng gây bởi các đoạn xoáy 23, 34, 41 của khung xoáy 1234 lên điểm P (hình 2.8) được xác định tương tự như với đoạn xoáy 12.

Tọa độ các điểm kiểm tra trên mỗi khung xoáy được xác định từ tọa độ của các đỉnh tứ giác tạo nên khung xoáy. Trong trường hợp tổng quát khi 4 điểm đỉnh của khung xoáy 1234 không nằm trên một mặt phẳng, để xác định điểm kiểm tra trước hết cần chia khung xoáy 1234 thành các tam giác phẳng 123 và 134. Điểm kiểm tra trên từng tam giác phẳng chính là trọng tâm của tam giác, và khi đó cần sử dụng thuật toán chuyển tiếp để thực hiện các điều kiện biên cho khung xoáy hình tam giác.



Hình 2.12. Điểm kiểm tra và véc tơ pháp tuyến trên khung xoáy tứ giác

Tuy nhiên để đơn giản hơn khi lập trình tính toán, ở công đoạn mô phỏng chia lưới bề mặt vật thể nên kiểm soát để các khung xoáy đều có hình tứ giác và có các đỉnh cùng nằm trên một mặt phẳng. Ở điều kiện khung xoáy thành phần 1234 cùng nằm trong mặt phẳng và khung xoáy có hình dạng tứ giác như trên hình 2.12, tọa độ của điểm kiểm tra  $C(x_C, y_C, z_C)$  trên khung xoáy được tính như sau:

$$x_C = \frac{(x_1 + x_2 + x_3 + x_4)}{4}; y_C = \frac{(y_1 + y_2 + y_3 + y_4)}{4}; z_C = \frac{(z_1 + z_2 + z_3 + z_4)}{4};$$

Diện tích khung xoáy 1234 tương tự cũng được xác định từ biểu thức tích có hướng của hai đường chéo khung xoáy tứ giác. Kí hiệu  $\mathbf{A}_K$  và  $\mathbf{B}_K$  là các véc tơ đường chéo của tứ giác 1234, khi đó diện tích khung xoáy là:

$$S_{1234} = \frac{|\mathbf{A}_K \times \mathbf{B}_K|}{2};$$

Và véc tơ pháp tuyến  $\mathbf{n}_K$  trên khung xoáy 1234 tính theo công thức:

$$\mathbf{n}_K = \frac{\mathbf{A}_K \times \mathbf{B}_K}{|\mathbf{A}_K \times \mathbf{B}_K|}$$

LCQ được thay thế bởi tổng số khung xoáy là  $m = n \times N$ , mỗi khung xoáy xác định được một điểm kiểm tra, do vậy số tổng số điểm kiểm tra trên mỗi LCQ cũng là  $m$ .

Điều kiện biên theo lý thuyết XRR về tính chảy không thấm của dòng trên mỗi LCQ là cơ sở để thiết lập hệ phương trình tuyến tính với ẩn số là cường độ của các khung xoáy. Áp dụng điều kiện biên tại điểm kiểm tra thứ  $k$  bất kỳ,  $k = 1 \div m$ , ta nhận được:

$$Q_{n_K} = a_{K1}\Gamma_1 + a_{K2}\Gamma_2 + a_{K3}\Gamma_3 + \dots + a_{Km}\Gamma_m \\ + [U_t + u_w, V_t + v_w, W_t + w_w]_K \cdot \mathbf{n}_K = 0$$



Như vậy tổng hợp với tất cả các điểm kiểm tra trên các khung xoáy của LCQ thu được hệ phương trình gồm  $m$  phương trình với  $m$  ẩn  $\Gamma_k$  viết dưới dạng ma trận như sau:

$$\begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & \cdots & a_{1m} \\ a_{21} & a_{22} & \cdots & a_{2m} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{m1} & a_{m2} & \cdots & a_{mm} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_m \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ \vdots \\ RHS_m \end{pmatrix} \quad (2.15)$$

Vế phải của hệ phương trình (2.15) là tổng đại số của vận tốc không nhiễu và vận tốc cảm ứng bởi các màn xoáy tự do xét tại điểm kiểm tra thứ  $k$  chiếu theo phương pháp tuyến:

$$RHS_k = -[U_t + u_w, V_t + v_w, W_t + w_w] J_k \cdot \mathbf{n}_k,$$

Trong đó  $(U_t, V_t, W_t)_k$  - là vận tốc dòng không nhiễu tại điểm kiểm tra thứ  $k$ ,  $k = 1 \div m$ . Vận tốc dòng không nhiễu tại mỗi vị trí là đại lượng được xác định bằng tổng đại số của vận tốc chuyển động quay của CQ xung quanh trục với vận tốc dài  $U_0$  của TT tại vị trí điểm kiểm tra đang xét.

$$(U_t, V_t, W_t)_k = U_0 + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r},$$

$(u_w, v_w, w_w)_k$  - là vận tốc cảm ứng tại điểm kiểm tra thứ  $k$  gây ra bởi các khung xoáy trên màn xoáy tự do thoát ra từ các mép LCQ;

$\Gamma_k$  - là cường độ của các khung xoáy liên kết trên LCQ.

Trong hệ (2.15), các hệ số  $a_{kl}$  với  $k, l = 1 \div m$ , được xác định tại vị trí điểm kiểm tra thứ  $k$  của khung xoáy tứ giác theo định luật Bio - Savar (tính bằng các biểu thức (2.12) và (2.14)). Cụ thể, hệ số  $a_{kl}$  chính là thành phần pháp tuyến của vận tốc cảm ứng tại điểm kiểm tra thứ  $k$ , gây bởi khung xoáy thứ  $l$  nằm trên lá cánh quay, có lưu số tốc độ  $\Gamma = l$ :

$$a_{kl} = \mathbf{q}_{kl}(u, v, w) \cdot \mathbf{n}_k$$

$\mathbf{q}_{kl}(u, v, w)$  là vận tốc cảm ứng tại điểm kiểm tra thứ  $k$ , gây bởi khung xoáy thứ  $l$  nằm trên lá cánh quay.  $\mathbf{q}_{kl}(u, v, w)$  được xác định tương tự  $\mathbf{q}_{P-1234}(u, v, w)$  trên hình 2.8.  $\mathbf{n}_k$  là véc tơ pháp tuyến đơn vị tại điểm kiểm tra thứ  $k$ , được xác định như trên hình 2.12.

Mỗi phương trình của hệ (2.15) là kết quả của quá trình áp dụng điều kiện biên về tính không chảy thấm tại một điểm kiểm tra. Phương trình này có thể viết gọn ở dạng tổng của các thành phần đại số. Đối với điểm kiểm tra thứ  $k$  trên LCQ, phương trình thứ  $k$  của hệ (2.15) có thể viết:

$$\sum_{l=1}^m a_{kl} \Gamma_l = RHS_k$$

Nếu CQ có số LCQ là  $k_{cq} > 1$ , tổng số xoáy thay thế các bề mặt LCQ trong CQ sẽ là  $m \cdot k_{cq}$ . Do vậy số phương trình và số ẩn của hệ phương trình (2.15) cũng sẽ tăng lên  $k_{cq}$  lần. Khi đó hệ phương trình tuyến tính xác định lưu số tốc độ của các phần tử xoáy trên CQ có  $k_{cq}$  LCQ viết ở dạng ma trận sẽ là:

$$\begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & \cdots & a_{1m} & \cdots & a_{1mk_{cq}} \\ a_{21} & a_{22} & \cdots & a_{2m} & \cdots & a_{2mk_{cq}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{m1} & a_{m2} & \cdots & a_{mm} & \cdots & a_{mmk_{cq}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{mk_{cq}1} & a_{mk_{cq}2} & \cdots & a_{mk_{cq}m} & \cdots & a_{mk_{cq}mk_{cq}} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_m \\ \vdots \\ \Gamma_{mk_{cq}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ \vdots \\ RHS_m \\ \vdots \\ RHS_{mk_{cq}} \end{pmatrix} \quad (2.16)$$

So sánh hệ phương trình (2.15) và (2.16) ta thấy rằng ở CQ có nhiều LCQ, khối lượng tính toán tăng lên rất nhiều. Hệ phương trình (2.16) được thiết lập trên cơ sở tuân thủ chặt chẽ các điều kiện biên và các giả thiết trong lý thuyết xoáy, đồng thời phản ánh được sự tương tác khí động qua lại giữa các LCQ với nhau trong mô hình xoáy CQ, giữa LCQ với các màn xoáy. Theo đó, hệ phương trình (2.16) chỉ ra rằng, tại một thời điểm trên mỗi điểm kiểm tra của phần tử

xoáy thứ  $ij$ , thuộc lá cánh thứ  $k_x$ , với các chỉ số  $i=1 \div n, j=1 \div N, k_x=1 \div k_{cq}$  luôn có sự tác động cảm ứng gây ra bởi  $m$  phần tử xoáy trên chính lá cánh thứ  $k_x$ , và  $m \cdot (k_{cq} - 1)$  phần tử xoáy khác trên các LCQ còn lại của CQ. Với cách thiết lập như vậy, hệ phương trình (2.16) thể hiện được rõ ràng bản chất của sự tương tác giữa các thành phần khí động trong mô hình xoáy CQ, và có thể phát triển để xây dựng mô hình tính toán cho hệ khí động nhiều vật.

Từ nguyên lý thiết lập hệ phương trình (2.16) cho ta thấy dù đối tượng tính toán là cánh nâng đơn giản, là CQ có nhiều LCQ hay hệ khí động nhiều vật, đối với lý thuyết xoáy luôn chỉ dựng ra được một hệ phương trình tuyến tính duy nhất xác định các lưu số tốc độ của tất cả các phần tử xoáy cấu tạo nên hệ khí động. Số lượng phương trình, số lượng ẩn trong hệ phương trình tuyến tính có thể thay đổi nhiều hay ít tùy thuộc đối tượng tính toán, tùy thuộc số lượng thành phần trong hệ vật đang xét.

Quá trình thiết lập và giải các hệ phương trình (2.15), (2.16) 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 ra.

Sau khi giải hệ phương trình (2.15) hoặc (2.16), xác định được các giá trị cường độ của mỗi khung xoáy liên kết thành phần, đây là cơ sở để tính toán các đặc tính khí động của mô hình cánh quay, như chênh áp, hệ số lực nâng, lực cản cảm ứng, các hệ số mô men hay mô phỏng các trường vận tốc cảm ứng, trường áp suất. Theo lý thuyết của Kutta–Joukowski, lực áp suất trên mỗi khung xoáy liên kết  $ij$  được xác định như sau [29]:

$$\Delta T_{ij} = \rho \cdot Q_{nh} \cdot \left( \Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j} \right) \cdot \Delta y_{ij}, \text{ với } i > 1$$

(khung xoáy không nằm gần kề mép trước của LCQ).

Ở đây  $Q_{nh}$  là vận tốc nhiễu tại điểm kiểm tra của khung xoáy liên kết đang xét.  $\Delta y_{ij}$  là độ dài trung bình cạnh dọc theo LCQ của khung xoáy liên kết  $ij$ .

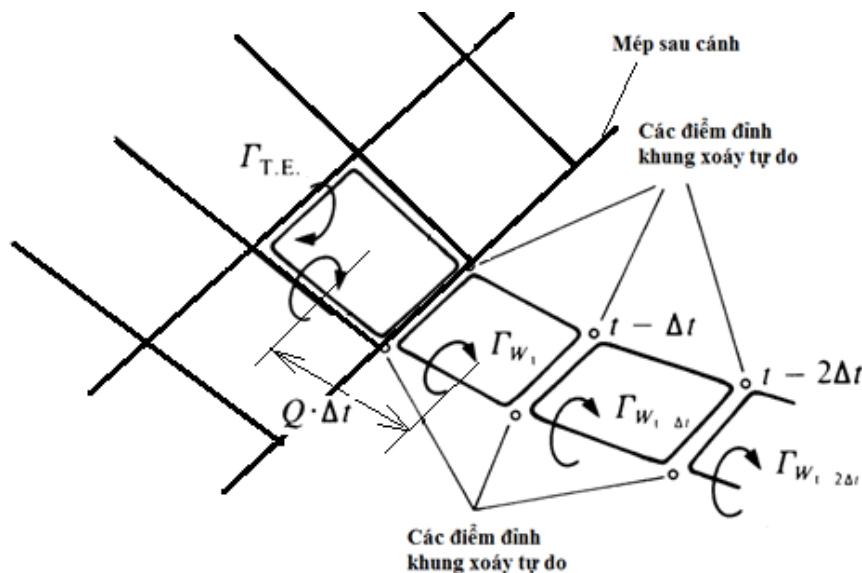
Đối với các khung xoáy nằm tại mép trước của LCQ thì:

$$\Delta T_{ij} = \rho \cdot Q_{nh} \cdot \Gamma_{i,j} \cdot \Delta y_{ij}, \text{ với } i=1;$$

Từ đó xác định được chênh áp trên khung xoáy liên kết  $ij$  đang xét:

$$\Delta p_{ij} = \frac{\Delta T_{ij}}{\Delta S_{ij}},$$

$\Delta S_{ij}$  là diện tích phần tử khung xoáy và được tính tương tự  $S_{1234}$  trình bày ở trên. Với đặc điểm hoạt động của CQ TT luôn nằm trong dòng không dừng, mọi tính toán nằm trong mỗi bước thời gian  $\Delta t$ , theo đó sau bước thời gian thứ nhất, từ mép sau của lá cánh bắt đầu hình thành dải xoáy tự do đầu tiên trượt ra phía sau theo vận tốc của dòng (hình 2.13).



Hình 2.13. Quá trình hình thành vết xoáy tại mép sau mỗi LCQ

Cụ thể, ở bước tính đầu tiên, với mỗi khung xoáy liên kết nằm ngay tại mép sau lá cánh sẽ hình thành 2 điểm đỉnh mới của khung xoáy tự do, 2 điểm

đỉnh mới này cách mép sau cánh một khoảng bằng  $Q \cdot \Delta t$ , và kết hợp với 2 điểm đỉnh của khung xoáy liên kết nằm tại mép sau lá cánh tạo thành khung xoáy tự do đầu tiên trượt khỏi bề mặt cánh.

Sang bước tính thứ hai ( $t-2 \Delta t$ ), 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 khối lượng thời gian tính toán.

Để đảm bảo điều kiện Traplughin – Zhukovsky - Kutta [29], 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 LCQ ở bước tính trước đó  $t- \Delta t$  :

$$\Gamma_{W_t} = \Gamma_{T.E_t-\Delta t}$$

Công thức tính chênh áp trên mỗi khung lưới tứ giác ở dòng không dừng khi đó có thêm thành phần cường độ phụ thuộc vào thời gian:

$$\Delta p_{ij} = \rho \left\{ \left[ U_{t+u_w}, V_{t+v_w}, W_{t+w_w} \right]_{ij} \cdot \tau_i \frac{\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j}}{\Delta c_{ij}} + \left[ U_{t+u_w}, V_{t+v_w}, W_{t+w_w} \right]_{ij} \cdot \tau_j \frac{\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i,j-1}}{\Delta b_{ij}} + \frac{\partial}{\partial t} \Gamma_{ij} \right\} \quad (2.17)$$

Trong đó  $\tau_i, \tau_j$  - là các véc tơ đơn vị tiếp tuyến với khung xoáy liên kết  $ij$  đang xét theo hướng  $i$  và  $j$  của khung xoáy;

$\Delta c_{ij}, \Delta b_{ij}$  - là độ dài các cạnh của khung xoáy liên kết tứ giác theo hướng  $i$  và  $j$ ;

$\frac{\partial}{\partial t} \Gamma_{ij}$  - là sự thay đổi cường độ của khung xoáy tứ giác  $ij$  theo thời gian;

Đại lượng này được xác định theo công thức như sau:

$$\frac{\partial}{\partial t} \Gamma_{ij} = \frac{\Gamma_{ij}^t - \Gamma_{ij}^{t-\Delta t}}{\Delta t}$$

Biết được giá trị chênh áp trên khung tứ giác, sẽ xác định được lực áp suất tác động lên bề mặt khung, và từ giá trị của lực áp suất, xác định được các đặc trưng khí động khác của cánh quay:

$$\Delta \mathbf{T}_{ij} = -(\Delta p \cdot \Delta S)_{ij} \cdot \mathbf{n}_{ij}$$

Lực khí động tạo bởi CQ là tổng của các lực thành phần tạo bởi các khung lưới tứ giác.

$$\mathbf{T} = \sum_{k_x=1}^{k_{cq}} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^n \Delta \mathbf{T}_{ij}^{k_x}$$

Hệ số lực kéo CQ  $C_T$  được xác định từ thành phần theo hướng Z của lực khí động T:

$$C_T = \frac{T_z}{2\pi R^2}$$

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:

$$(\Delta x, \Delta y, \Delta z)_l = (u, v, w)_l \cdot \Delta t \quad (2.18)$$

Trong mỗi bước thời gian, các xoáy tự do cũ (ở bước tính 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 các hệ phương trình (2.15) và (2.16) sau mỗi bước thời gian lặp lại liên tục. Đây chính là nguyên nhân làm khối lượng tính toán của bài toán tăng nhanh theo cấp số nhân.

Các kết quả đưa ra qua các tính toán từ mô hình xoáy CQ dựa trên các kích thước tham chiếu là bán kính  $R$  của LCQ, vận tốc đầu mút LCQ  $\omega R$  và diện tích quét CQ,  $F = \pi R^2$ .

### 2.3. Xây dựng mô hình xoáy CQ - Thân trực thăng

Khi nghiên cứu dòng chảy bao một vật thể 3D có hình dạng bất kỳ bằng cách tiếp cận sử dụng phương pháp xoáy rời rạc với phần tử xoáy có dạng khung kín tứ giác, bề mặt vật thể được chia nhỏ và được thay thế bằng các khung xoáy liên kết có cường độ thay đổi. Môi trường xung quanh vật thể là trường thế. Ở đây, mô hình thân trực thăng 3D được chia lưới theo các gân dọc, gân ngang, tạo ra các lưới tứ giác (hình 2.14). Các lưới tứ giác được thay thế bằng các cung xoáy liên kết nằm cùng vị trí với các lưới tứ giác. Theo nguyên tắc của lý thuyết xoáy, trên bề mặt của thân trực thăng 3D cần thỏa mãn điều kiện biên về tính không chảy thấu:

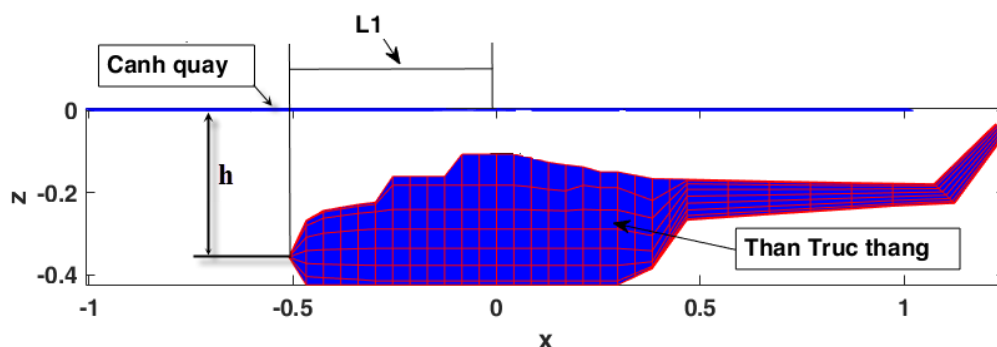
$$\nabla(\Phi_{\infty} + \varphi_{nh}) \cdot \mathbf{n} = 0 \quad (2.19)$$

Trong đó  $\Phi_{\infty}$  là thế của dòng chảy tới,  $\varphi_{nh}$  là thế của dòng nhiễu, và  $\mathbf{n}$  là véc tơ pháp tuyến với bề mặt vật thể.

Mô hình xoáy CQ – Thân TT gồm hai thành phần chính là CQ và thân TT, do vậy cũng bao gồm hai hệ thống xoáy liên kết hình tứ giác thay thế cho bề mặt LCQ và bề mặt thân TT. Hai hệ thống xoáy này tác động qua lại lẫn nhau thể hiện sự ảnh hưởng cảm ứng khí động giữa CQ và thân TT. Tại mỗi điểm trên bề mặt thân TT đồng thời thỏa mãn quy tắc không chảy thấu tương tự như đã áp dụng trên bề mặt các LCQ trong cùng một thời điểm. Trong khuôn khổ luận án định hướng nghiên cứu đánh giá ảnh hưởng tương tác cảm ứng từ thân lên CQ mà không nghiên cứu trực tiếp dòng chảy bao thân TT. Do vậy ở đây sử dụng giả thiết không có sự hình thành màn xoáy tự do khi dòng khí chảy bao qua thân TT. Nhìn chung trên thế giới, khi nghiên cứu dòng chảy bao vật thể

có thể tích bằng phương pháp xoáy, các tác giả cũng dừng lại ở giả thiết này. Trong trường hợp cần xét đến sự hình thành màn xoáy tự do sau thân TT, một bài toán khó đặt ra đó là xác định vị trí thoát ra của màn xoáy tự do trên bề mặt thân TT. Đây là vấn đề phức tạp, và cho tới nay có rất ít các công trình nghiên cứu trên thế giới liên quan đến vấn đề này được công bố. Cách tiếp cận chủ yếu để dự đoán vị trí thoát ra của màn xoáy hiện nay là tiến hành thử nghiệm hoặc sử dụng phương pháp “thổi ảo” trên phần mềm Ansys. Trong nhiều nghiên cứu khí động lực học bằng phương pháp xoáy, các tác giả thường sử dụng giả thuyết đã biết trước vị trí thoát ra của màn xoáy tự do. Đối với đối tượng tính toán là cánh nâng, thông thường vị trí tách dòng được giả thiết là các mép của cánh.

Trong mô hình xoáy CQ – Thân TT của luận án, mô hình thân TT 3D được mô hình hoá bởi  $M$  khung xoáy liên kết,  $M = n_{gn} \times N_{gd}$ ,  $n_{gn}$  là số khung xoáy chia theo hướng trục  $y$  và  $N_{gd}$  là số khung xoáy chia theo hướng trục  $x$  (hình 2.14). Số lượng các khung xoáy tứ giác thay thế bề mặt thân TT được lấy dựa trên cơ sở cân bằng các yếu tố về điều kiện hội tụ và giảm thiểu khối lượng tính toán [63]. Thân TT nằm bên dưới mặt phẳng cánh quay, vị trí tương đối giữa CQ và thân TT được xác định bằng khoảng cách  $h$  tính từ bề mặt cơ sở trên thân TT đến mặt phẳng quay của CQ, và khoảng cách  $L1$  tính từ tâm CQ đến đầu mũi trước của thân.



Hình 2.14. Mô hình CQ – Thân



Thân trực thăng nằm trong hệ khí động CQ - Thân được tập trung xem xét theo hướng gây ảnh hưởng cảm ứng lên sự làm việc của CQ. Các khung xoáy liên kết thay thế bề mặt thân trực thăng sẽ tạo ra các tương tác cảm ứng với các khung xoáy nằm trên các lá cánh của CQ. Tương ứng với số lượng khung xoáy liên kết, trên bề mặt thân TT cũng có  $M$  điểm kiểm tra, được xác định vị trí dựa trên nguyên tắc tương tự như đối với các điểm kiểm tra trên CQ. Như vậy với việc CQ được thay thế bởi  $m$  khung xoáy tứ giác như mô tả ở mục 2.2, mô hình xoáy CQ – Thân TT có tổng số khung xoáy là  $m+M$ . Đây cũng là số lượng điểm kiểm tra của mô hình xoáy CQ – Thân TT.

Áp dụng điều kiện biên theo lý thuyết XRR về tính chảy không thấm của dòng tại điểm kiểm tra thứ  $k$  bất kỳ trong mô hình xoáy CQ – Thân TT, với  $k = 1 \div m+M$ , ta nhận được:

$$\begin{aligned} Q_{n_K} = & a_{K1} \Gamma_1^{CQ} + a_{K2} \Gamma_2^{CQ} + a_{K3} \Gamma_3^{CQ} + \dots + a_{Km} \Gamma_m^{CQ} \\ & + a_{Km+1} \Gamma_{m+1}^{Th} + a_{Km+2} \Gamma_{m+2}^{Th} + a_{Km+3} \Gamma_{m+3}^{Th} + \dots + a_{Km+M} \Gamma_{m+M}^{Th} \\ & + [U_t + u_w, V_t + v_w, W_t + w_w]_K \cdot \mathbf{n}_K = 0 \end{aligned}$$

Khi đó hệ phương trình tuyến tính xác định cường độ của các xoáy trong hệ khí động đa vật CQ – Thân viết ở dạng ma trận sẽ được mở rộng rất nhiều:

$$\begin{bmatrix} (A1)_{m \times m} & (A2)_{m \times M} \\ (A3)_{M \times m} & (A4)_{M \times M} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} (\Gamma^{CQ})_{m \times 1} \\ (\Gamma^{Th})_{M \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (B1)_{m \times 1} \\ (B2)_{M \times 1} \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Với  $A1 = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1m} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2m} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{m1} & a_{m2} & \dots & a_{mm} \end{pmatrix}$ ;  $\Gamma^{CQ} = \begin{pmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_m \end{pmatrix}$ ;  $B1 = \begin{pmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ \vdots \\ RHS_m \end{pmatrix}$ ;

Trong hệ phương trình (2.20), các ma trận hệ số  $A1$ ,  $B1$  thể hiện các tác động của các xoáy liên kết trên bề mặt CQ tại các điểm kiểm tra nằm trên chính CQ. Ma trận ẩn  $\Gamma^{CQ}$  là lưu số tốc độ của các xoáy liên kết thay thế bề mặt CQ.

Các ma trận hệ số  $A2, A3, A4, \Gamma^{Th}, B2$  mô tả các tác động khí động liên quan đến các xoáy liên kết trên bề mặt thân TT. Cụ thể  $A2$  là ma trận hệ số tạo ra bởi các khung xoáy liên kết trên thân TT gây ra vận tốc cảm ứng tại các điểm kiểm tra nằm trên CQ.  $A3$  là ma trận hệ số của các khung xoáy liên kết trên CQ gây ra vận tốc cảm ứng tại các điểm kiểm tra nằm trên thân TT.  $A4$  là ma trận hệ số của các khung xoáy liên kết trên thân TT tạo ra vận tốc cảm ứng tại chính các điểm kiểm tra nằm trên nó.  $\Gamma^{Th}$  là ma trận lưu số tốc độ các khung xoáy liên kết thay thế bề mặt thân, và  $B2$  là ma trận hệ số xác định bởi các thành phần pháp tuyến của tổng vận tốc không nhiễu với vận tốc cảm ứng từ các xoáy tự do tại các điểm kiểm tra nằm trên thân TT.

Cách xác định chi tiết các ma trận hệ số  $A2, A3, A4, \Gamma^{Th}, B2$  được trình bày trong Phụ lục 1. Rõ ràng khi xét đến sự ảnh hưởng của thân TT tới đặc tính khí động của CQ, hệ phương trình tuyến tính xác định cường độ xoáy đã mở rộng ra rất nhiều. Điều đó có nghĩa là khối lượng tính toán trong mô hình khí động đa vật so với mô hình toán của đối tượng đơn lẻ cũng tăng lên nhiều lần.

Hệ phương trình (2.20) mô tả hệ khí động hai thành phần là CQ trục thẳng có một LCQ và Thân trục thẳng 3D. Đối với CQ có nhiều LCQ (số LCQ là  $k_{cq}$ ) thì các thành phần trong hệ (2.20) mô tả tác động cảm ứng của các xoáy trên CQ ( $A1, B1$  và  $\Gamma^{CQ}$ ) sẽ được thay thế bởi các phần tử lấy tương ứng từ hệ phương trình (2.16).

Sau khi giải hệ phương trình (2.20), xác định được các lưu số tốc độ của các khung xoáy liên kết trên thân TT và trên CQ. Để xác định các đặc trưng khí động của CQ như chênh áp, các lực khí động và hệ số khí động, vị trí các màn xoáy tự do sau LCQ,... sử dụng các biểu thức tính toán tương tự như trong mô hình xoáy CQ ở mục 2.2.

## **2.4. Xây dựng mô hình xoáy CQ và mô hình xoáy CQ – Thân TT trong điều kiện có tương tác với các đối tượng khác**

Trong thực tế hoạt động, TT thường xuyên có các chuyến bay bên trong thành phố, bên cạnh các nhà cao tầng, bay trong các vùng đồi núi, thung lũng và chịu tác động cảm ứng từ các bề mặt địa hình lồi lõm phức tạp. Khi bay trong đội hình hoặc bay trong các nhiệm vụ hỗn hợp, TT cũng chịu tác động cảm ứng từ các khí cụ bay khác. Để nghiên cứu các tác động tương tác từ bên ngoài như vậy đối với ĐTKĐ của TT, chỉ sử dụng mô hình toán CQ đơn lẻ hoặc mô hình toán CQ – Thân TT là không đủ. Với cách tiếp cận xây dựng mô hình bằng phương pháp XRR có các phần tử xoáy dạng khung tứ giác đã trình bày ở trên, có thể xây dựng được nhiều mô hình cho nhiều bài toán tương tác đa vật khác nhau, như mô hình CQ – Thân – Tòa nhà, CQ – Thân – Khí cụ bay, CQ – Thân – Mặt giới hạn...

Các mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn và mô hình xoáy CQ – Thân – Mặt giới hạn xây dựng trong các phần dưới đây là một trong các mô hình như vậy. Trong đó mặt giới hạn đóng vai trò đại diện cho các đối tượng tương tác bên ngoài khác đối với TT. Các mô hình liên hợp này thể hiện khả năng phát triển mô hình xoáy CQ và mô hình xoáy CQ – Thân TT để giải quyết các bài toán nghiên cứu ảnh hưởng của các đối tượng bên ngoài tới ĐTKĐ của TT trong các điều kiện bay cụ thể.

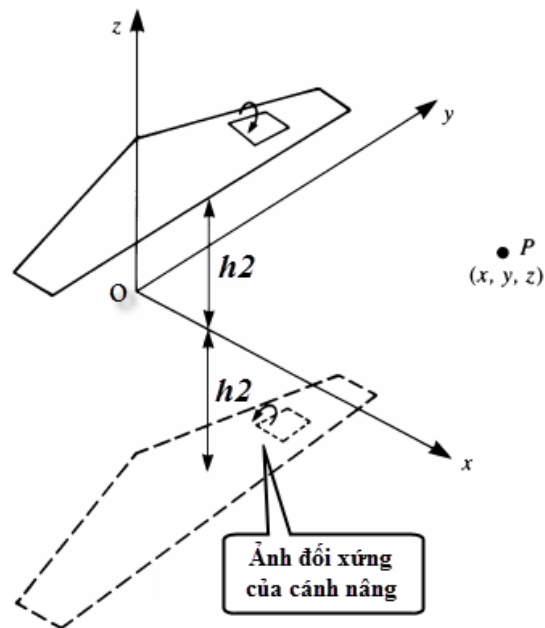
### **2.4.1. Xây dựng mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn**

Khi TT bay gần mặt đất vùng không khí ở dưới CQ bị dòn ép, dòng khí sau khi va đập vào các bề mặt của cánh quay, bề mặt của thân trực thăng, sẽ hướng xuống dưới bề mặt địa hình (mặt đất hay mặt nước), sau đó lại phản xạ lên và tương tác với bề mặt cánh quay và thân vỏ trực thăng tạo ra một vùng đệm khí cao áp mà tại đó trực thăng được bổ sung thêm một lượng lực nâng tương đối lớn. Đó chính là cơ chế hoạt động của hiệu ứng mặt đất (Ground

effect) và hiệu ứng này chỉ có xuất hiện khi TT hoạt động trong khoảng độ cao nhất định.

Có thể nghiên cứu hiệu ứng mặt đất bằng nhiều phương pháp, tuy nhiên sử dụng phương pháp xoáy là một trong những cách tiếp cận khá phổ biến. Với mô hình CQ hoạt động ở gần mặt đất hoặc các mặt giới hạn, hiệu ứng mặt đất có thể được tính toán bằng phương pháp xoáy rời rạc theo 2 cách:

Cách tiếp cận thứ nhất: Sử dụng phương pháp đối xứng gương, đây là một phương pháp kinh điển, được đề cập nhiều trong rất nhiều các tài liệu về lý thuyết xoáy của Belasherkovsky S. M [63],[64],[65]. Khi đó mỗi đoạn xoáy, khung xoáy mô phỏng cánh nâng và vết xoáy của nó sẽ được lấy đối xứng gương qua bề mặt giới hạn. Như trong hình 2.15 mô tả nguyên tắc lấy đối xứng gương của cánh nâng qua mặt giới hạn là mặt phẳng Oxy.



Hình 2.15. Nghiên cứu hiệu ứng mặt đất trên nguyên lý đối xứng gương

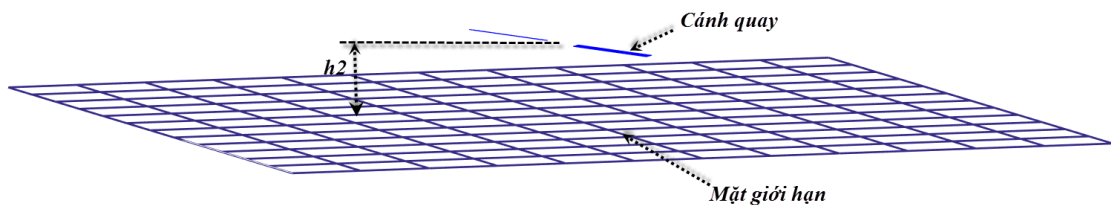
Với cách làm này, tham gia vào quá trình tính toán sẽ bao gồm cả hệ xoáy của cánh nâng thực và hệ xoáy của cánh nâng ảnh. Tuy nhiên cách tiếp cận sử dụng phương pháp đối xứng gương chỉ sử dụng được khi mặt giới hạn có hình dạng phẳng, và có chiều rộng vô hạn (mặt đất, mặt nước). Còn đối với các mặt

giới hạn có hình dạng phức tạp (gồ gề, lõm lõm) hoặc có kích thước hữu hạn nhất định thì cách tiếp cận này sẽ không thực hiện được.

Cách tiếp cận thứ hai: Hiện nay đang được dùng phổ biến hơn, khắc phục được các thiếu khuyết của cách thứ nhất, mô phỏng các bề mặt giới hạn bằng hệ thống các đoạn xoáy, hay khung xoáy giống như các cánh quay nâng [63]. Khi đó trên các bề mặt giới hạn cần bổ sung thêm các điểm kiểm tra, mà tại đó thỏa mãn điều kiện không chảy thâm. Với cách làm này có thể mô phỏng và xét ảnh hưởng được tất cả các bề mặt giới hạn có hình dạng từ đơn giản đến phức tạp, có kích thước từ nhỏ đến lớn. Tuy nhiên thực hiện theo cách thứ hai này sẽ làm tăng kích thước hệ phương trình cần giải, qua đó tăng khối lượng tính toán lên rất nhiều lần.

Ngày nay với sự phát triển của khoa học công nghệ, các máy tính có khả năng đảm nhiệm tính toán cho những khối công việc rất lớn, và đáp ứng yêu cầu mô phỏng số cho những bài toán phức tạp. Việc sử dụng cách thứ 2 như nói trên để giải các bài toán khí động có hiệu ứng mặt đất, khảo sát ảnh hưởng của các bề mặt giới hạn đang là xu thế tất yếu.

Mô hình CQ xét tới ảnh hưởng của hiệu ứng mặt đất sẽ có sự tham gia của hệ thống xoáy mô phỏng hình dạng của mặt giới hạn (hình 2.16).



Hình 2.16. Mô hình CQ - Mặt giới hạn

Ở đây tác giả luận án sử dụng cách tiếp cận thứ hai như phân tích ở trên để nghiên cứu ảnh hưởng của địa hình (mặt giới hạn) đến đặc trưng khí động của CQTT. Như vậy mặt giới hạn trong mô hình khảo sát sẽ được thay thế bởi hệ thống các khung xoáy liên kết tương ứng. Mặt giới hạn trong mô hình có vị

trí tương đối với CQ được xác định thông qua tham số khoảng cách  $h_2$ , tính từ mặt phẳng cánh quay đến mặt giới hạn và có diện tích  $S_{mgh}$ .

Bằng cách tiếp cận và xây dựng các ma trận hệ số một cách tương tự mô hình xoáy CQ – Thân TT, hệ phương trình tuyến tính xác định cường độ của các xoáy trong hệ khí động đa vật CQ - Mặt giới hạn như sau:

$$\begin{bmatrix} (A1)_{m \times m} & (C2)_{m \times L} \\ (C3)_{L \times m} & (C4)_{L \times L} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} (\Gamma^{CQ})_{m \times 1} \\ (\Gamma^{Mgh})_{L \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (B1)_{m \times 1} \\ (B3)_{L \times 1} \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Trong biểu thức (2.21) các ma trận  $C_i$  ( $i=2 \div 4$ ),  $\Gamma^{Mgh}$ ,  $B3$  được tính toán từ các phần tử xoáy mô phỏng mặt giới hạn. Chỉ số  $L$  thể hiện số lượng các phần tử xoáy thay thế cho kích thước của mặt giới hạn. Cách xác định các ma trận hệ số  $C_i$  được trình bày cụ thể trong Phụ lục 1.

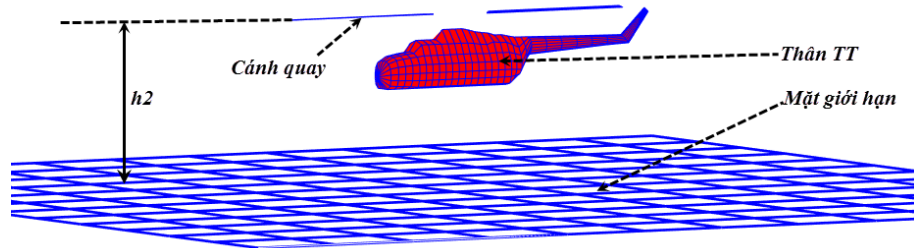
Đối với CQ có nhiều LCQ (số LCQ là  $k_{cq}$ ) thì các thành phần trong hệ (2.21) mô tả tác động cảm ứng của các xoáy trên CQ ( $A1$ ,  $B1$  và  $\Gamma^{CQ}$ ) sẽ được thay thế bởi các phần tử lấy tương ứng từ hệ phương trình (2.16).

Giải hệ phương trình (2.21), xác định được các lưu số tốc độ của các khung xoáy liên kết thay thế MGH và thay thế CQ. Để xác định các đặc trưng khí động của CQ như chênh áp, các lực khí động và hệ số khí động, vị trí các màn xoáy tự do sau LCQ,... sử dụng các biểu thức tính toán tương tự như trong mô hình xoáy CQ xây dựng ở mục 2.2.

#### **2.4.2. Xây dựng mô hình xoáy CQ – Thân TT - Mặt giới hạn**

Trong mục 2.4.1 tác giả luận án đã xây dựng mô hình tính toán ảnh hưởng của hiệu ứng mặt đất với TT chỉ có CQ. Tuy nhiên hiệu ứng mặt đất trong mô hình TT có cả CQ và thân có thể tạo ra sự khác biệt trong sự chuyển động của dòng khí bên dưới CQ, gây ảnh hưởng tới đặc trưng khí động của CQ. Trong mô hình TT có thân bên dưới CQ, khi TT bay gần MGH, dòng khí phản xạ từ

MGH ngoài việc tương tác với mặt phẳng quay của CQ, còn va đập với bề mặt thân TT, tạo ra hiệu ứng đệm khí khác so với mô hình TT chỉ có CQ.



Hình 2.17. Mô hình CQ – Thân TT – MGH

Trong mục này, trên cơ sở mô hình xoáy CQ – Thân TT đã xây dựng, tiến hành phát triển thành mô hình CQ – Thân – Mặt giới hạn để nghiên cứu khảo sát ảnh hưởng của hiệu ứng mặt đất, và ảnh hưởng của các tham số hình dạng địa hình đến đặc trưng khí động của CQTT khi hạ cánh. Mô hình CQ và Thân TT có kích thước hình học tương tự trong mục 2.3 của chương này, Thân TT đặt dưới CQ ở khoảng cách  $h=0.35R$  (hình 2.14). Khoảng cách từ mặt giới hạn (MGH) tới mặt phẳng quay của CQ kí hiệu là  $h_2$ .

Được phát triển và kết hợp từ hai mô hình xoáy CQ – Thân TT và mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn, do vậy hệ phương trình tuyến tính xác định lưu số tốc độ của các xoáy trong hệ khí động đa vật CQ – Thân - Mặt giới hạn được xây dựng tương tự biểu thức (2.20), (2.21). Theo đó các ma trận hệ số  $A_2$ ,  $A_3$ ,  $A_4$  và  $B_2$  được tính toán từ hệ xoáy trên thân TT và sự tương tác giữa hệ xoáy trên thân với các hệ xoáy trên CQ, trên MGH. Các ma trận hệ số  $C_i$  ( $i=1\div 5$ ) và  $B_3$  được xác định bởi hệ xoáy mô tả MGH và sự tương tác của nó với các hệ xoáy trên CQ, trên thân TT. Các ma trận ảnh hưởng  $\Gamma^{CQ}$ ,  $\Gamma^{Th}$ ,  $\Gamma^{Mgh}$  là lưu số tốc độ của các phần tử xoáy trên các hệ xoáy thay thế bề mặt CQ, bề mặt thân TT và bề mặt MGH. Cách xác định chi tiết các hệ số trong các ma trận được trình bày trong phụ lục 1.

$$\begin{bmatrix} (A1)_{m \times m} & (A2)_{m \times M} & (C2)_{m \times L} \\ (A3)_{M \times m} & (A4)_{M \times M} & (C1)_{M \times L} \\ (C3)_{L \times m} & (C5)_{L \times M} & (C4)_{L \times L} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} (\Gamma^{CQ})_{m \times 1} \\ (\Gamma^{Th})_{M \times 1} \\ (\Gamma^{Mgh})_{L \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (B1)_{m \times 1} \\ (B2)_{M \times 1} \\ (B3)_{L \times 1} \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Đối với CQ có nhiều LCQ (số LCQ là  $k_{cq}$ ) thì các thành phần trong hệ (2.22) mô tả tác động cảm ứng của các xoáy trên CQ ( $A1, B1$  và  $\Gamma^{CQ}$ ) sẽ được thay thế bởi các phần tử lấy tương ứng từ hệ phương trình (2.16).

Giải hệ phương trình (2.22), xác định được các lưu số tốc độ của các khung xoáy liên kết trên CQ, trên thân TT và các khung xoáy liên kết thay thế MGH. Để xác định các đặc trưng khí động của CQ như chênh áp, các lực khí động và hệ số khí động, vị trí các màn xoáy tự do sau LCQ,... sử dụng các biểu thức tính toán tương tự như trong mô hình xoáy CQ xây dựng ở mục 2.2.

## Kết luận chương 2

- Chương 2 trình bày khái quát nguyên lý hoạt động và các tham số khí động chính của trục thẳng. Trên cơ sở khối kiến thức về lý thuyết xoáy, tiến hành xây dựng mô hình xoáy CQ có một hay nhiều LCQ, xây dựng mô hình xoáy CQ có xét đến ảnh hưởng của thân trục thẳng dạng 3D và ảnh hưởng của mặt giới hạn. Phương pháp sử dụng để xây dựng mô hình là XRR với phần tử xoáy dạng khung tứ giác, có xét đến các hiệu ứng khuếch tán xoáy trong không gian.

- Mô hình xoáy CQ - Thân được xây dựng bằng phương pháp XRR khung xoáy kín, trên cơ sở mô hình xoáy CQ, phản ánh được sự tương tác cảm ứng qua lại giữa các LCQ trong CQ, giữa màn xoáy tự do với các LCQ, giữa CQ với thân và giữa các màn xoáy tự do với thân trục thẳng.

- Mô hình xoáy CQ – MGH và mô hình xoáy CQ – Thân – MGH được xây dựng với các mục đích khảo sát ảnh hưởng của mặt giới hạn tới ĐTKĐ của TT, đồng thời dùng để hỗ trợ kiểm chứng các mô hình toán đã xây dựng. Với cách tiếp cận xây dựng mô hình bằng phương pháp XRR khung xoáy kín như



trong luận án, có thể xây dựng được mô hình toán của một hệ khí động đa vật bất kỳ với nhiều thành phần, tương tự như hệ CQ – Thân – MGH.

- Qua việc mô phỏng hình dạng của thân trực thăng và của mặt giới hạn bằng các khung xoáy liên kết tứ giác và nghiên cứu xác định được tác động ảnh hưởng của các khung xoáy liên kết này đến khả năng tạo lực nâng của CQ, cho thấy rằng phương pháp XRR với khung xoáy kín hoàn toàn có thể dùng để nghiên cứu, mô phỏng dòng chảy bao vật thể 3D.

### **Chương 3. NGHIÊN CỨU KIỂM CHỨNG CÁC MÔ HÌNH TOÁN**

Trong chương 2 đã trình bày cơ sở lí thuyết và phương pháp xây dựng mô hình toán mô tả các vấn đề khoa học đặt ra trong luận án. Đây là nền tảng khoa học vững chắc, từ đó tạo ra được công cụ tính toán phục vụ các mục tiêu nghiên cứu trong luận án. Để sử dụng các mô hình toán học này cho các tính toán khảo sát vấn đề của luận án, việc kiểm chứng độ chính xác của mô hình toán học là cần thiết và có ý nghĩa quan trọng. Nội dung này được xác định là vấn đề trọng tâm mà chương 3 hướng tới giải quyết. Phương pháp kiểm chứng mà tác giả luận án lựa chọn là áp dụng tính toán với các bài toán riêng lẻ, ứng với các điều kiện hoạt động khác nhau của TT. Quá trình kiểm chứng độ chính xác được thực hiện qua việc so sánh kết quả tính toán với số liệu từ các công trình đã công bố trên các tạp chí khoa học uy tín, hoặc sử dụng phương pháp tính toán song song, qua đó khẳng định độ tin cậy của các mô hình và công cụ tính toán đã xây dựng.

#### **3.1. Phương pháp kiểm nghiệm kết quả của mô hình tính toán**

Trong lĩnh vực nghiên cứu khí động lực học, việc xây dựng các mô hình toán học để mô tả hoạt động của các KCB được rất nhiều các nhà khoa học trên thế giới thực hiện. Đồng thời cũng có nhiều phương pháp để kiểm chứng tính đúng đắn của các mô hình toán. Các phương pháp truyền thống được sử dụng tương đối phổ biến là phương pháp thực nghiệm hoặc bán thực nghiệm. Trong phương pháp thực nghiệm người ta tiến hành trực tiếp các thí nghiệm trên đối tượng nghiên cứu, đồng thời sử dụng hệ thống đo lường để thu các số liệu cần thiết. Từ số liệu đo trên đối tượng thực, đối chiếu kiểm tra với các dữ liệu có được từ mô hình tính toán lý thuyết. Bằng cách này có thể đánh giá được tính chính xác của mô hình toán đã xây dựng.

Phương pháp bán thực nghiệm cần xây dựng một mô hình có quy mô nhỏ hơn, đơn giản hơn mô hình thực song cần đáp ứng các yêu cầu tương đương

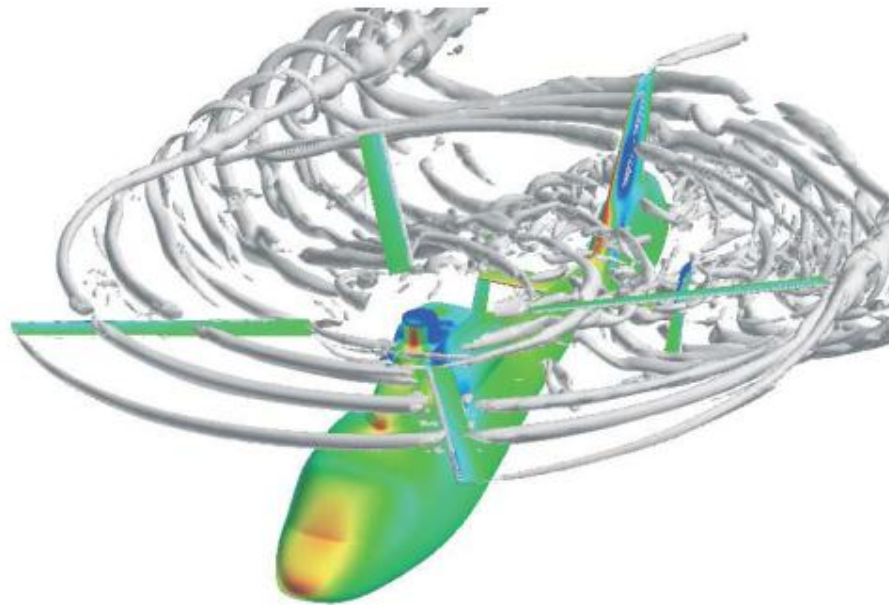
theo các chuẩn nhất định nào đó và tiến hành các thí nghiệm đo đạc tham số trên mô hình này (hình 3.1). Đối với lĩnh vực khí động lực học, mô hình thu nhỏ của KCB thực sẽ được đặt vào trong thiết bị ống khí động và sử dụng các thiết bị đo, theo một phương pháp đo xác định để lấy số liệu. Đối chiếu số liệu có được từ mô hình thu nhỏ với các kết quả từ mô hình tính toán lý thuyết, trên cơ sở đó đưa ra các đánh giá đối với mô hình toán học đã xây dựng. Các phương pháp truyền thống được rất nhiều các nhà khoa học trên thế giới sử dụng, tiêu biểu như trong các công trình [26],[33],[78],[90]...



Hình 3.1. Mô hình trực thăng Dauphine trong ống khí động [26]

Song song với phương pháp kiểm chứng kết quả truyền thống, ngày nay cùng với sự phát triển của khoa học công nghệ xuất hiện nhiều cách tiếp cận khác để kiểm chứng mô hình toán. Sử dụng phương pháp mô phỏng CFD là một trong số các cách tiếp cận hiện nay được nhiều khoa học ứng dụng (hình 3.2). CFD - Computational Fluid Dynamics: Đây là một lĩnh vực khoa học sử dụng phương pháp số kết hợp với công nghệ mô phỏng trên máy tính để giải quyết các bài toán liên quan đến đặc tính chuyển động, đặc tính lý hóa, đặc tính bền, đặc tính nhiệt động, đặc tính động học, đặc tính động lực học hay đặc tính

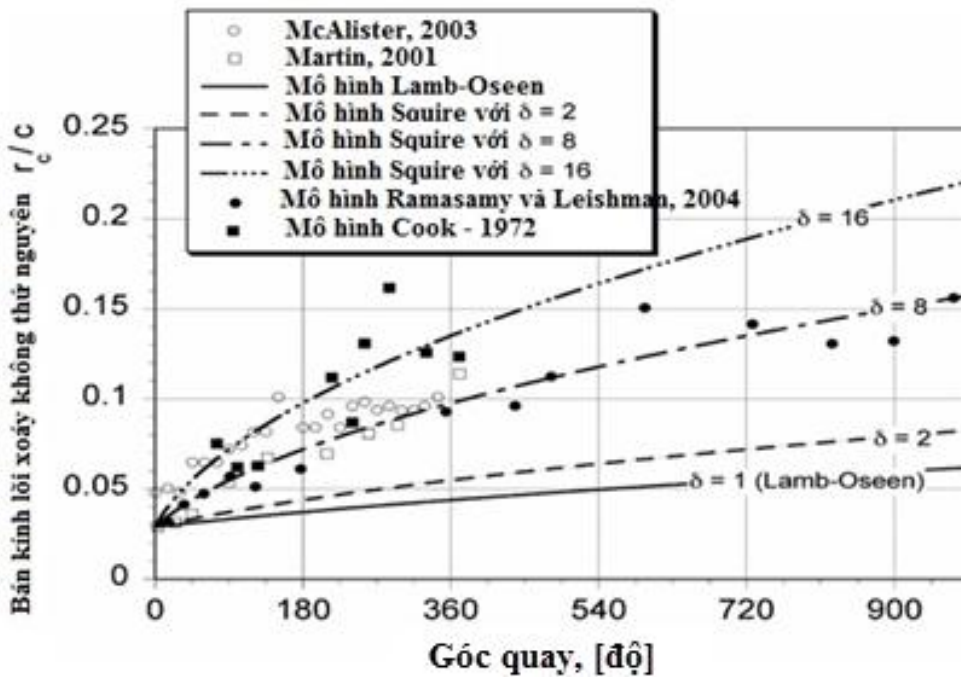
khí động lực học, đặc tính lực và mô men tương tác của môi trường. Việc áp dụng phương pháp kiểm chứng CFD phụ thuộc vào từng đối tượng và phạm vi cụ thể của từng vấn đề, từng lĩnh vực khoa học. Để kiểm chứng mô hình toán lý thuyết, CFD được dùng như một phương pháp “thực nghiệm ảo”, một cách tính khác, độc lập và khách quan để so sánh kết quả. Đây cũng là cách tiếp cận mà các tác giả của các công trình [32],[33],[34],[75]... sử dụng và ngày càng trở thành xu thế nghiên cứu hiện nay.



Hình 3.2. Mô phỏng màn xoáy sau CQ trực thăng bằng phương pháp CFD theo chuẩn Q [34]

Ngoài các phương pháp kể trên, một phương pháp kiểm chứng mô hình toán khác cũng được nhiều nhà khoa học áp dụng. Đó là so sánh đối chiếu kết quả tính toán từ mô hình lý thuyết muốn kiểm chứng với kết quả đạt được từ các công trình khoa học đã công bố trên các tạp chí khoa học uy tín trên thế giới. Một công trình nghiên cứu được công bố trên các tạp chí khoa học uy tín điều đó đồng nghĩa với việc nội dung khoa học trong công trình đó được cộng đồng các nhà khoa học kiểm chứng, chấp thuận, và thể hiện rằng mô hình toán trong công trình đó đảm bảo tính chính xác, khoa học. Khi một mô hình tính

toán lý thuyết mới được xây dựng mà kết quả tính toán từ đó có sự tương đồng với kết quả tính toán từ công trình đã được kiểm chứng, được chấp nhận (công trình đã công bố trên các tạp chí khoa học uy tín), thì cũng có thể kết luận về tính chính xác và độ tin cậy của mô hình tính toán lý thuyết muốn kiểm chứng (hình 3.3). Đây cũng là cách tiếp cận của nhiều nhà khoa Nga như Ignatkin U.M [74],[75],[76]..., Moshar P.I [87],[88],[89]..., và Sheglova V. M [92÷96].



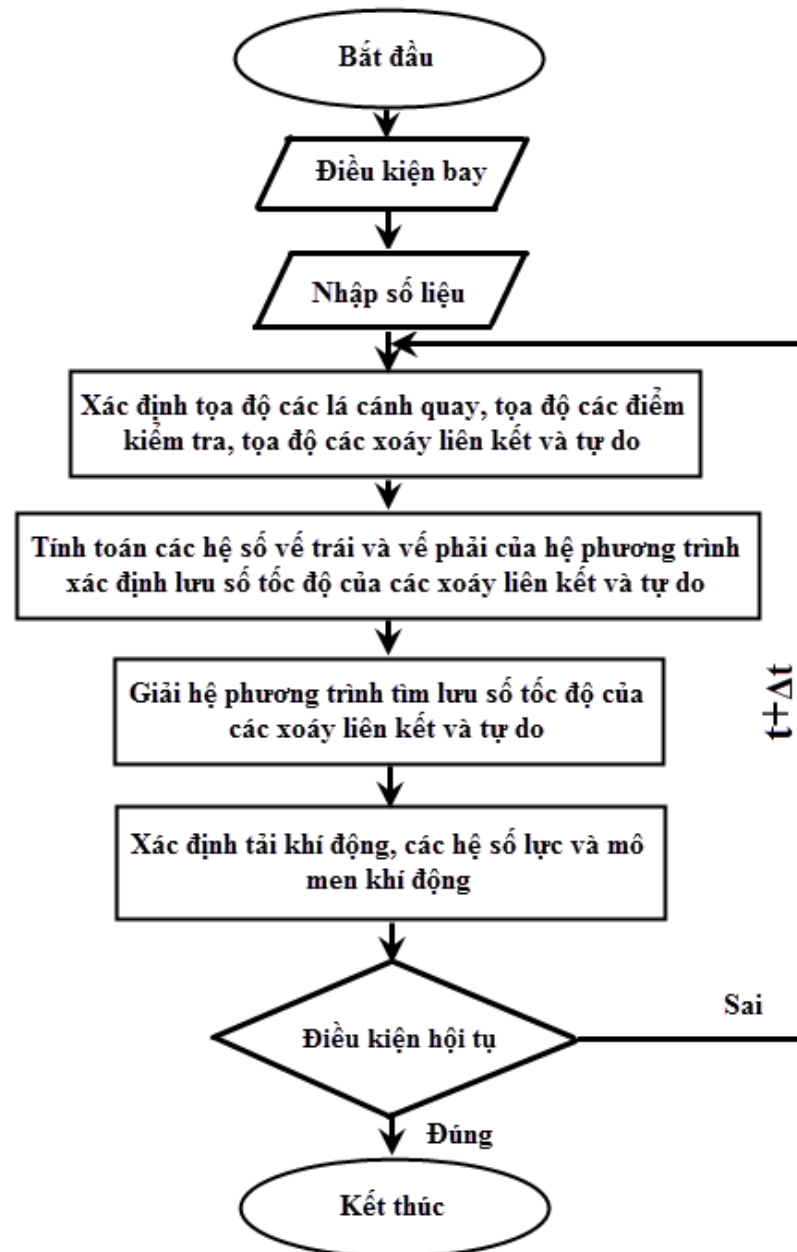
Hình 3.3 So sánh sự thay đổi bán kính lõi xoáy trong các mô hình khuếch tán xoáy [33]

Trên cơ sở nghiên cứu về xu hướng sử dụng phương pháp kiểm chứng mô hình toán học trên thế giới hiện nay và các điều kiện thực tiễn khác, trong luận án này, tác giả luận án định hướng sử dụng phương pháp CFD kết hợp với phương pháp so sánh đối chiếu với mô hình toán của các công trình đã được công bố trên tạp chí khoa học uy tín để kiểm chứng các mô hình toán xây dựng được trong chương 2. Mô hình xoáy cánh quay phi tuyến không dừng sau đây gọi là mô hình xoáy CQ và mô hình xoáy cánh quay phi tuyến không dừng xét đến ảnh hưởng của thân trục thẳng sau đây gọi là mô hình xoáy CQ – Thân.

### 3.2. Kiểm tra hội tụ mô hình toán

#### 3.2.1. Sơ đồ thuật toán mô hình xoáy CQ

Trên cơ sở lý thuyết XRR khung xoáy kín và mô hình toán xây dựng ở Chương 2, thực hiện viết chương trình tính toán khí động CQTT trên nền phần mềm Matlab 2016 với sơ đồ thuật toán chương trình như sau:



Hình 3.4. Sơ đồ thuật toán xác định các đặc trưng khí động CQ

Trong sơ đồ tính toán hình 3.4, khối lệnh “Điều kiện bay” bao gồm các lệnh nhập thông tin về vận tốc chuyển động của CQ, góc và hướng chuyển động, khai báo tham số vận tốc góc, các tham số điều kiện môi trường...;

Khối lệnh “Nhập số liệu” thực hiện các chức năng khai báo các tham số hình học của CQ như bán kính LCQ, số LCQ, góc lắp LCQ, dây cung LCQ, bán kính trục quay, số dải xoáy và số xoáy qui định theo sải và theo dây cung LCQ; Tiến hành định nghĩa thời gian tính toán thông qua việc khai báo số bước tính và giá trị thời gian trong mỗi bước tính. Trong khối lệnh này cũng thực hiện các công việc nhập dữ liệu tọa độ của các nút xoáy liên kết trên các LCQ, tọa độ các điểm kiểm tra, tọa độ véc tơ pháp tuyến đơn vị tại mỗi điểm kiểm tra của các khung xoáy liên kết ở bước thời gian tính trước đó.

Khối lệnh “Xác định tọa độ các lá cánh quay, tọa độ các điểm kiểm tra, tọa độ các xoáy liên kết và tự do” dùng để tính toán các tọa độ của các xoáy trên mỗi LCQ và trên các màn xoáy trong bước thời gian đang xét. Các điểm kiểm tra được xác định trên cơ sở các tọa độ xoáy liên kết đã biết.

Trên cơ sở các tọa độ xoáy liên kết và tự do, kết hợp với các tham số khai báo trong khối lệnh “Nhập số liệu”, quá trình tính toán các hệ số vế trái và vế phải của hệ phương trình cơ bản xác định lưu số tốc độ các xoáy được thể hiện trong khối lệnh “Tính toán các hệ số vế trái và vế phải của hệ phương trình xác định lưu số tốc độ của các xoáy tự do và liên kết”. Các hệ số của hệ phương trình được xác định dựa trên điều kiện biên về tính không chảy thấu của dòng tại mỗi điểm kiểm tra trên các bề mặt của các LCQ.

Khối lệnh “Giải hệ phương trình tìm lưu số tốc độ của các xoáy liên kết và tự do” tiến hành các bước giải hệ phương trình tuyến tính nhiều ẩn. Lưu số tốc độ của các xoáy tự do được xác định thông qua lưu số tốc độ của các xoáy liên kết đã biết nhờ điều kiện Traplughin – Zhukovsky - Kutta áp dụng tại mép sau mỗi LCQ, vị trí mà các màn xoáy tự do thoát ra.

Khối lệnh “Xác định tải khí động, các hệ số lực và mô men khí động” đóng vai trò tính toán các kết quả đầu ra cần thiết theo yêu cầu của từng bài toán. Biết được lưu số tốc độ của các xoáy, có thể tính toán được các đặc trưng khí động khác nhau của cánh quay, bao gồm cả việc tính toán trường tốc độ cảm ứng, mô phỏng các màn xoáy...

“Điều kiện hội tụ” được thực hiện thông qua tham số  $\Delta\varepsilon$  là tỉ số giữa hiệu của tham số khí động tính ở các bước thời gian liên kế và tham số khí động ở bước thời gian trước đó,  $\Delta\varepsilon = \frac{C_T^t - C_T^{t-1}}{C_T^{t-1}}$ . Trong các mô hình của luận án,

chương trình tính toán được cho là hội tụ khi  $\Delta\varepsilon < 0.001$ .

### 3.2.2. Kiểm tra hội tụ mô hình toán

Khi sử dụng phương pháp số để xây dựng mô hình tính toán cho một đối tượng nào đó trên cơ sở lý thuyết xoáy rời rạc thì việc khảo sát kiểm tra độ hội tụ của mô hình là một trong những nội dung quan trọng cần thực hiện. Đối với mô hình xoáy CQ, theo Belosherkovsky S. M [63], kiểm tra hội tụ mô hình được thực hiện trên cơ sở đánh giá mật độ chia lưới LCQ và đánh giá độ lớn bước thời gian tính toán. Và bằng các tính toán khảo sát với điều kiện cụ thể Belosherkovsky S. M đã chứng minh được rằng đối với mật độ lưới LCQ có số dải xoáy  $N \geq 8$  và số xoáy  $n \geq 4 \div 5$  ( $N, n$  như mô tả trên hình 2.7) thì mô hình xoáy CQ có sự hội tụ tốt. Sự hội tụ theo mật độ chia lưới không phụ thuộc nhiều vào số lượng LCQ trong mô hình CQ. Ngược lại đánh giá hội tụ theo độ lớn bước thời gian tính toán phụ thuộc số lượng LCQ trong mô hình CQ. Theo đó với mô hình CQ có 2 LCQ,  $\Delta\psi \leq 60^\circ$  ( $\Delta\psi$  là góc LCQ quay được sau 1 bước tính thời gian  $\Delta T$ ,  $\Delta\psi = \Delta T \cdot \omega$ ) sẽ cho sự hội tụ tốt. Tuy nhiên với mô hình CQ có 5 LCQ,  $\Delta\psi \leq 20^\circ$  mới có sự hội tụ tốt.

Trong mô hình xoáy CQ xây dựng trong luận án, số dải xoáy theo hướng chiều dài LCQ  $N=15$ , số xoáy theo hướng dây cung LCQ  $n=7$ . Độ lớn mỗi



bước thời gian tính toán áp dụng trong mô hình phụ thuộc từng trường hợp khảo sát và phụ thuộc vào số lượng LCQ trong mô hình,  $\Delta\psi \leq 12^\circ$ . Đồ thị hệ số lực kéo thu được từ mô hình xoáy CQ trong luận án đạt sự hội tụ sau 3÷4 vòng quay, tương ứng với từng trường hợp tính toán. Kết quả này tương đồng với các kết luận trong công trình của Belosherkovsky S. M [63].

Đối với mô hình xoáy CQ – Thân TT và mô hình xoáy CQ – Thân TT – Mặt giới hạn, sự có mặt của Thân TT hay Mặt giới hạn không làm thay đổi nhiều đặc tính hội tụ của chương trình tính toán. Đồ thị hệ số lực kéo CQ trong mô hình xoáy CQ – Thân TT và mô hình xoáy CQ – Thân TT – Mặt giới hạn cũng đạt hội tụ sau 3÷4 vòng quay tương tự như trong mô hình xoáy CQ.

### **3.3. Nghiên cứu kiểm chứng mô hình xoáy cánh quay**

Để kiểm chứng mô hình xoáy CQ đã xây dựng, tác giả luận án sử dụng các mô hình CQ đã được công bố trên các tạp chí khoa học uy tín để làm mẫu so sánh, kiểm chứng. Các mẫu mô hình CQ dùng để kiểm chứng đa dạng về kiểu loại CQ (khác nhau về số lượng LCQ, kích thước LCQ, tốc độ quay...) và khác nhau về điều kiện hoạt động (bay treo, bay hành tiến...).

#### **3.3.1. Kiểm chứng với mô hình CQ của Kritsky B.S**

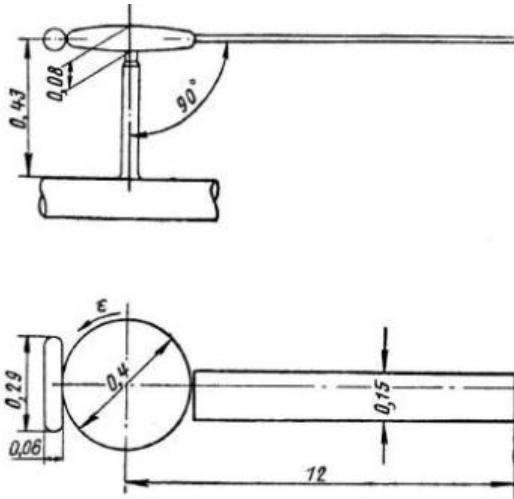
Trong công trình [78], Kritsky B.S xây dựng mô hình cánh quay có một lá cánh bằng phương pháp xoáy rời rạc, đồng thời sử dụng phương pháp thực nghiệm kết hợp với phần mềm mô phỏng số Ansys Fluent để so sánh kiểm chứng mô hình xoáy cánh quay. Công tác thực nghiệm, đo đạc tham số được thực hiện trên hệ thống ống khí động (ADT) T-105 của SAGI.

Mô hình xoáy CQ của Kritsky B.S [78] có các kích thước hình học của CQ và LCQ cụ thể được thể hiện trên bảng 3.1 và hình 3.5. Mô hình tính toán của Kritsky B.S chỉ có 01 LCQ, được khảo sát làm việc trong 2 chế độ, chế độ bay treo ( $U_0=0$ ) và trường hợp bay hành tiến với tốc độ bay  $U_0=11.5$  [m/s]. Kết

quả trích xuất chủ yếu được lấy tại 2 vị trí của LCQ ở các góc phương vị  $\psi=180^0$  và  $\psi=270^0$ .

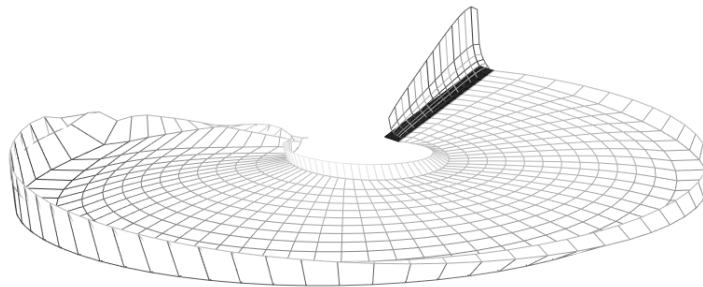
Bảng 3.1. Các tham số trong mô hình xoáy CQ của Kritsky B.S

Kích thước hình học	
Bán kính CQ, [m]	$R=1.2$
Dây cung LCQ, [m]	$b=0.15$
Góc lắp LCQ	$\varphi=8^0$
Điều kiện hoạt động	
Vận tốc góc quay, [rad/s]	$\omega=36.5$
Chế độ bay	a) Bay treo
	b) Bay hành tiến

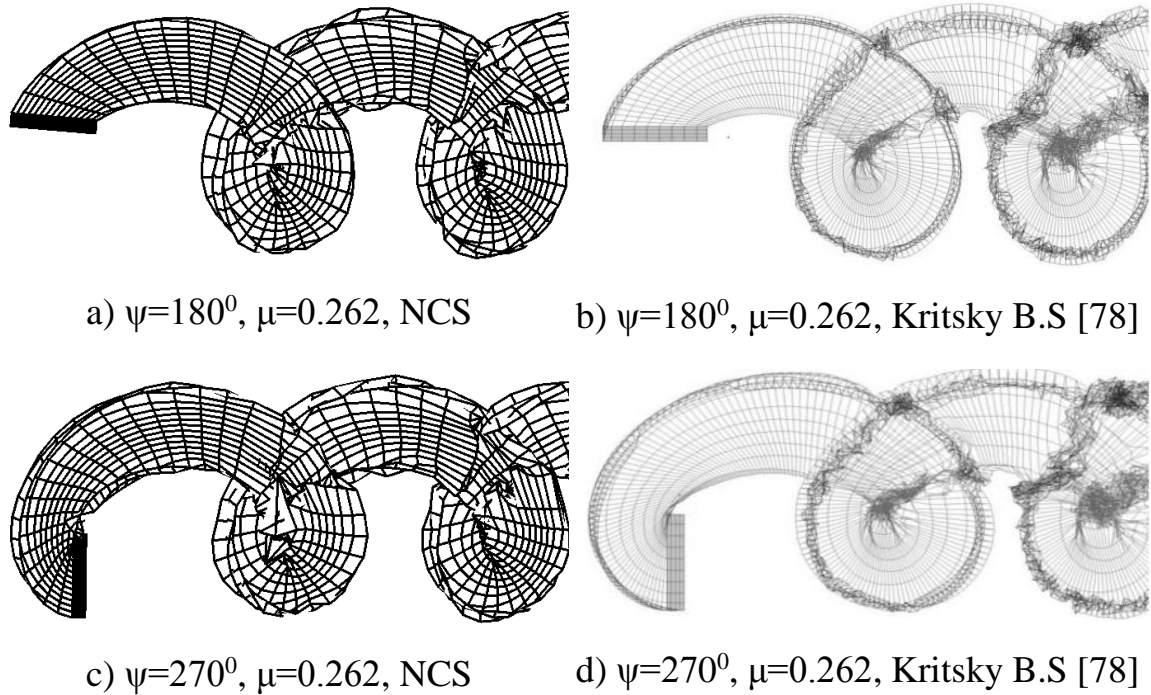


Hình 3.5. Mô hình cánh quay của Kritsky B.S

Thay thế các kích thước hình học và điều kiện tính toán như trong bảng 3.1 vào mô hình CQ của luận án, ta nhận được một số kết quả như sau:



Hình 3.6. Phân bố cường độ xoáy trên LCQ ở bước thời gian tính thứ 50 trong chế độ bay treo

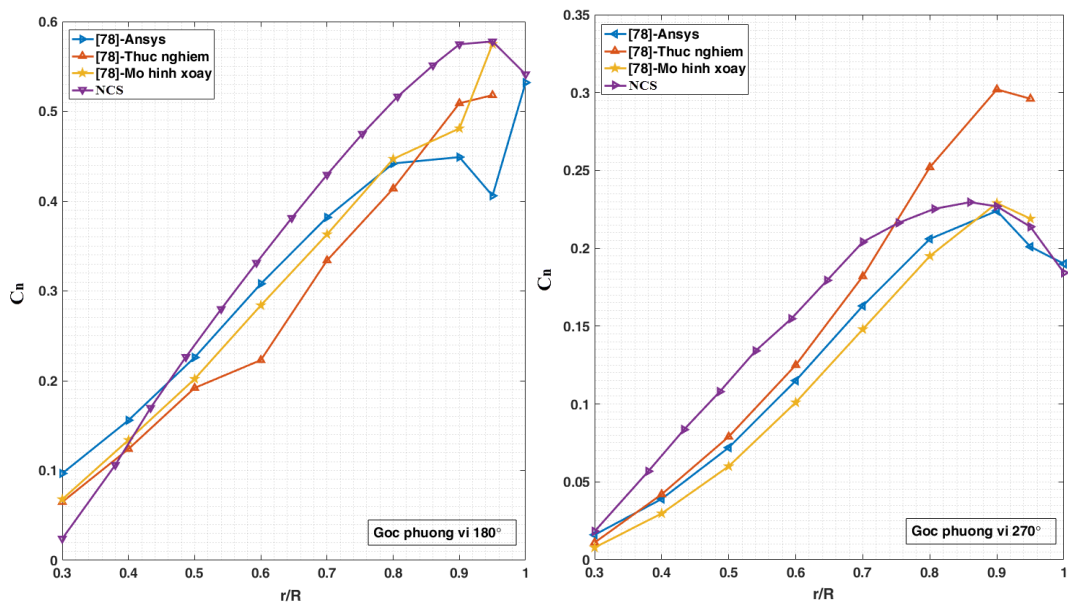


Hình 3.7. So sánh màn xoáy sau CQ từ mô hình xoáy CQ của lượn án và của Kritsky B.S [78]

Hình 3.7 thể hiện hình ảnh màn xoáy sau LCQ ở các vị trí góc phương vị là  $\psi=180^0$  (hình 3.7-a,b) và  $\psi=270^0$  (hình 3.7-c,d) tính từ mô hình xoáy CQ của lượn án và của Kritsky B.S [78]. Theo đó màn xoáy thu được sau cánh quay trong mô hình của lượn án khá tương đồng với hình ảnh màn xoáy từ mô hình của Kritsky B.S khi áp dụng cùng một bộ tham số đầu vào.

Giá trị các hệ số lực pháp tuyến  $C_n$  tính toán từ mô hình CQ của Kritsky B.S và của lượn án thể hiện trên hình 3.8. Trong công trình của Kritsky B.S, để kiểm chứng mô hình của mình, Kritsky B.S xây dựng phương pháp tính toán song song cho cùng một đối tượng (CQ có một LCQ) bằng 3 phương pháp khác nhau. Các phương pháp Kritsky B.S sử dụng để kiểm chứng mô hình bao gồm phương pháp CFD xây dựng mô hình trên phần mềm Ansys Fluent, phương pháp xây dựng mô hình thu nhỏ để thí nghiệm đo đạc trong ống thổi (ADT) T-105 của SAGI, và mô hình lý thuyết sử dụng phương pháp XRR. Các giá trị hệ số lực pháp tuyến theo chiều dài LCQ đạt được từ mô hình xoáy CQ của lượn án

và từ các mô hình của Kritsky B.S khá gần nhau. Cụ thể, hệ số lực pháp tuyến từ mô hình xoáy CQ của luận án có hình dạng biến thiên tương đồng với kết quả từ các mô hình tính toán bằng phương pháp xoáy và bằng phương pháp CFD Ansys fluent hơn là các kết quả thử nghiệm. Vùng sai lệch giá trị lớn nhất khoảng 10%, và nằm ở vị trí gần đầu mút cánh, có thể là do sự ảnh hưởng của hiện tượng xoáy đầu mút mà trong các mô hình lý thuyết và mô hình mô phỏng CFD không xét tới.



Hình 3.8. Phân bố hệ số lực pháp tuyến trên mặt cắt theo chiều dài lá cánh với hệ số vận tốc  $\mu=0.262$

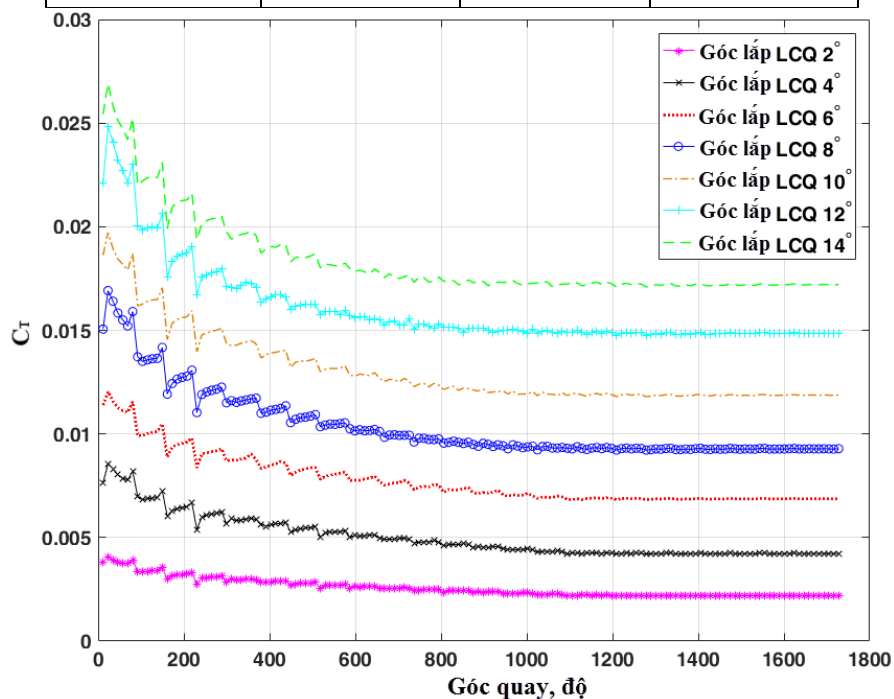
### 3.3.2. Kiểm chứng với mô hình CQ trong công trình của Moshar P.I [87] và Volodko A.M [67]

Kích thước hình học CQ trong công trình của Moshar P.I và Volodko A.M như sau: CQ có kích thước hình học phỏng theo cánh quay trực thăng Mi-8, bao gồm 5 LCQ có hình dạng chữ nhật với kích thước  $b \times R = 0.52 \times 10.6$ , [m], trong đó bán kính phần trục cánh quay  $R_{tr} = 0.25R$ . Vận tốc quay của CQ,  $\omega = 20.096$ , [rad/s]; góc lắp LCQ  $\varphi = [2^0, 4^0, 6^0, 8^0, 10^0, 12^0, 14^0]$  ở công trình của Moshar P.I, và  $\varphi = [3^0, 5^0, 7^0, 9^0, 11^0, 13^0]$  ở công trình của Volodko A.M

(Bảng 3.2). CQ hoạt động ở chế độ bay treo và có chiều quay ngược chiều kim đồng hồ (nhìn từ phía trên).

Bảng 3.2. Hệ số lực kéo theo góc lắp LCQ trong mô hình xoáy CQTT của Moshar P.I [87] và Volodko A.M [67]

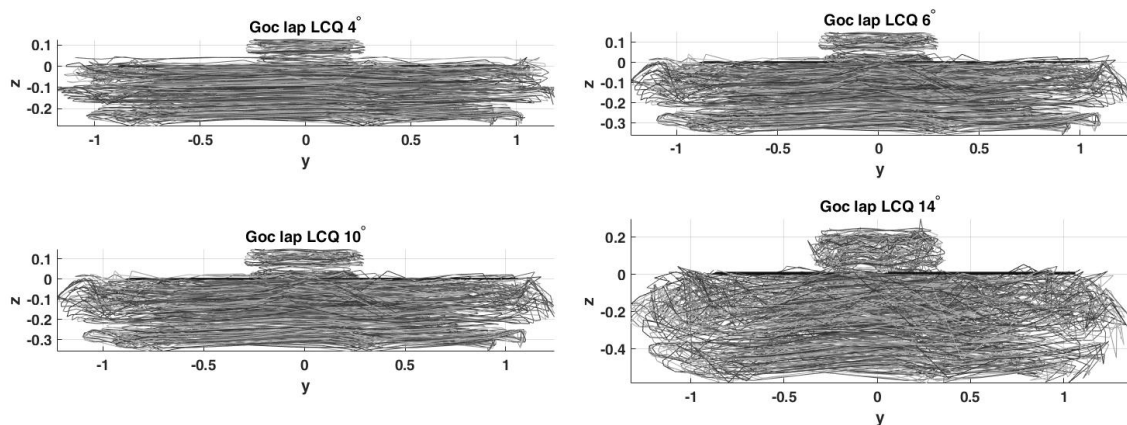
Moshar P.I [87]		Volodko A.M [67]	
$\varphi$ , [°]	T, [N]	$\varphi$ , [°]	T, [N]
2	19100	3	30880
4	41550	5	51650
6	65120	7	76900
8	88700	9	103300
10	110600	11	131930
12	133600	13	163370
14	158300		



Hình 3.9. Biến thiên hệ số lực kéo cánh CQTT theo góc lắp LCQ ở chế độ bay treo trong mô hình xoáy CQ của luận án

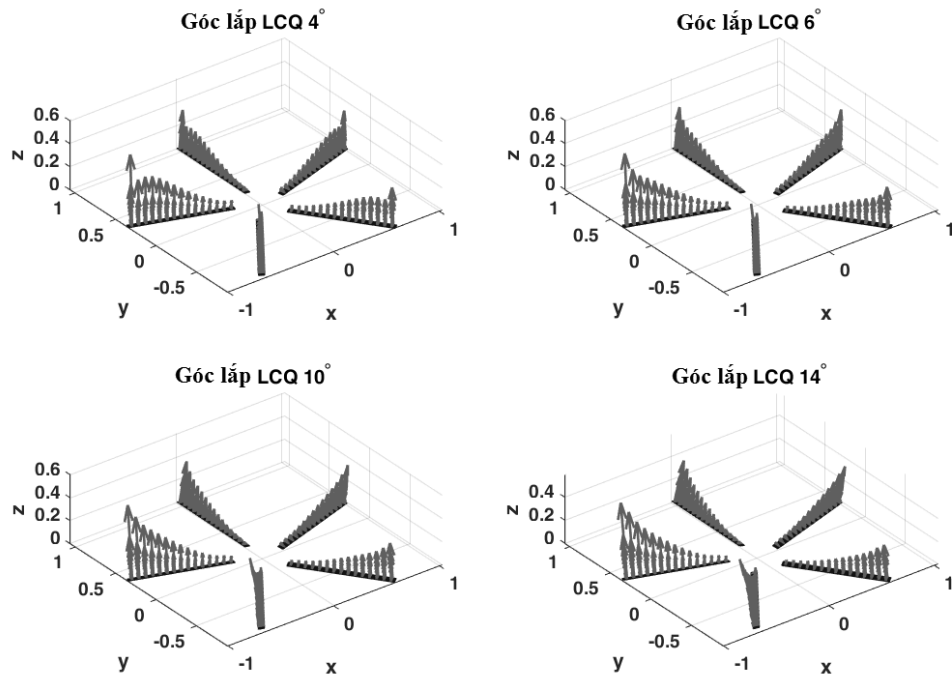
Với các thông số đầu vào tính toán như trên, sử dụng mô hình xoáy CQ đã xây dựng trong chương 2 của luận án, thu được kết quả thể hiện sự biến thiên của hệ số lực kéo CQ theo góc quay của LCQ ứng với các trường hợp góc lắp

LCQ khác nhau như trên hình 3.9. Theo đó thấy rằng hệ số lực kéo CQ tăng dần theo chiều tăng độ lớn của góc lắp LCQ. Các màn xoáy sau các LCQ có góc lắp lớn cũng có kích thước lớn hơn như thể hiện trên hình 3.10. Biểu diễn phân bố chênh áp trên các LCQ với các góc lắp khác nhau được thể hiện trên hình 3.11. Trong mỗi trường hợp của góc lắp và trên cùng một mặt cắt ngang LCQ, chênh áp phân bố tăng dần từ mép sau đến mép trước LCQ, và đạt các giá trị lớn nhất tại khu vực mép trước LCQ. Điều này phù hợp với kết luận trong các tài liệu về khí động trực thăng và phù hợp với kết quả của nhiều công trình [67], [87].

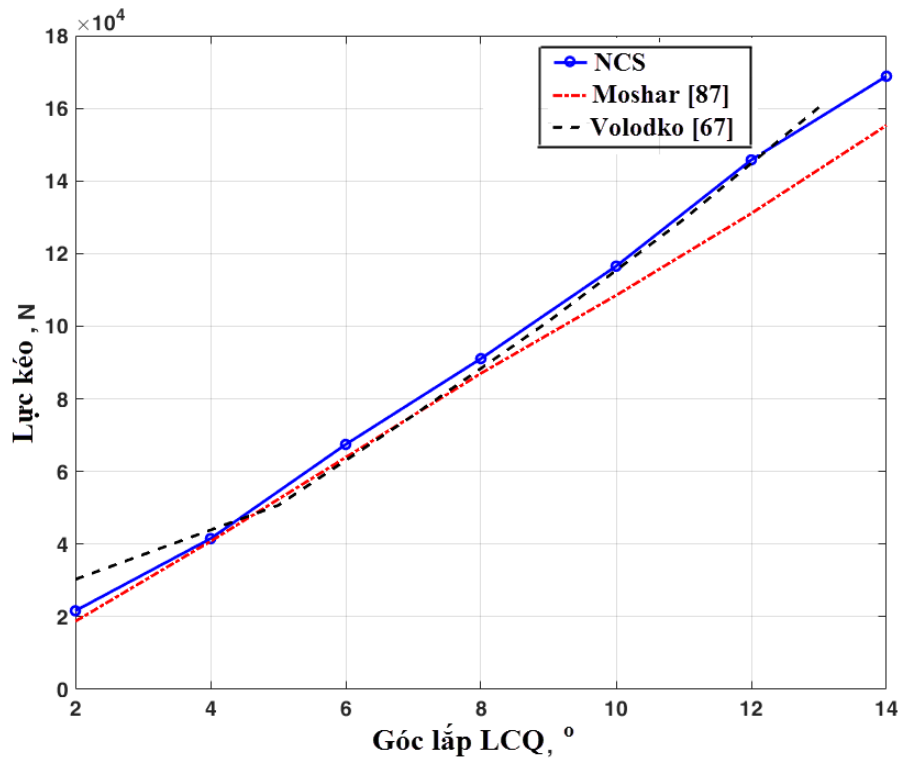


Hình 3.10. Màn xoáy sau các LCQ TT theo góc lắp ở chế độ bay treo

So sánh các kết quả tính toán giá trị lực kéo đạt được từ mô hình xoáy CQ của luận án với các số liệu lấy từ các công trình của Moshar P.I [87] và Volodko A.M [67] thể hiện qua các đồ thị trên hình 3.12. Các giá trị hệ số lực kéo trung bình theo các góc lắp khác nhau tính toán được từ các mô hình rất tương đồng về qui luật biến đổi và có giá trị gần nhau về mặt định lượng. Kết quả hệ số lực kéo trung bình tính từ mô hình xoáy CQ của luận án có sự tiệm cận gần hơn với mô hình xoáy CQ của Moshar P.I, bởi cùng được xây dựng trên cơ sở sử dụng lý thuyết xoáy rời rạc.



Hình 3.11. Phân bố chênh áp trên các LCQ TT theo góc lắp ở chế độ bay treo



Hình 3.12. Lực kéo CQTT theo góc lắp LCQ trong chế độ bay treo

### 3.3.3. Kiểm chứng với mô hình CQ của Juan D. Colmenares

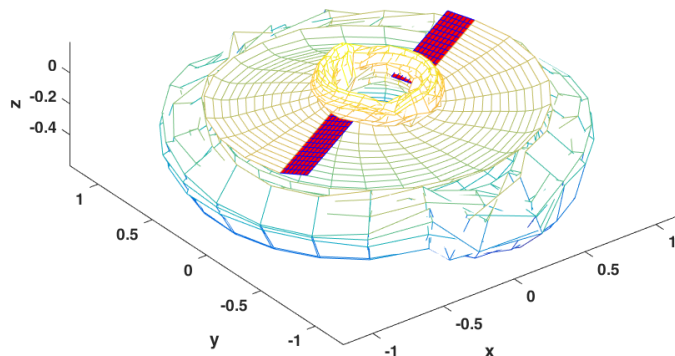
Trong công trình [28] công bố năm 2015, Juan D. Colmenares và các cộng sự đã xây dựng mô hình cánh quay bằng phương pháp xoáy rời rạc không dừng, tính toán được ảnh hưởng của hiệu ứng xoáy góc cánh tới các đặc tính nâng của CQ. Mô hình CQ của Juan D. Colmenares có 2 LCQ, có kích thước hình học và các điều kiện hoạt động thể hiện như trên bảng 3.3.

Bảng 3.3. Các tham số động hình học trong mô hình xoáy CQ của Juan D.Colmenares

<b>Kích thước hình học</b>	
Bán kính cánh quay, [m]	$R=1.143$
Dây cung LCQ, [m]	$b=0.1905$
Góc lắp LCQ	$\varphi=5^{\circ}, 8^{\circ}, 12^{\circ}$
<b>Điều kiện hoạt động</b>	
Vận tốc góc quay, [rad/s]	$\omega=180.33$
Chế độ bay	Bay treo

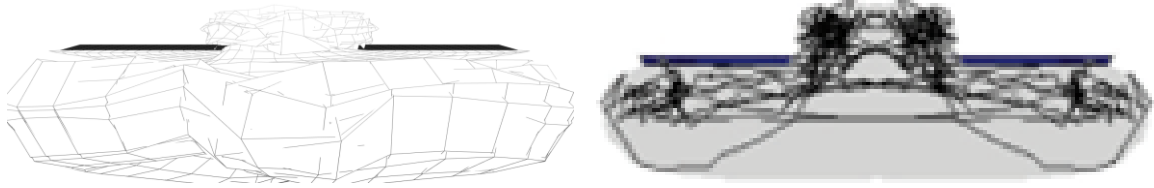
Thiết lập các thông số tính toán đầu vào như ở Bảng 3.3 cho chương trình tính toán viết dựa trên mô hình xoáy CQ của luận án, thu được các kết quả tính toán mô phỏng màn xoáy sau hệ thống LCQ và đồ thị biến thiên hệ số lực kéo CQ theo từng trường hợp.

Hình 3.13 và 3.14 thể hiện màn xoáy CQ sau khi quay được 3 vòng (hình 3.13) và 6 vòng (hình 3.14) được mô phỏng từ mô hình xoáy CQ trong luận án và mô hình CQ của Juan D. Colmenares. Ở cùng một điều kiện đầu vào tính toán, các màn xoáy mô phỏng được từ các mô hình có sự tương đồng về hình dạng và kích thước.



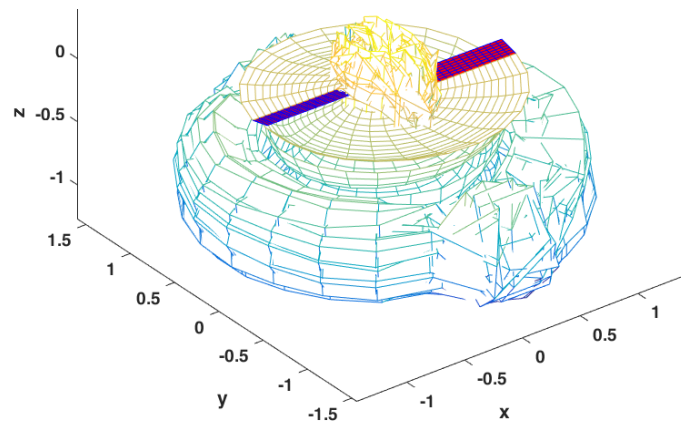


a) Màn xoáy trong không gian – mô hình xoáy CQ

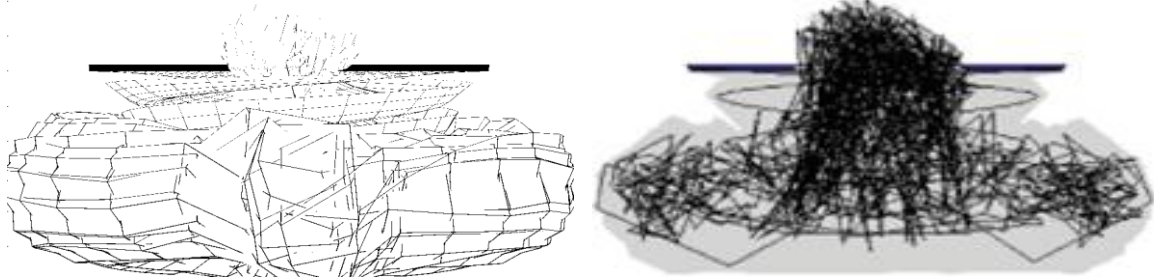


b) Hình chiếu cạnh màn xoáy – Mô hình xoáy CQ

c) Hình chiếu cạnh màn xoáy– Mô hình CQ của Juan D. Colmenares

Hình 3.13. Mô phỏng màn xoáy CQ sau 3 vòng quay, góc lấp LCQ=12<sup>0</sup>

a) Màn xoáy trong không gian– mô hình xoáy CQ



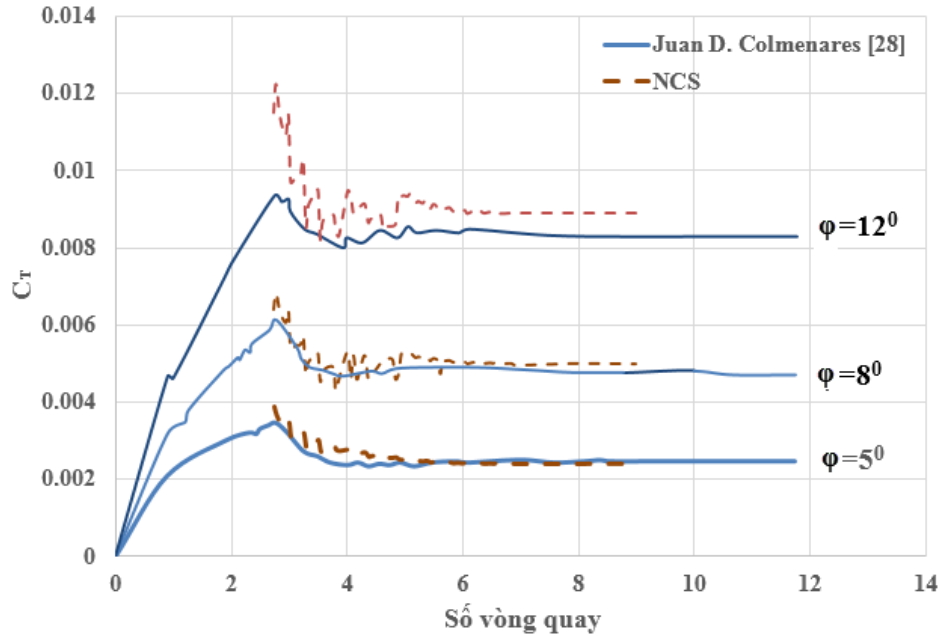
b) Hình chiếu cạnh màn xoáy – Mô hình xoáy CQ

c) Hình chiếu cạnh màn xoáy– Mô hình CQ của Juan D. Colmenares

Hình 3.14. Mô phỏng màn xoáy CQ sau 6 vòng quay, góc lấp LCQ=12<sup>0</sup>

Quá trình biến thiên hệ số lực kéo CQ được thể hiện như trên hình 3.15 ở các trường hợp góc lấp LCQ khác nhau. Kết quả được lấy tại thời điểm CQ quay được 6 vòng quay. Theo đó hệ số lực kéo tính toán bằng mô hình xoáy CQ xây dựng trong chương 2 của luận án và mô hình CQ của Juan D. Colmenares ở các góc lấp LCQ 5<sup>0</sup>, 8<sup>0</sup> và 12<sup>0</sup> cùng hội tụ về các giá trị gần nhau

như số liệu thể hiện trên bảng 3.4. Sai lệch hệ số lực kéo lớn nhất giữa hai mô hình ở trường hợp góc lắp LCQ  $12^0$  là 8.5%, nằm trong giới hạn cho phép.



Hình 3.15. Biến thiên hệ số lực kéo với các góc lắp LCQ khác nhau

Bảng 3.4. So sánh hệ số lực kéo CQ trung bình giữa các mô hình xoáy

Góc lắp LCQ	Hệ số lực kéo $C_T$		Sai lệch, %
	Mô hình xoáy CQ	Mô hình CQ của Juan D. Colmenares [28]	
$12^0$	0.0089	0.0082	8.5
$8^0$	0.0050	0.0048	4.1
$5^0$	0.0024	0.00245	2.1

Trong mô hình xoáy CQ của luận án, mỗi bước thời gian có giá trị bằng 0.001 s, tương ứng sau một bước thời gian, CQ quay được một góc  $10.3^0$ . Giá trị này đã được kiểm tra đảm bảo sự hội tụ cho chương trình tính toán như trình bày trong mục 3.2. Sự tương đồng về hình dạng màn xoáy CQ và sự phù hợp của các giá trị hệ số lực kéo tính từ các mô hình ở các trường hợp góc lắp LCQ khác nhau là cơ sở khoa học chứng minh độ tin cậy và tính chính xác của mô hình xoáy CQ đã xây dựng ở chương 2.

### **3.4. Kiểm chứng mô hình xoáy CQ – Thân**

Mô hình xoáy CQ – Thân TT được phát triển trên cơ sở mô hình xoáy CQ, là mô hình xét tương tác khí động bằng phương pháp xoáy, chưa có mô hình toán nào tương tự đã công bố để so sánh trực tiếp. Do vậy ở đây tác giả luận án sử dụng phương pháp “so sánh kép” để tiến hành kiểm chứng mô hình xoáy CQ – Thân. Phương pháp “so sánh kép” được thực hiện qua 2 bước:

Bước 1: Kiểm chứng cách tiếp cận xây dựng mô hình xoáy CQ - Thân. Xây dựng một mô hình độc lập (mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn xây dựng ở mục 2.4 – chương 2) đã được nhiều nhà khoa học nghiên cứu công bố. Mô hình này sử dụng cách tiếp cận và nguyên lý xây dựng tương tự mô hình xoáy CQ – Thân TT, nghĩa là hệ xoáy liên kết trên bề mặt Thân TT được thay thế bằng hệ xoáy liên kết mô tả bề mặt mặt giới hạn. Khi mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn được kiểm chứng độ tin cậy, đây chính là cơ sở để kết luận về tính đúng đắn của cách tiếp cận xây dựng mô hình xoáy CQ – Thân.

Bước 2: Kiểm chứng kết quả tính toán trực tiếp từ mô hình xoáy CQ – Thân với kết quả tính toán từ mô hình được xây dựng bằng phương pháp tính toán song song. Ở đây tác giả luận án xây dựng mô hình CQ – Thân có kích thước tương đồng và sử dụng phương pháp “thổi ảo” CFD trên phần mềm Ansys fluent để tính toán so sánh.

#### ***3.4.1. Bước 1: Kiểm chứng mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn***

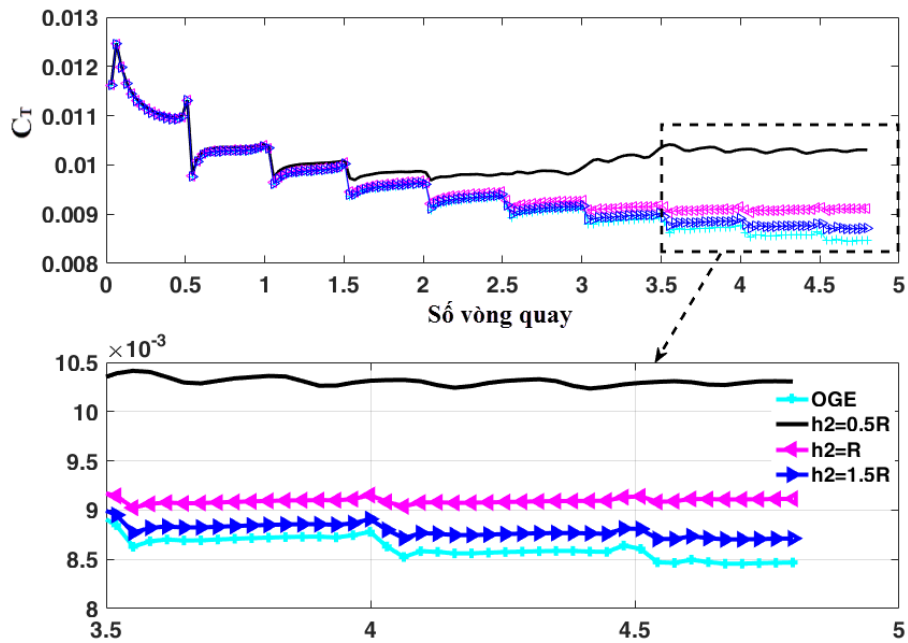
Như đã nói ở trên, mô hình toán của hệ CQ – Mặt giới hạn xây dựng được trong chương 2 có cách tiếp cận tương tự mô hình toán của hệ CQ – Thân TT. Trong mục này, tác giả luận án tiến hành kiểm chứng mô hình toán CQ – Mặt giới hạn để làm cơ sở kết luận về cách tiếp cận xây dựng mô hình của hệ CQ – Thân TT.

CQ trong mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn dùng để tính toán so sánh có các kích thước hình học cơ bản như trong Bảng 3.5.

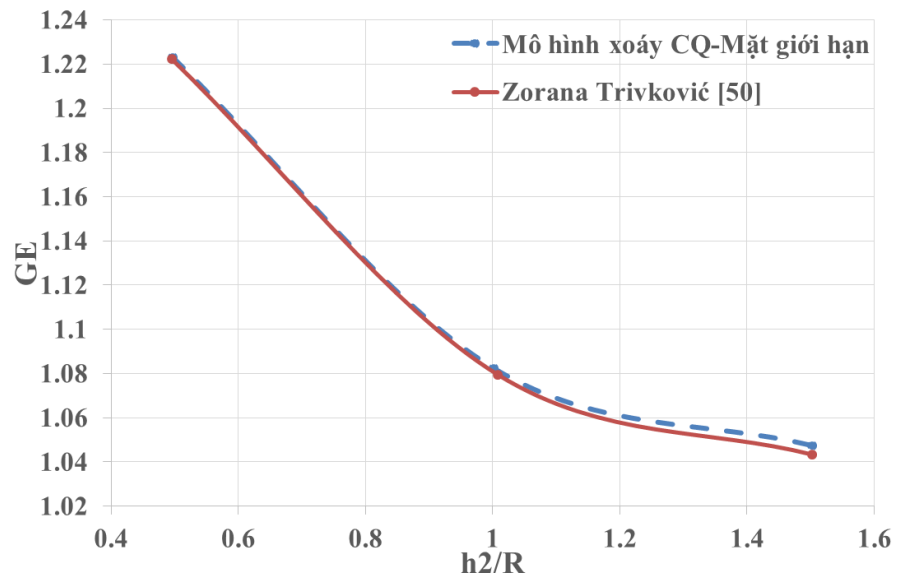
Bảng 3.5. Các tham số động hình học của CQ

<b>Kích thước hình học</b>	
Bán kính cánh quay, [m]	$R=10.6$
Dây cung LCQ, [m]	$b=0.5$
Góc lắp LCQ	$\varphi=12^0$
Số LCQ	$k_{cq}=2$
Bán kính trục quay	$R_{tr}=0.25R$
<b>Điều kiện hoạt động</b>	
Vận tốc góc quay, [rad/s]	$\omega=20.1$
Chế độ bay	Bay treo
Bước thời gian	$\Delta t=0.01s$

Mặt giới hạn trong mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn có kích thước cơ bản là  $S_{mgh} = 12R \times 12R$ , được thay thế bởi  $25 \times 25$  khung xoáy liên kết. Khoảng cách  $h_2$  từ mặt phẳng quay của CQ tới mặt giới hạn lần lượt là  $0.5R$ ,  $R$  và  $1.5R$  (hình 2.16). Sau khi viết chương trình tính toán trên cơ sở mô hình CQ – Mặt giới hạn đã xây dựng, kết quả tính toán từ chương trình tính thu được sự biến thiên hệ số lực kéo của CQ theo vòng quay thể hiện trên hình 3.16. Theo đó trường hợp TT không nằm trong vùng có hiệu ứng mặt đất (Out ground effect/OGE), giá trị hệ số lực kéo hội tụ về giá trị trung bình  $C_{TOGE}=0.0085$ , tuy nhiên khi TT trong vùng có hiệu ứng mặt đất (In ground effect/IGE) và ứng với các khoảng cách  $h_2=0.5R$ ,  $h_2=R$  và  $h_2=1.5R$  thì các giá trị của hệ số lực kéo hội tụ về các giá trị trung bình lần lượt là  $C_{TIGE_{0.5R}}=0.0104$ ,  $C_{TIGE_R}=0.0092$  và  $C_{TIGE_{1.5R}}=0.0089$ . Gọi GE là tỉ số tăng hệ số lực kéo giữa trường hợp TT bay trong vùng có hiệu ứng mặt đất và không có hiệu ứng mặt đất,  $GE = C_{TIGE}/C_{TOGE}$ , thì ứng với dải khoảng cách  $h_2=0.5R$ ,  $h_2=R$  và  $h_2=1.5R$  ta có các giá trị  $GE = 1.22$ ,  $GE = 1.082$  và  $GE = 1.047$  như trên hình 3.17.



Hình 3.16. Biến thiên hệ số lực kéo của CQ theo thời gian với hiệu ứng mặt đất ở các độ cao khác nhau



Hình 3.17. Tỷ số tăng hệ số lực kéo khi có hiệu ứng mặt đất theo độ lớn khoảng cách  $h_2/R$

Các kết quả tính toán cho thấy khi TT hạ cánh từ độ cao  $h_2=2R$  đến mặt đất, càng xuống thấp thì hiệu ứng mặt đất càng tác động mạnh, nghĩa là mức

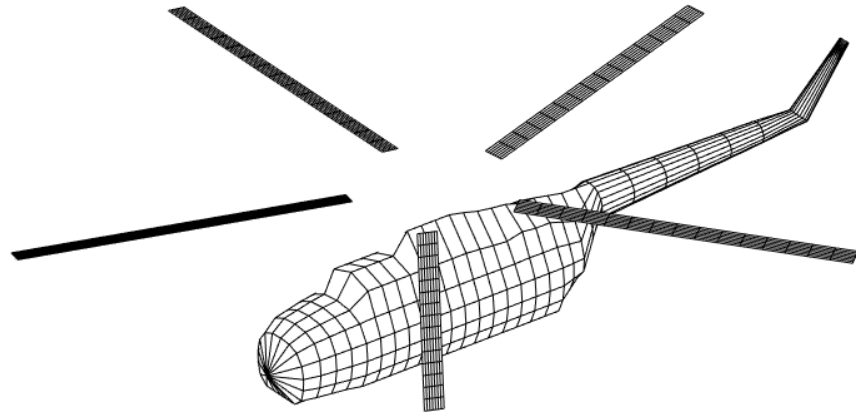
bù thêm lực kéo của CQ TT do ảnh hưởng của hiệu ứng mặt đất càng tăng. Cụ thể, khi CQTT hoạt động bay treo gần mặt giới hạn:

- Ở khoảng cách  $h_2=0.5R$ , hệ số lực kéo CQ tăng thêm 22%;
- Ở khoảng cách  $h_2=R$ , hệ số lực kéo CQ tăng thêm 8.2%;
- Ở khoảng cách  $h_2=1.5R$ , hệ số lực kéo CQ tăng thêm 4.7%;

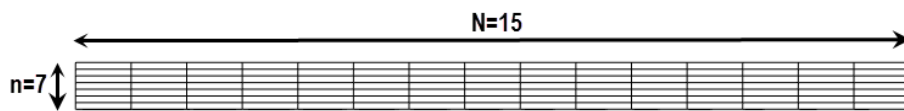
So sánh kết quả của mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn với kết quả từ mô hình toán trong công trình của Zorana Trivković [50] (hình 3.17) cho thấy sự tương đồng giữa hai mô hình. Điều này cho thấy kết quả tính toán từ mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn có độ tin cậy và độ chính xác cao. Đây chính là cơ sở khoa học quan trọng kết luận về tính đúng đắn của cách tiếp cận xây dựng mô hình xoáy CQ – Thân ở chương 2.

### ***3.4.2. Bước 2: Kiểm chứng mô hình xoáy CQ – Thân bằng cách so sánh với mô hình mô phỏng CFD***

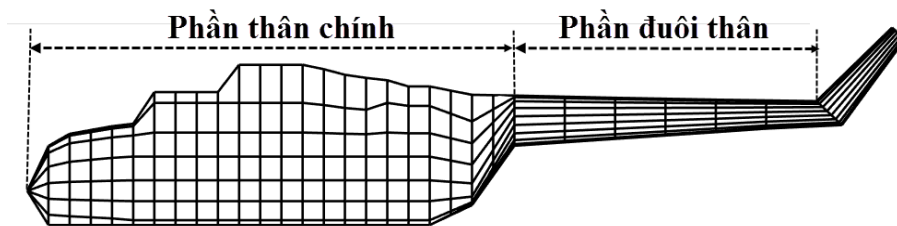
**Mô hình xoáy CQ – Thân:** Các kích thước hình học và tham số làm việc của mô hình CQ – Thân được lấy dựa trên cơ sở các số liệu trong bảng 3.6, và thể hiện trên hình 3.18. CQ trong mô hình CQ – Thân bao gồm 5 LCQ ( $k_{cq}=5$ ), mỗi LCQ được chia lưới khung xoáy theo dây cung 7 xoáy ( $n=7$ ), chia theo chiều dài LCQ là 15 dải xoáy ( $N=15$ ) (hình 3.19). Thân TT có hình dạng giọt nước phổ biến của nhiều loại TT hiện nay, bề mặt thân TT được chia lưới và thay thế bởi 540 khung xoáy (30 khung xoáy theo chiều dọc và 18 xoáy theo chiều ngang), hình 3.20. Số lượng khung xoáy thay thế CQ và thân TT được lấy căn cứ trên cơ sở khảo sát khả năng hội tụ của mô hình và khả năng giảm thiểu tài nguyên tính toán. Như vậy tổng số phần tử xoáy sử dụng để mô phỏng biên dạng hình học của CQ và Thân trực thăng trong mô hình xoáy CQ – Thân 1065 phần tử.



Hình 3.18. Mô hình CQ – Thân

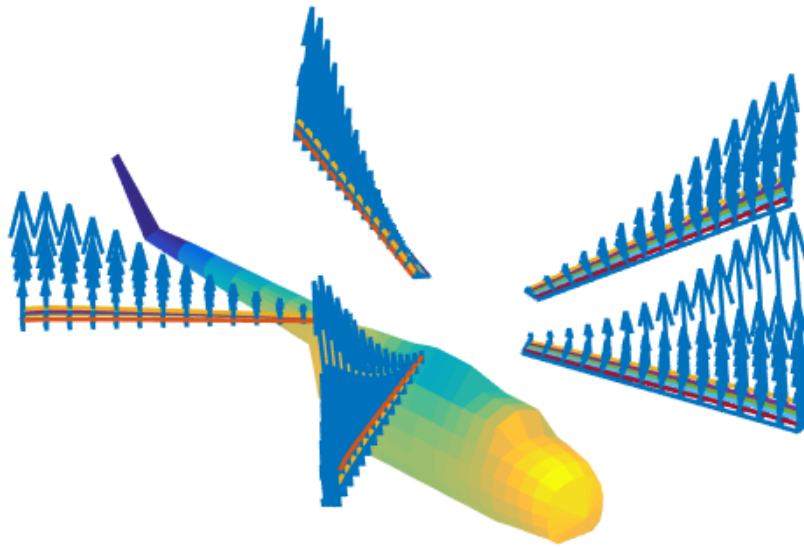


Hình 3.19. Chia lưới LCQ



Hình 3.20. Phân bố lưới khung xoáy mô hình Thân TT

Sau khi thiết lập các điều kiện bay, viết chương trình tính toán trên nền phần mềm Matlab 2016 theo mô hình xoáy CQ – Thân đã xây dựng, thu được các kết quả mô phỏng các đặc trưng khí động của CQTT có xét đến ảnh hưởng cảm ứng từ thân TT như trên các hình 3.21, hình 3.22. Các kết quả tính đoán được lấy ở bước tính thứ 100, tương ứng CQ quay được 3.2 vòng.

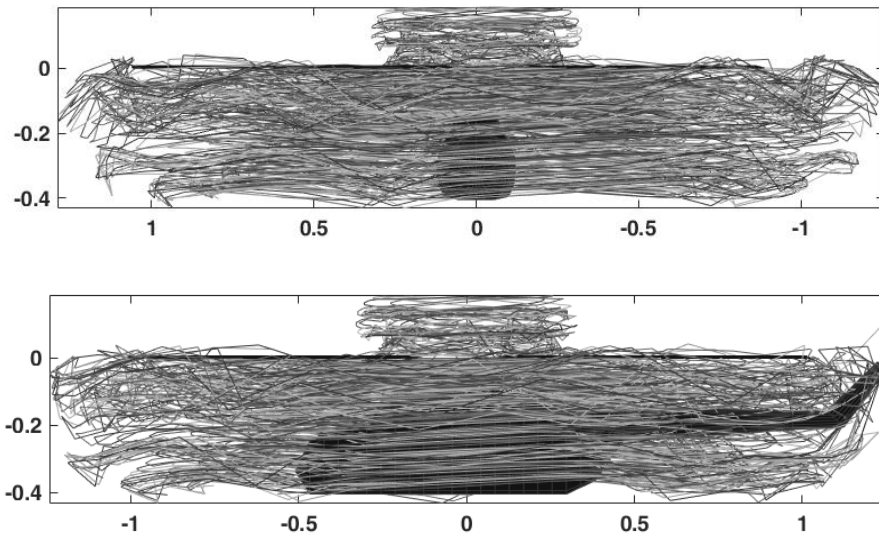


Hình 3.21. Mô phỏng phân bố cường độ xoáy trên Thân TT và phân bố chênh áp trên CQ ở chế độ bay treo

Trên hình 3.21 mô phỏng phân bố cường độ xoáy trên bề mặt thân trực thăng và phân bố chênh áp (biểu đồ mũi tên) trên các LCQ. Theo đó ta thấy rằng cường độ xoáy có độ lớn tập trung ở phần đầu thân trực thăng và 2 bên sườn phần nối giữa thân chính với trục đuôi của thân. Phần chóp đuôi thân và phần đỉnh thân chính có cường độ xoáy nhỏ hơn do không nằm trực tiếp dưới dòng chảy bao thổi từ CQ. Chênh áp trên các LCQ có độ lớn khác nhau theo chiều dài mỗi LCQ. Giá trị chênh áp lớn nhất đạt được tại vị trí mép trước phần đầu mút của LCQ.

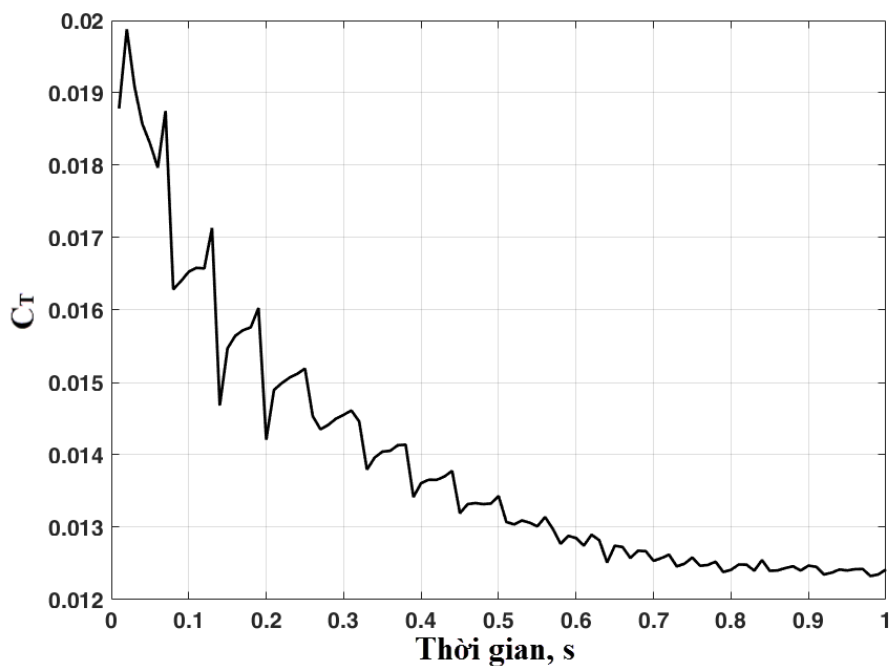
Hình 3.22 thể hiện sự hình thành màn xoáy sau mỗi LCQ ở bước tính thứ 100 (tương ứng với 1 s thời gian). Hình ảnh mô phỏng cho thấy màn xoáy sau khi thoát ra từ mép sau mỗi LCQ, có xu hướng dịch chuyển xuống phía dưới và hình thành các cuộn xoáy ở phía các đầu mút LCQ. Ở khu vực góc các LCQ các phần tử xoáy bị hút lên tạo thành ống xoáy tại trung tâm CQ.





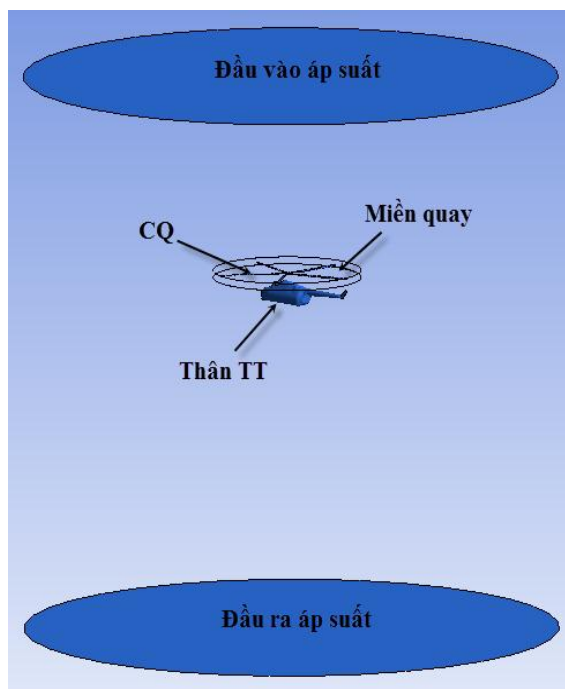
Hình 3.22. Màn xoáy sau CQ tại bước tính thứ 100 ở chế độ bay treo

Biến thiên hệ số lực kéo của CQ trong mô hình xoáy CQ – Thân được thể hiện trên đồ thị của hình 3.23. Giá trị hệ số lực kéo CQ có xu hướng hội tụ dần theo chiều tăng góc quay của CQ (góc quay tăng dần).



Hình 3.23. Biến thiên hệ số lực kéo CQ trong mô hình xoáy CQ – Thân sau 100 bước tính (tương ứng 1 s thời gian)

**Mô hình CQ – Thân trong Ansys-Fluent:** Song song việc nghiên cứu dòng chảy qua hệ khí động CQ - Thân TT bằng phương pháp XRR phi tuyến không dừng với phần tử xoáy dạng khung kín ở trên, trong luận án đồng thời sử dụng phương pháp CFD, xây dựng mô hình mô phỏng hệ liên hợp CQ - Thân bằng phần mềm Ansys - Fluent như một cách tính khác để so sánh, kiểm chứng. Mô hình 3D của CQ và Thân TT được xây dựng bằng phương pháp CFD có kích thước hình học tương đồng với mô hình xoáy CQ - Thân TT. Các tham số hình học cụ thể được lấy từ số liệu có trong bảng 3.6. Đối với phương pháp phân tích CFD, vật thể được đặt trong một không gian môi trường liên tục gọi là miền tính toán, đây là nơi sẽ áp dụng các điều kiện biên phục vụ cho quá trình tính toán và biểu diễn kết quả. Ở đây bài toán chỉ tập trung tính toán trường hợp bay treo do vậy miền tính toán được xây dựng có dạng hình trụ với các kích thước cụ thể như trên hình 3.24.



Hình 3.24. Điều kiện biên của mô hình CQ – Thân TT ở chế độ bay treo

Bên cạnh miền tính toán, để thể hiện chuyển động quay của CQ, domain quay (miền quay) được xây dựng bao bên ngoài CQ và không cắt các phần kết

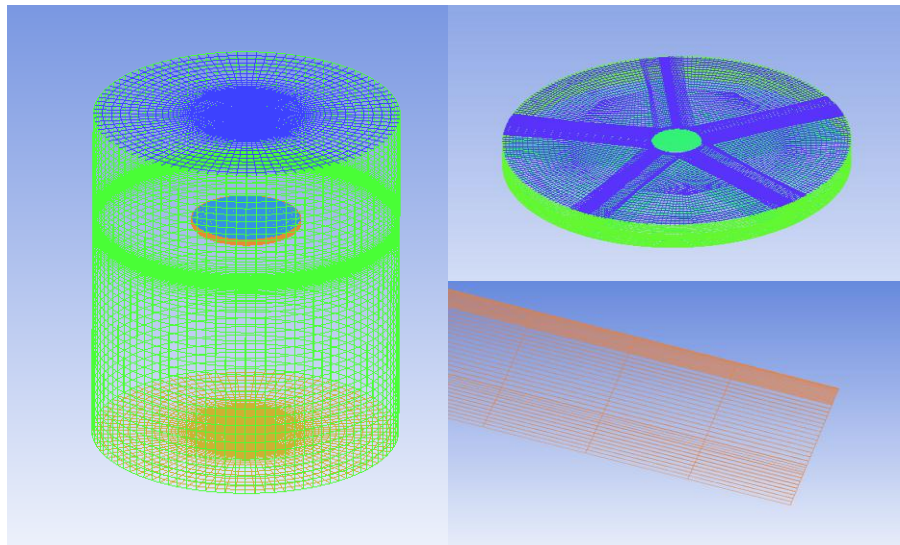
cấu của thân TT. Tham số kích thước đường kính và độ dày của domain quay có ảnh hưởng rất lớn đối với kết quả tính toán ĐTKĐ của CQ. Bằng phương pháp khảo sát nhiều trường hợp, thu được bộ thông số kích thước hình học các domain trình bày trong bảng 3.6.

Bảng 3.6 Các tham số hình học của mô hình CQ

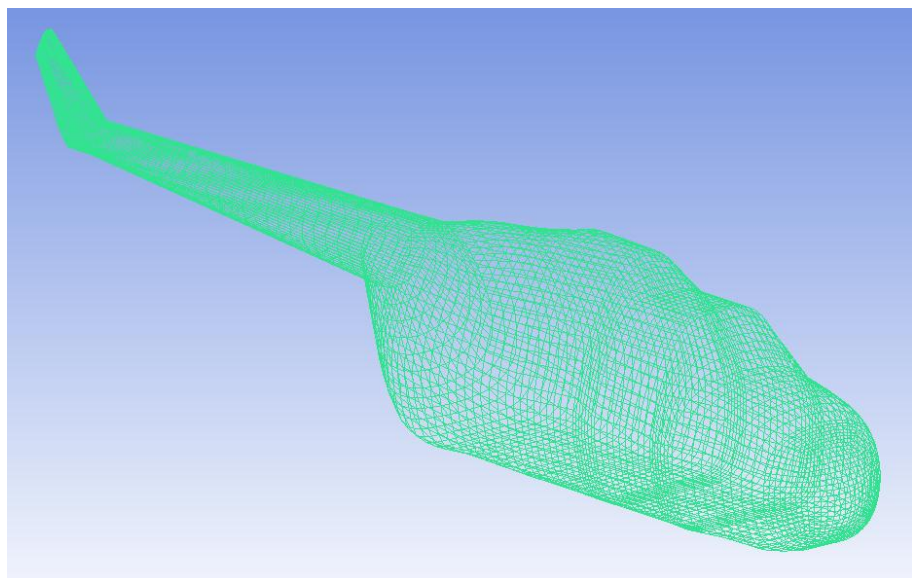
Diện tích CQ, [m <sup>2</sup> ]	$S = 355.7$
Đường kính CQ, [m]	$D = 21.29$
Số LCQ	$k_{cq} = 5$
Tiết diện ngang LCQ	NACA 23012M
Dây cung LCQ, [m]	$b = 0.52$
Góc lắp LCQ	$10^0$
Vận tốc góc CQ, [rad/s]	$\omega = 20.094$
Hệ số điền đầy CQ	$\sigma = 0.0777$
Domain quay: - Đường kính, [m]: - Chiều cao, [m]:	23.32 0.6
Domain tính toán: - Đường kính, [m]: - Chiều cao, [m]:	50 70

Domain được xây dựng trong môi trường ANSYS Workbench 16.1, việc chia lưới mô hình và vùng không gian tính toán thực hiện trên gói công cụ ANSYS ICEM CFD 16.1. Theo đó các đối tượng tính toán sẽ được chia nhỏ thành các phần tử khác nhau với các thành biên như Inlet, Outlet, Wall... Hình ảnh chia lưới mô hình CQ và Thân TT được thể hiện như trên hình 3.25, hình 3.26. Phần thân TT được phân tách thành các khu vực, và tiến hành chia lưới cấu trúc. Trên CQ lưới được chia dày hơn ở khu vực mép trước và mép sau các LCQ. Trong giai đoạn sau khi chia lưới của CQ và thân TT, chất lượng lưới sẽ được phần mềm kiểm tra, đánh giá dựa trên các tiêu chí lưới cụ thể (chỉ số Skewness, Orthogonal quality, hay Aspect ratio). Cụ thể tổng số nút lưới của

mô hình là 1.7 triệu, tổng số phần tử đạt 1.85 triệu, chỉ số Skewness là 0.74 và chỉ số Orthogonal là 0.28. Sau khi có được chất lượng lưới đảm bảo yêu cầu, thực hiện các bước thiết lập tiếp theo, như gán các thuộc tính môi chất tính toán và đặt các điều kiện biên. Cụ thể, sử dụng mô hình nhớt  $k-\epsilon$ , đây là mô hình nhớt hai phương trình, phương trình động năng rối ( $k$ ) và phương trình phân tán rối ( $\epsilon$ ). Môi chất công tác trong bài toán là không khí với mật độ không đổi.



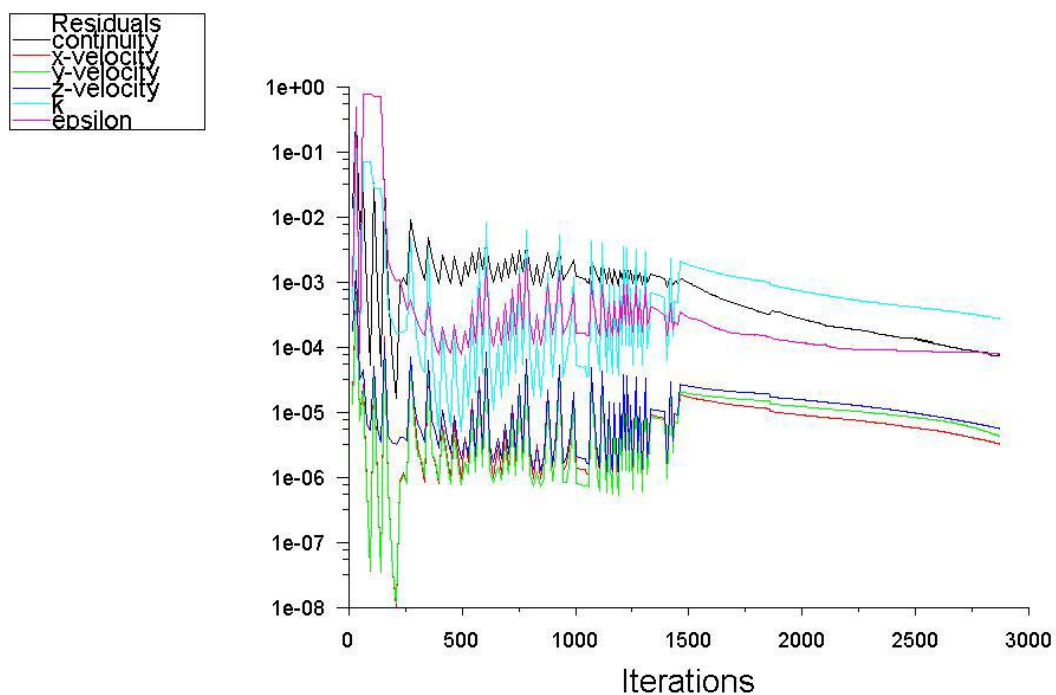
Hình 3.25. Chia lưới cấu trúc CQ và các miền tính toán



Hình 3.26. Chia lưới cấu trúc thân TT

Ở chế độ bay treo, dòng khí sẽ tự động được hút vào do hiệu ứng quay của CQ với tốc độ góc  $\omega=20.94 \text{ rad/s}$ . Các điều kiện biên như đầu vào (*inlet*) và đầu ra (*outlet*) đều được thiết lập với áp suất dư với giá trị là  $0 \text{ Pa}$ . Các mặt bao quanh môi trường tính toán được đặt là tường (*Wall*), có nghĩa là các điều kiện dòng chảy không áp dụng cho vùng tiếp giáp và bên ngoài tường, hình 3.24.

Mô hình CQ – Thân TT xây dựng trong gói phần mềm Ansys Fluent và được tính toán phân tích ở điều kiện không dừng, tương ứng với điều kiện hoạt động thực của TT và điều kiện khảo sát trong mô hình xoáy CQ – Thân TT. Sau khi thiết lập mô hình và đặt các điều kiện tính toán, tiến hành quá trình giải bài toán với các tham số bước thời gian  $\Delta t=0.005 \text{ s}$ , số lần lặp trong một bước thời gian là 50. Quá trình tính toán đạt được hội tụ sau gần 3000 vòng lặp, tương ứng với 1381 bước tính toán (hình 3.27).

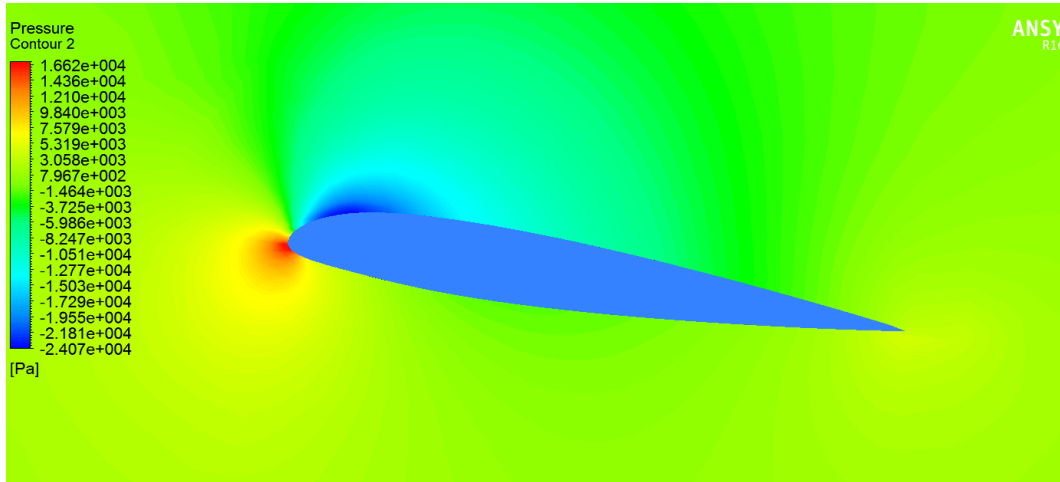


Scaled Residuals (Time=6.9100e+00)

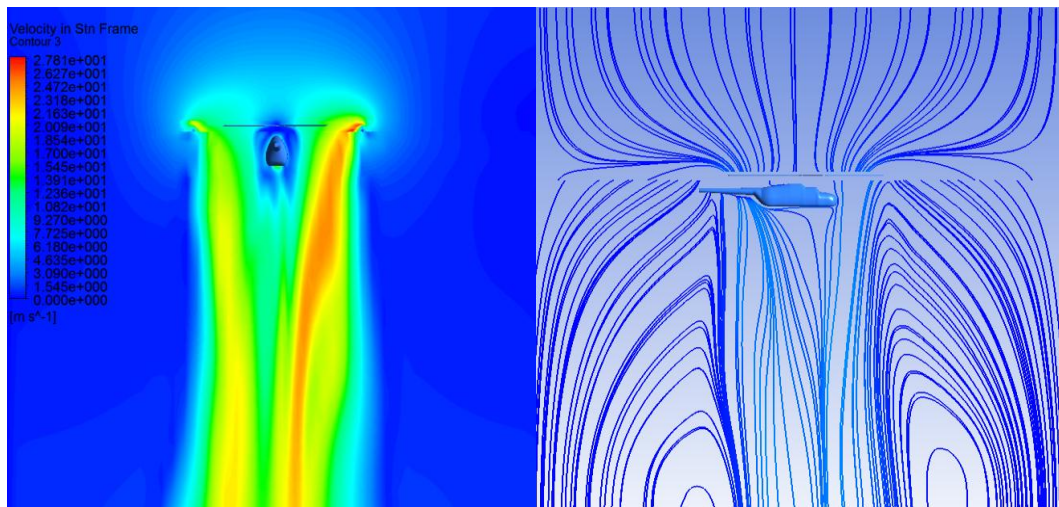
Mar 19, 2019  
ANSYS Fluent Release 16.1 (3d, dp, pbns, rke, transient)

Hình 3.27. Quá trình hội tụ tính toán với mô hình CQ – Thân TT xây dựng trong Ansys Fluent

Hình ảnh kết quả mô phỏng các trường tham số cụ thể như áp suất, vận tốc chảy bao môi trường xung quanh CQ và Thân TT được trình bày trong các hình 3.28, hình 3.29 và hình 3.30.



Hình 3.28. Phân bố áp suất trên một mặt cắt ngang tiết diện LCQ



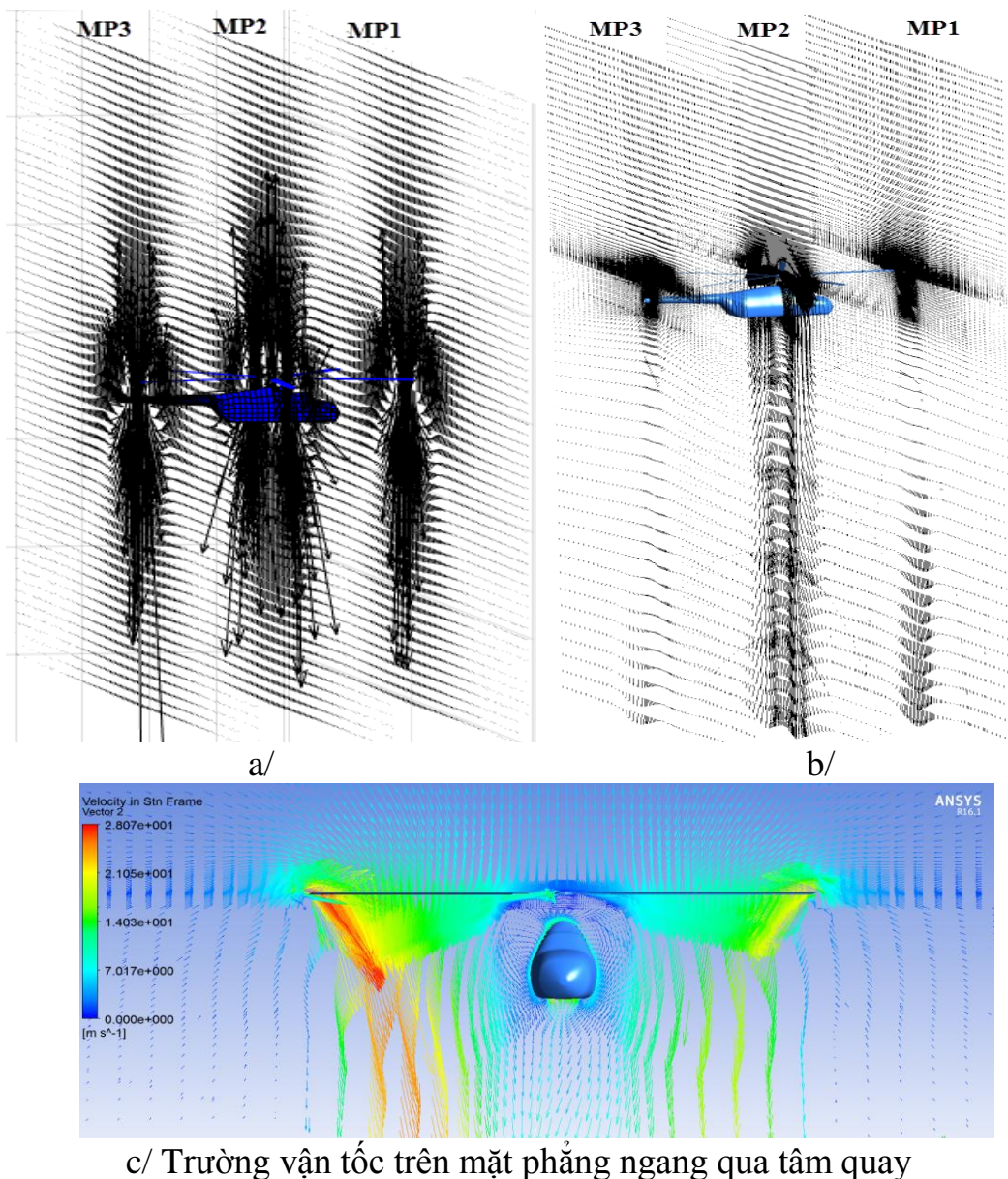
Hình 3.29. Phân bố vận tốc (a) và dòng chảy bao qua mô hình CQ – Thân TT (b) trên các mặt phẳng đi qua tâm quay

Trên hình 3.28 thể hiện phân bố tham số áp suất trên mặt phẳng cắt ngang tiết diện LCQ. Áp suất lớn nhất đạt được tại vị trí phía dưới mép trước của LCQ, giá trị nhỏ nhất nằm ở phía trên mép trước LCQ, nghĩa là chênh áp trên bề mặt LCQ đạt giá trị lớn nhất tại khu vực gần mép trước LCQ, và giảm dần



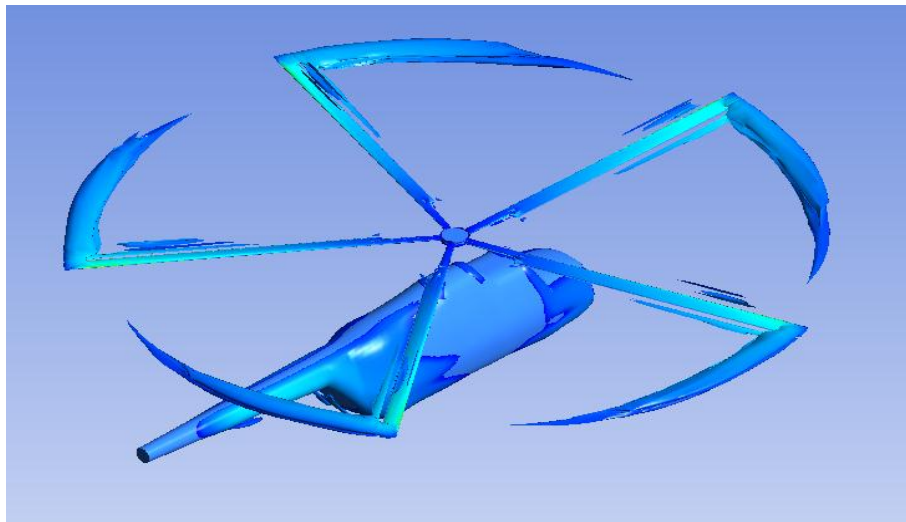
về phía mép sau mỗi lá cánh. Đây cũng là kết quả nhận được khi tính toán với mô hình xoáy CQ – Thân TT (hình 3.21).

Trường véc tơ vận tốc trên các mặt phẳng dọc và các mặt phẳng ngang đi qua tâm CQ được thể hiện như trên hình 3.29 và hình 3.30. Các hình ảnh cho thấy rõ dòng khí bị hút bởi CQ và được đẩy xuống phía dưới với tốc độ đạt giá trị lớn nhất 27.8 m/s (hình 3.29-a).



Hình 3.30. Trường véc tơ vận tốc trong mô hình xoáy CQ – Thân (a) và trong mô hình CQ – Thân Ansys Fluent (b,c)

Xây dựng các mặt phẳng song song cách đều nhau một khoảng cách không thứ nguyên  $\bar{s} = 1.0$ , kí hiệu là MP1, MP2, MP3 như thể hiện ở hình 3.30-a,b. Các hình ảnh véc tơ vận tốc trên các mặt phẳng MP1, MP2, MP3 là kết quả tính toán từ mô hình xoáy CQ – Thân và mô hình CQ – Thân trong Ansys fluent. Ở đây trên các mặt phẳng MP1, MP2, MP3 thể hiện rất rõ xu hướng chuyển động xuống dưới của các phân tử dòng khí khi CQ làm việc ở chế độ bay treo. Trong hình 3.30-b và 3.30-c thể hiện kết quả mô phỏng từ mô hình CQ – Thân xây dựng bằng Ansys Fluent, theo đó véc tơ vận tốc của các phân tử dòng khí cũng có xu hướng biến đổi tương tự như trong mô hình xoáy CQ – Thân.



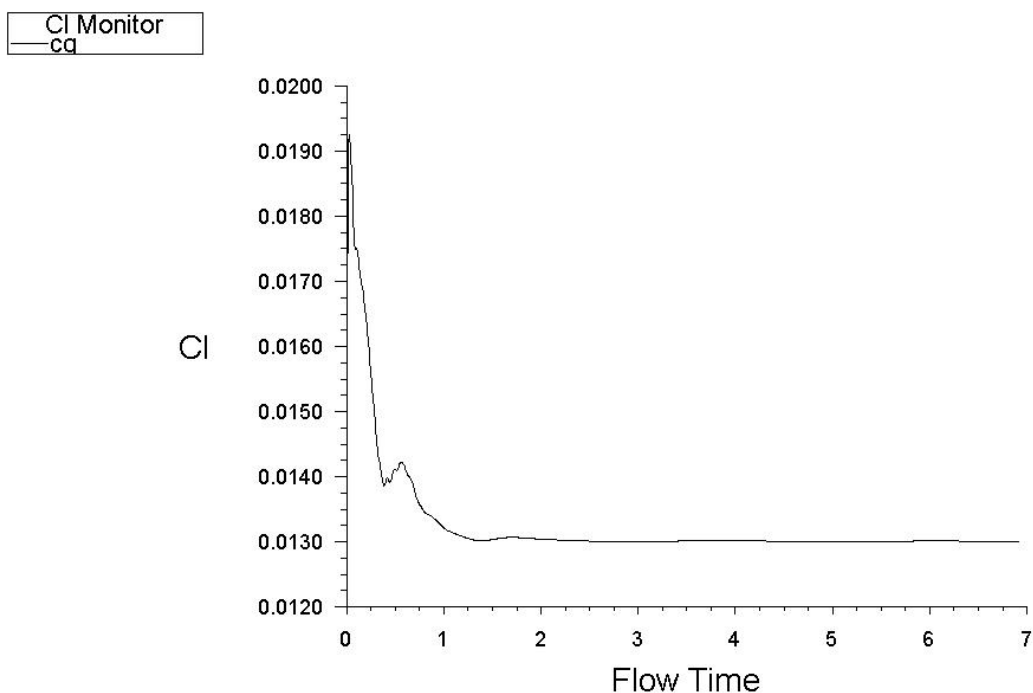
Hình 3.31. Phân bố cường độ xoáy trong mô hình CQ – Thân

Phân bố Vorticity (cường độ xoáy) trên bề mặt CQ và Thân TT được thể hiện như trên hình 3.31. Việc xác định vị trí tách dòng trên bề mặt của vật thể 3D là bài toán tương đối khó khăn. Trong nhiều các công trình nghiên cứu người ta thường sử dụng thí nghiệm mô phỏng dòng chảy bao qua mô hình để xác định vị trí tách dòng trên bề mặt mô hình. Tuy nhiên trong một số trường hợp, có thể sử dụng phương pháp CFD để hỗ trợ dự đoán vị trí tách dòng trên bề mặt vật thể. Trong mô hình CQ - Thân TT này, kết quả phân bố Vorticity đã có thể cho chúng ta thấy tương đối rõ vị trí đường tách dòng tại các mép sau của các LCQ. Thân TT có kết cấu trơn tròn và uốn cong hình giọt nước cho



nên hình ảnh phân bố cường độ xoáy hình 3.31 chưa thể hiện rõ được vị trí tách dòng trên thân TT.

Hình 3.32 thể hiện sự biến thiên của hệ số lực kéo CQ trong mô hình CQ - Thân TT tính bằng phần mềm Ansys Fluent, theo đó hệ số lực nâng theo bước tính toán hội tụ về giá trị 0.013. Từ kết quả tính toán với mô hình xoáy CQ – Thân như trên hình 3.23, hệ số lực kéo CQ hội tụ về giá trị 0.0123. Đối chiếu các kết quả, có thể thấy được sự sai khác về giá trị tính toán hệ số lực kéo CQ trong mô hình CQ – Thân tính bằng 2 phương pháp khác nhau (XRR và CFD) tương đối nhỏ, khoảng 5.7%. Điều này chỉ ra rằng mô hình xoáy CQ – Thân TT được xây dựng trong chương 2 có tính đúng đắn, cung cấp các kết quả có tính chính xác cao, hướng tiếp cận xây dựng mô hình khoa học và tin cậy.



cl-cq Convergence History (Time=6.9100e+00)

ANSYS Fluent Release 16.1 (3d, dp, pbns, rke, transient) Mar 19, 2019

Hình 3.32. Biến thiên hệ số lực nâng trong mô hình CQ – Thân

Bằng hai phương pháp khác nhau (XRR và CFD) cùng tính toán mô hình CQ – Thân TT đã cho thấy sự phù hợp và tương đồng về kết quả. Tuy nhiên

thời gian tính toán và tốc độ hội tụ lại khác nhau. Trong mô hình CQ – Thân TT bằng phần mềm Ansys Fluent, sau thời gian tính toán 3s, tương ứng với 8 vòng quay, đồ thị hệ số lực kéo bắt đầu hội tụ (hình 3.32).

Trong mô hình xoáy CQ – Thân TT bằng phương pháp XRR, sau thời gian tính toán 1s, tương ứng khoảng 3 vòng quay, đồ thị hệ số lực kéo CQ bắt đầu hội tụ (hình 3.23). Như vậy mô hình xoáy CQ – Thân xây dựng bằng phương pháp XRR có thời gian tính toán ngắn, cho ra kết quả nhanh hơn so với mô hình xây dựng bằng phần mềm Ansys Fluent. Mặt khác các kết quả tính toán bằng XRR được lưu dưới dạng file dữ liệu dung lượng nhỏ, có thể lưu giữ, trích xuất các tham số tính toán dễ dàng, thuận tiện cho công đoạn khai thác, xử lý số liệu.

### **Kết luận chương 3**

- Trên cơ sở nghiên cứu phân tích các phương pháp kiểm chứng kết quả được sử dụng nhiều trên thế giới, trong luận án đã lựa chọn áp dụng phương pháp kiểm chứng cho các mô hình xoáy CQ và mô hình xoáy CQ – Thân một cách phù hợp. Với kích thước chia lưới LCQ và độ lớn bước thời gian tính toán đã lựa chọn dựa trên cơ sở khảo sát, chương trình tính toán viết theo mô hình xoáy CQ đã xây dựng đảm bảo độ hội tụ tốt.

- Mô hình xoáy CQ được kiểm chứng tính đúng đắn và tính chính xác qua việc áp dụng tính toán cho nhiều trường hợp cụ thể. Kết quả tính toán từ mô hình xoáy CQ thể hiện sự tương đồng với các kết quả công bố trong các công trình của các tác giả nước ngoài.

- Sử dụng phương pháp XRR xây dựng mô hình xoáy CQ – Thân TT trên cơ sở mô hình xoáy CQ đã kiểm chứng là cách tiếp cận đúng đắn. So sánh trực tiếp các kết quả tính toán từ mô hình xoáy CQ – Thân TT với mô hình CQ – Thân TT xây dựng bằng phương pháp CFD là phương pháp kiểm chứng phù hợp. Sự tương đồng về kết quả tính toán và các hình ảnh mô phỏng trong các

trường hợp so sánh kiểm chứng là cơ sở khoa học để kết luận về tính chính xác và độ tin cậy của mô hình xoáy CQ – Thân TT.

- Các kết quả kiểm chứng xác minh độ tin cậy và tính chính xác của mô hình toán và công cụ tính toán mà luận án đã xây dựng, đáp ứng được mục tiêu nghiên cứu mà luận án đã đề ra.

#### **Chương 4. TÍNH TOÁN CÁC ĐẶC TRƯNG KHÍ ĐỘNG LỰC CỦA CQ XÉT ĐẾN SỰ ẢNH HƯỞNG CỦA THÂN TT VÀ MẶT GIỚI HẠN**

Việc xác định đặc trưng khí động của CQ khi có xét đến sự ảnh hưởng của thân TT và mặt giới hạn là bài toán có tính đặc thù và đặc biệt có ý nghĩa khi gắn với đối tượng, điều kiện hoạt động cụ thể của TT. Vì vậy trong chương 4 này, luận án sẽ sử dụng các mô hình toán và công cụ tính toán đã kiểm chứng trong các chương trước để tính toán khảo sát các bài toán cụ thể. Đây là những bài toán mang tính thực tiễn trong nghiên cứu, tính toán thiết kế, và đặc biệt là khá điển hình trong khai thác vận hành trực thăng (xét từ khía cạnh nâng cao độ an toàn bay) trong thời gian gần đây. Các bài toán lựa chọn tính toán gồm:

+ Bài toán “Tính toán ĐTKĐ của CQ ở các chế độ bay khác nhau” có ý nghĩa quan trọng, phản ánh sự khác biệt về ĐTKĐ của CQ tính từ mô hình xoáy CQ độc lập và mô hình xoáy CQ có thân TT. Các kết quả, số liệu thu được từ bài toán có thể ứng dụng cho các dự án khoa học liên quan đến buồng tập lái TT, dự án thiết kế mìn chống đổ bộ TT...

+ Bài toán “Tính toán ảnh hưởng của khoảng cách tương đối giữa CQ và Thân TT đến ĐTKĐ của CQ” có ý nghĩa trực tiếp cho bài toán thiết kế, phối trí và chế tạo TT. Các kết quả nhận được từ bài toán là cơ sở khoa học để đưa ra khuyến cáo khi cần gắn giàn phun nước (hoặc thuốc trừ sâu), cần gắn bình dầu phụ lên thân TT.

+ Bài toán “Xác định ĐTKĐ của CQ xét đến ảnh hưởng của thân TT trong điều kiện có tương tác với mặt giới hạn” tính toán cho các trường hợp TT chịu ảnh hưởng của hiệu ứng mặt đất khi hoạt động ở những vùng điều kiện địa hình phức tạp. Để xét ảnh hưởng của các bề mặt địa hình có kích thước và hình dạng bất kỳ đến ĐTKĐ của TT, dùng các phương pháp tính toán cổ điển như đối xứng gương [63] là không thể thực hiện. Tuy nhiên với cách xây dựng mô hình toán như trong luận án, các vấn đề đặc thù liên quan đến hoạt động thực tiễn

của TT như hạ cánh trên tàu, trên giàn khoan, trên nóc nhà cao tầng hoàn toàn có thể giải quyết. Các kết quả nhận được từ bài toán này là cơ sở khoa học vững chắc, là căn cứ để đưa ra các khuyến cáo an toàn bay khi TT hoạt động ở những điều kiện tương ứng kể trên.

#### 4.1. Tính toán ĐTKĐ của CQ ở các chế độ bay khác nhau

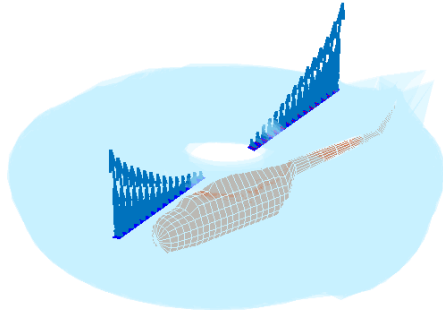
Với mô hình xoáy CQ – Thân TT đã được kiểm chứng, trong phần này sẽ nghiên cứu khảo sát đặc tính khí động của TT trong một số điều kiện bay cụ thể. Để giảm thiểu khối lượng và tài nguyên tính toán, mô hình tính toán có thể đơn giản hóa bằng cách giảm số lượng LCQ trong mô hình xoáy CQ – Thân. Cụ thể, CQ trong mô hình có 2 LCQ, kích thước các LCQ và thân TT được lấy tương tự như trong mô hình cánh quay mục 3.4.2 và bảng 3.5. Kết quả đạt được là các đặc trưng khí động của CQ, trường véc tơ vận tốc và hình ảnh mô phỏng sự hình thành màn xoáy sau CQ ở các trường hợp TT bay treo, TT bay lên và bay xuống thẳng đứng với tốc độ khác nhau.

Trong mô hình tính toán, bước thời gian có độ lớn  $\Delta T = 0.01$  s (tương ứng CQ quay được một góc bằng  $11.5^\circ$ ) đã được kiểm tra đảm bảo độ hội tụ của chương trình tính. Trong tất cả các chế độ bay khảo sát, kết quả tính toán được trích xuất ở bước tính thứ 150, khi CQTT quay được 4.8 vòng quay và đồ thị hệ số lực kéo có độ hội tụ tốt. Khoảng cách tương đối giữa CQ và Thân TT

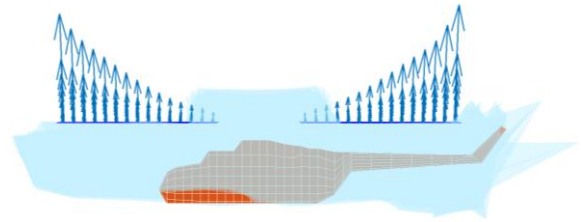
$$\bar{h} = 0.35 \quad (\bar{h} = \frac{h}{R}, \text{ hình 2.20}), \text{ góc lắp LCQ } \varphi_0 = 12^\circ.$$

Hình 4.1 thể hiện các hình ảnh không gian và hình ảnh nhìn từ phía bên của cấu trúc màn xoáy hình thành khi TT hoạt động ở chế độ bay treo. Giá trị chênh áp trên các LCQ cũng được thể hiện qua độ lớn của véc tơ phân bố trên bề mặt lá cánh. Theo dây cung lá cánh, đại lượng chênh áp đạt giá trị lớn nhất tại mép trước các lá cánh và giảm dần về phía mép sau mỗi lá cánh. Theo chiều dài lá cánh, đại lượng chênh áp đạt giá trị lớn nhất tại các đầu mút lá cánh và

giảm dần về phía gốc lá cánh. Quy luật biến đổi chênh áp thu được phù hợp với các tính toán trong nhiều tài liệu chuyên ngành [62],[63],[67],[73].



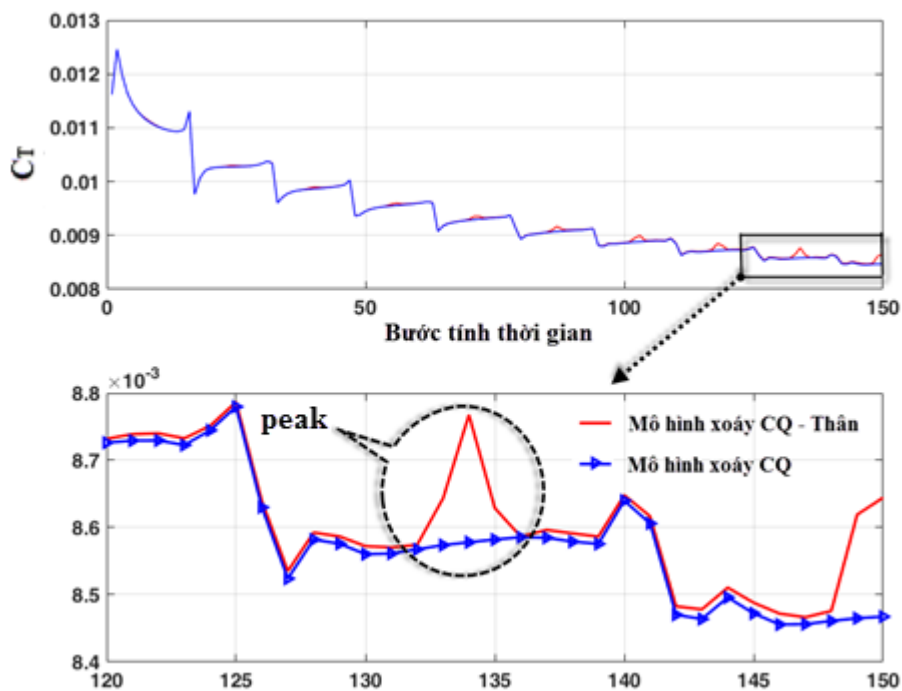
Hình ảnh không gian



Hướng nhìn từ phía bên

Hình 4.1. Màn xoáy và phân bố chênh áp khi TT bay treo

Hệ số lực kéo tính toán trong mô hình xoáy CQ và mô hình xoáy CQ – Thân TT ở chế độ treo được thể hiện trong hình 4.2.

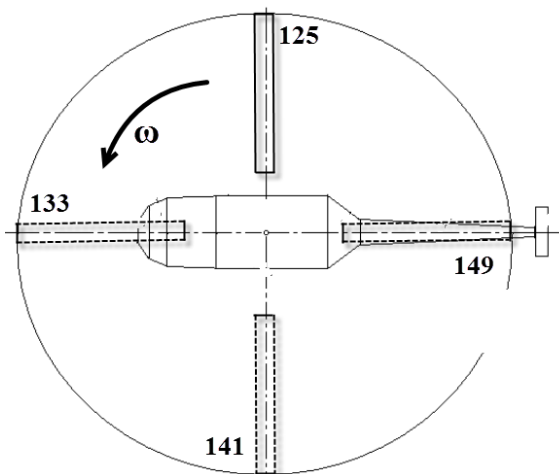


Hình 4.2. Biến thiên hệ số lực kéo theo thời gian sau 150 bước tính, TT hoạt động ở chế độ bay treo

Đồ thị biến thiên hệ số lực kéo trên hình 4.2 cho thấy sự sai khác về hệ số lực kéo ở chế độ bay treo giữa mô hình xoáy CQ và mô hình xoáy CQ – Thân không lớn. Tuy nhiên khi có thân trong mô hình tính toán, đồ thị hệ số lực kéo

trong mô hình xoáy CQ – Thân TT xuất hiện các “Peak” giá trị tương đối đáng kể, sai khác với mô hình xoáy CQ khoảng 2%.

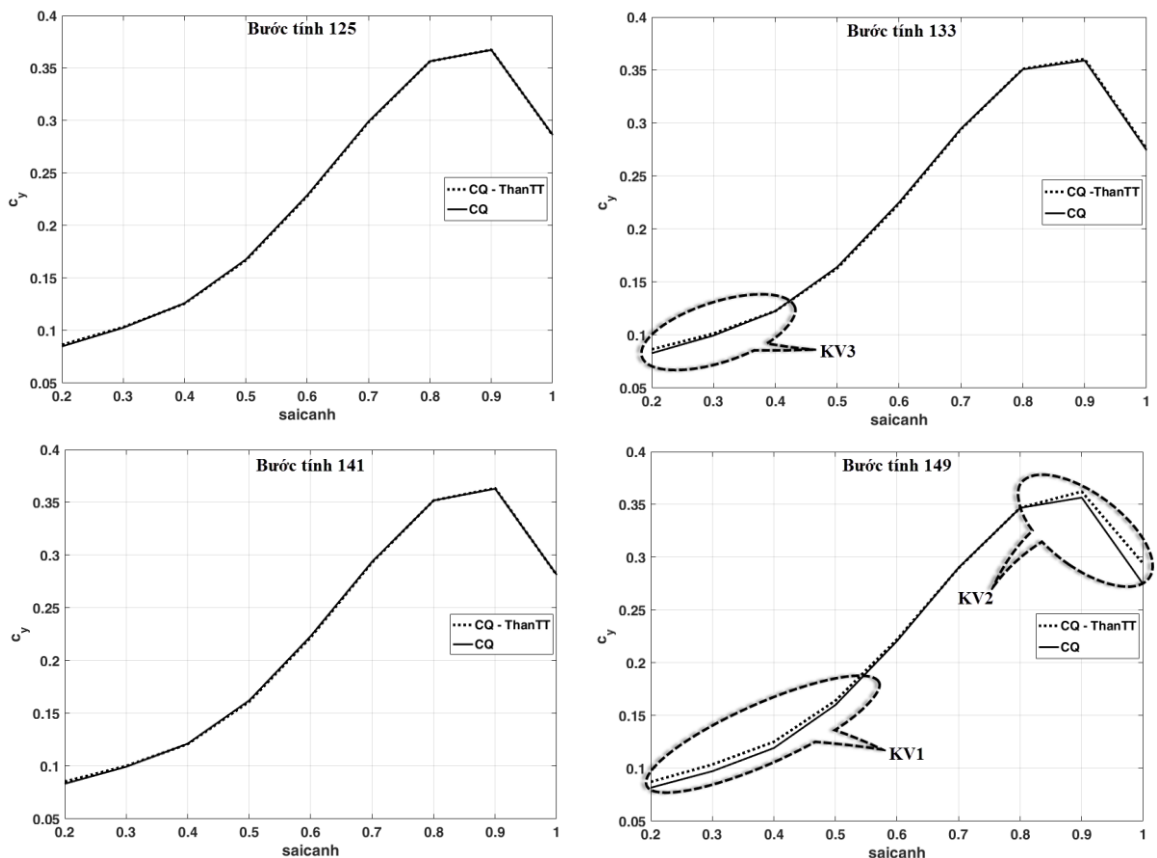
Ở chế độ bay treo, sau khoảng 4 vòng quay, đồ thị hệ số lực kéo tính toán ở cả hai mô hình đạt sự hội tụ tốt. Và từ vòng quay thứ 5 có thể coi CQ đã hoạt động ổn lập. Thấy rằng trong một vòng quay khi CQ đã hoạt động ổn lập, hệ số lực kéo CQ trong mô hình xoáy CQ hội tụ về giá trị nằm trong dải  $0.00845 \div 0.00865$ , sai lệch giữa giá trị lớn nhất và nhỏ nhất chỉ khoảng 2.3%. Tuy nhiên ở mô hình xoáy CQ – Thân TT, do sự có mặt của thân TT mà xung động hệ số lực kéo CQ trong phạm vi một vòng quay nằm ở dải giá trị rộng hơn, từ  $0.00845 \div 0.00875$  (hình 4.2). Sai lệch giữa giá trị lớn nhất với giá trị nhỏ nhất của hệ số lực kéo trong mô hình xoáy CQ – Thân TT đạt mức cao hơn là 3.5%. Rõ ràng với sự có mặt của thân TT trong mô hình, đã làm cho biên độ xung động của hệ số lực kéo CQ tăng lên đáng kể.



Hình 4.3. Vị trí LCQ ứng với số bước tính toán trong vòng quay thứ 5

Vòng quay thứ 5 bắt đầu từ bước tính thứ 125, cứ sau 8 bước tính, LCQ có các vị trí tương ứng như thể hiện trên hình 4.3. Trong cả 2 mô hình xoáy CQ và xoáy CQ – Thân TT, tiến hành xác định hệ số lực pháp tuyến trên mặt cắt LCQ đầu tiên của CQ theo chiều dài sải cánh. Ứng với mỗi vị trí LCQ trong vòng quay thứ 5 như trên hình 4.3, thu được đồ thị phân bố hệ số lực pháp tuyến

trên mỗi LCQ của cả 2 mô hình toán như thể hiện ở hình 4.4. Thấy rằng tại 2 vị trí ứng với các bước tính thứ 125, 141, đồ thị hệ số lực pháp tuyến trên LCQ thứ nhất trong cả 2 mô hình xoáy CQ và xoáy CQ – Thân TT gần như trùng lặp hoàn toàn, không có sự sai lệch. Tại vị trí LCQ ứng với bước tính thứ 133, khi LCQ đi qua phần đầu phía trước thân TT, phát hiện có sự sai lệch nhỏ hệ số lực pháp tuyến giữa 2 mô hình xoáy CQ và xoáy CQ – Thân TT (khu vực 3/KV3, hình 4.4). Sự sai lệch nằm ở phần gốc LCQ quét qua phần đầu thân TT. Trong khi đó ở bước tính thứ 149, vòng quay thứ 5, khi mà LCQ quét qua phần đuôi thân TT, quan sát thấy có sự sai lệch rõ rệt hệ số lực pháp tuyến trên LCQ giữa 2 mô hình tính toán. Sự sai lệch này tập trung tại khu vực 1 (KV1, hình 4.4) và khu vực 2 (KV2, hình 4.4), tức là phần đầu mút và phần gốc lá cánh

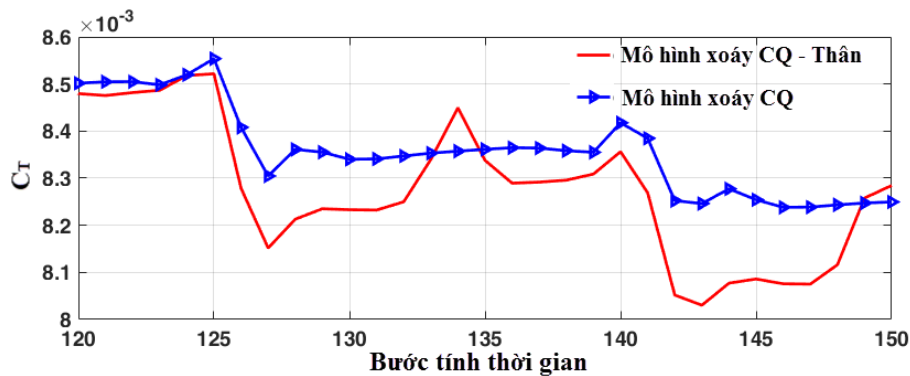


Hình 4.4. Phân bố hệ số lực pháp tuyến trên LCQ theo sải lá cánh ở các bước tính khác nhau trong một vòng quay

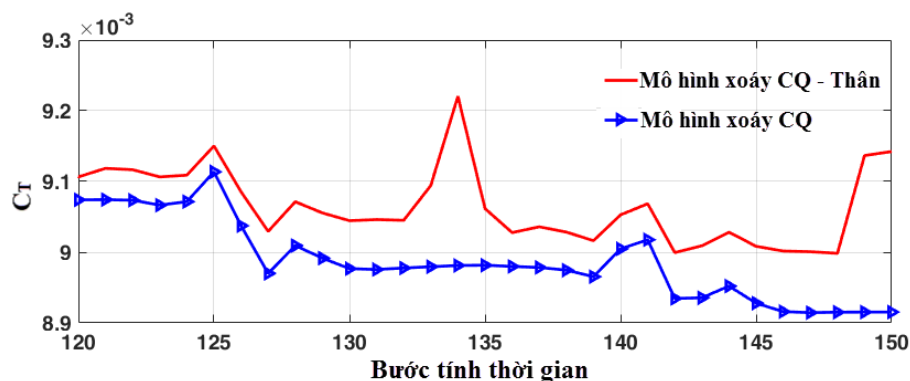


Qua phân tích, có thể kết luận rằng những xung động biên độ hệ số lực kéo CQ hình thành trong mô hình xoáy CQ – Thân TT hầu hết được tạo thành do các LCQ quét qua phần đuôi thân TT và sự phân bố xung động hệ số lực nằm chủ yếu ở phần đầu mút và phần gốc lá cánh.

Ở cả hai mô hình tính toán ( mô hình xoáy CQ và xoáy CQ – Thân ), trong chế độ bay lên thẳng đứng với vận tốc  $V_z=10\text{m/s}$  (hình 4.5), hệ số lực kéo có xu hướng hội tụ về giá trị nhỏ hơn so với hệ số lực kéo trong chế độ bay treo. Và trong chế độ bay xuống thẳng đứng với vận tốc  $V_z=-10\text{m/s}$  ( hình 4.6), hệ số lực kéo có xu hướng hội tụ về giá trị lớn hơn so với hệ số lực kéo trong chế độ bay treo. Quy luật này phù hợp với các tính toán trình bày trong các công trình [63],[67].



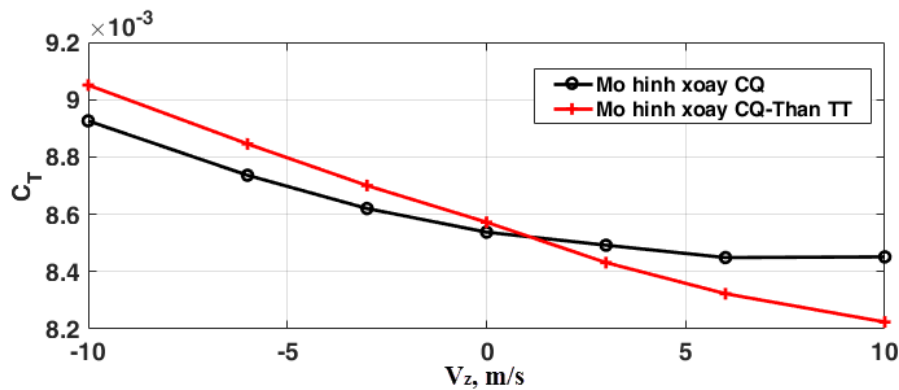
Hình 4.5. Biến thiên hệ số lực kéo theo thời gian sau 150 bước tính, TT hoạt động ở chế độ bay lên thẳng đứng  $V_z=10\text{m/s}$ .



Hình 4.6. Biến thiên hệ số lực kéo theo thời gian sau 150 bước tính, TT hoạt động ở chế độ bay xuống thẳng đứng  $V_z=-10\text{m/s}$ .

Ngoài ra, so với chế độ bay treo, trong các chế độ bay lên, bay xuống thẳng đứng, sai khác về giá trị hệ số lực kéo đạt được từ các mô hình xoáy CQ và mô hình xoáy CQ – Thân TT lớn hơn, khoảng 3.4%. Các “Peak” giá trị hệ số lực kéo hình thành trong mô hình xoáy CQ – Thân TT ở các chế độ thổi đứng cũng có độ rộng và chiều cao lớn hơn.

Tính toán hệ số lực kéo của cánh quay theo hai mô hình xoáy CQ và mô hình xoáy CQ – Thân TT trong chế độ thổi đứng với các vận tốc  $V_z$  khác nhau, ta thu được đồ thị như trên hình 4.7:

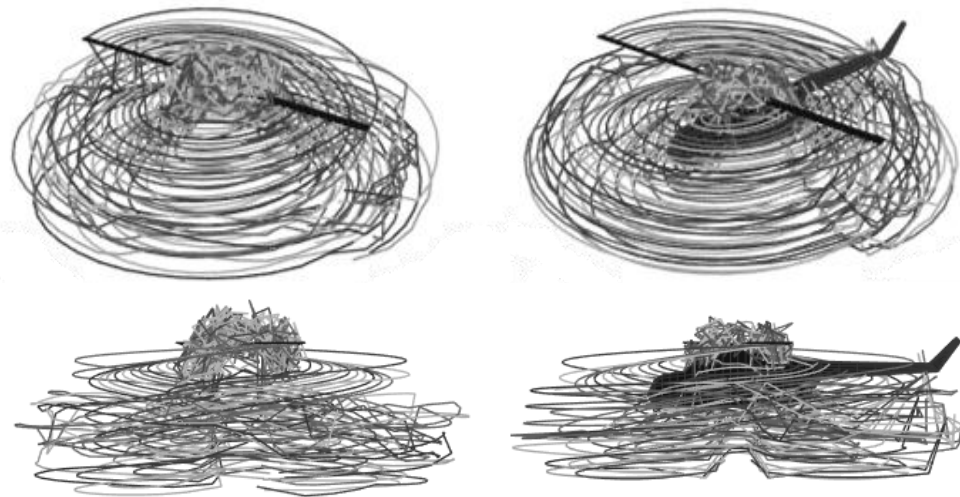


Hình 4.7. Đồ thị hệ số lực kéo trung bình của CQTT theo vận tốc  $V_z$  ở chế độ thổi đứng

Từ đồ thị trên hình 4.7, thấy rằng khi TT chuyển động trong chế độ thổi đứng, quy luật biến thiên của hệ số lực kéo trung bình tính toán được ở cả hai mô hình xoáy CQ và mô hình xoáy CQ – Thân TT tương đối tương đồng nhau. Cụ thể, khi TT bay lên thẳng đứng, hệ số lực kéo trung bình giảm theo chiều tăng của giá trị vận tốc chuyển động ( $V_z$ ). Khi TT bay xuống thẳng đứng, hệ số lực kéo trung bình tăng lên theo chiều tăng của giá trị vận tốc chuyển động. Điều này phù hợp với nhận xét từ nhiều công trình nghiên cứu khí động lực học TT trên thế giới [63],[88]. Tuy nhiên, kết quả tính toán cũng đã bộc lộ rõ ảnh hưởng của thân lên đặc tính nâng của CQ, ảnh hưởng này càng lớn khi tốc độ chuyển động lên xuống càng tăng. Điều này có ý nghĩa thực tiễn rất lớn trong trường hợp TT hạ cánh khẩn cấp ở chế độ tự quay/ autorotation). Hệ số lực kéo

trung bình tính từ hai mô hình xoáy CQ và mô hình xoáy CQ – Thân TT có sự sai khác nhất định. Trong mô hình xoáy CQ – Thân TT, hệ số lực kéo trung bình giảm nhanh hơn khi TT bay lên thẳng đứng và tăng nhanh hơn khi TT bay xuống thẳng đứng. Xuất hiện sự sai khác này có thể là do sự có mặt của thân trong mô hình xoáy CQ – Thân TT làm cho dòng khí chảy bao CQ bị thay đổi về tính chất, về sự phân bố, làm biến đổi khả năng tạo lực nâng của CQ.

Trên các hình 4.8 mô phỏng cấu trúc màn xoáy trong các mô hình xoáy CQ và mô hình xoáy CQ - Thân TT. Do không có vật cản phía sau cho nên trong mô hình xoáy CQ (không có thân TT), màn xoáy tự do phát triển xuống dưới nhanh hơn. Ở cả hai mô hình đều quan sát thấy cuộn xoáy hình thành phía gốc cánh (ở trung tâm CQ) tuy nhiên kích thước cuộn xoáy trong các mô hình có sự khác nhau. Theo đó ở mô hình xoáy CQ – Thân cuộn xoáy gốc cánh có kích cỡ nhỏ hơn, đồng nghĩa tốc độ cảm ứng khu vực gốc cánh nhỏ hơn. Đây là hiệu ứng cho thấy sự khác biệt của mô hình xoáy CQ có thân TT và mô hình xoáy không có thân TT.



a) mô hình xoáy CQ

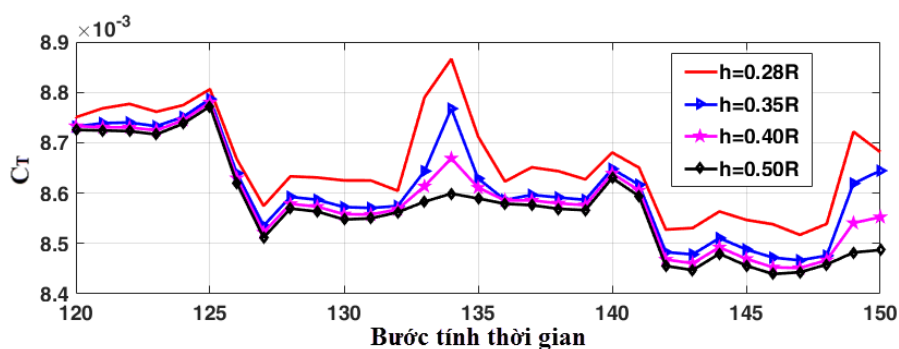
b) mô hình xoáy CQ - Thân

Hình 4.8. Cấu trúc màn xoáy hình thành khi TT bay lên thẳng đứng với vận tốc  $v_z = 10$  m/s

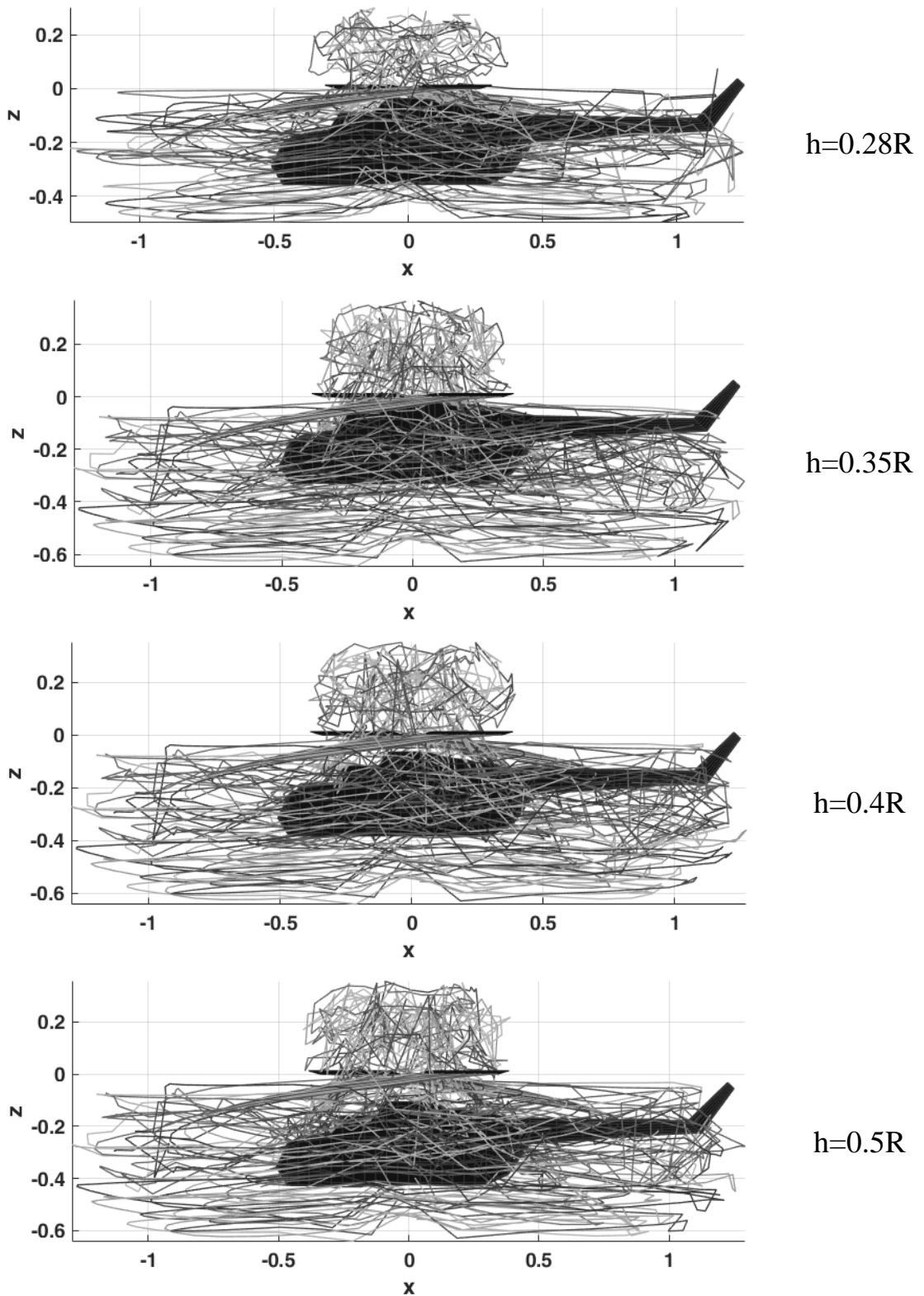
## 4.2. Tính toán ảnh hưởng của khoảng cách tương đối giữa CQ và Thân TT đến ĐTKĐ của CQ

Trong mô hình xoáy CQ – Thân TT, vị trí tương đối giữa CQ và Thân TT được đặc trưng bởi các tham số không thứ nguyên  $\bar{h} = \frac{h}{R}$  và  $\bar{L} = \frac{Ll}{R}$  như thể hiện trên hình 2.14, chương 2. Thân TT nằm dưới CQ ở các khoảng cách  $h$  khác nhau sẽ gây ra ảnh hưởng cảm ứng khác nhau đến đặc trưng khí động của CQ. Để làm rõ sự tác động khác nhau đó, dưới đây tác giả luận án sử dụng mô hình xoáy CQ – Thân đã xây dựng được, tính toán cho các cấu hình CQ – Thân có khoảng cách  $h$  khác nhau,  $h=0.28R$ ,  $h=0.35R$ ,  $h=0.4R$  và  $h=0.5R$ .

Sau 150 bước tính (mỗi bước tính tương ứng CQ quay được một góc bằng  $11.5^\circ$ , TT hoạt động ở chế độ bay treo) thu được kết quả biến thiên hệ số lực kéo với các khoảng cách  $h$  khác nhau như thể hiện trên hình 4.9. Từ kết quả tính toán hệ số lực kéo thấy rằng ở khoảng cách  $h$  càng nhỏ (Thân TT càng gần CQ), hệ số lực kéo CQ đạt được càng lớn, tức là ảnh hưởng của Thân TT lên đặc trưng khí động CQ càng lớn. Ngược lại, khi khoảng cách  $h$  lớn (Thân TT nằm cách xa CQ), ảnh hưởng cảm ứng của Thân lên CQ giảm dần và gần như không còn ảnh hưởng khi  $h > 0.5R$ .

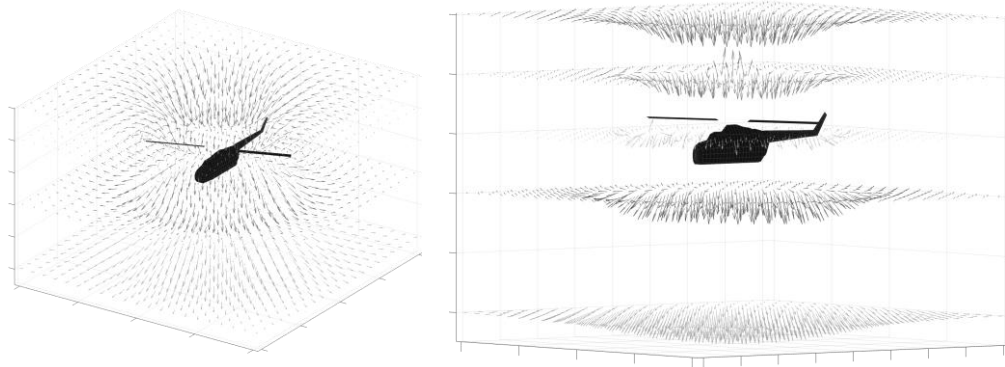


Hình 4.9. Biến thiên hệ số lực kéo theo bước tính thời gian với các khoảng cách  $h$  khác nhau, TT hoạt động ở chế độ bay treo

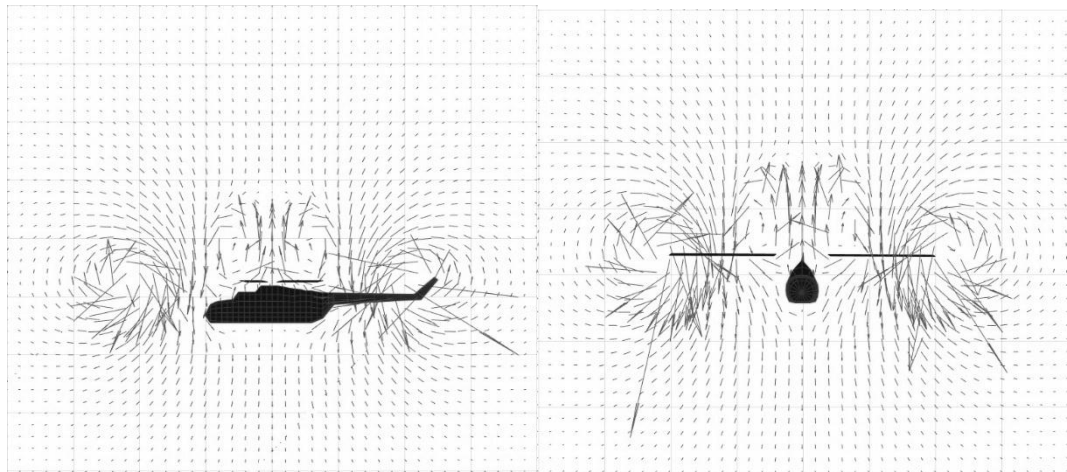


Hình 4.10. Cấu trúc màn xoáy khi trục thăng bay treo với các khoảng cách  $h$  khác nhau giữa CQ và thân TT

Trên hình 4.10 mô phỏng hình dạng màn xoáy của cấu hình CQ – Thân ở các khoảng cách  $h$  khác nhau khi TT hoạt động ở chế độ bay treo. Từ hình ảnh thu được ta thấy rằng cấu trúc màn xoáy ở các trường hợp không có nhiều khác biệt. Ở trường hợp khoảng cách  $h$  nhỏ (Thân TT gần CQ), cuộn xoáy gốc cánh có kích thước nhỏ hơn, màn xoáy từ CQ di chuyển xuống dưới một khoảng ngắn hơn so với các trường hợp  $h$  lớn (hình 4.10,  $h=0.28R$ ).



Hình 4.11. Mô phỏng trường tốc độ cảm ứng khi trực thăng chuyển động thẳng đứng xuống dưới với tốc độ  $v_z = -10\text{m/s}$



Hình 4.12. Mô phỏng trường tốc độ cảm ứng khi trực thăng bay treo

Với mô hình xoáy CQ – Thân đã xây dựng, còn có khả năng tính toán mô phỏng các trường tốc độ cảm ứng trong vùng không gian xung quanh CQ và Thân TT. Số liệu trường tốc độ cảm ứng của vùng không gian bên dưới TT

phục vụ trực tiếp nhiệm vụ thiết kế chế tạo mìn chống đổ bộ trực thăng. Hình 4.11 và 4.12 mô phỏng trường tốc độ cảm ứng khi TT chuyển động thẳng đứng xuống dưới (trực thăng đổ bộ) và khi TT ở chế độ bay treo.

### **4.3. Xác định ĐTKĐ của CQ xét đến ảnh hưởng của thân TT trong điều kiện có tương tác với mặt giới hạn**

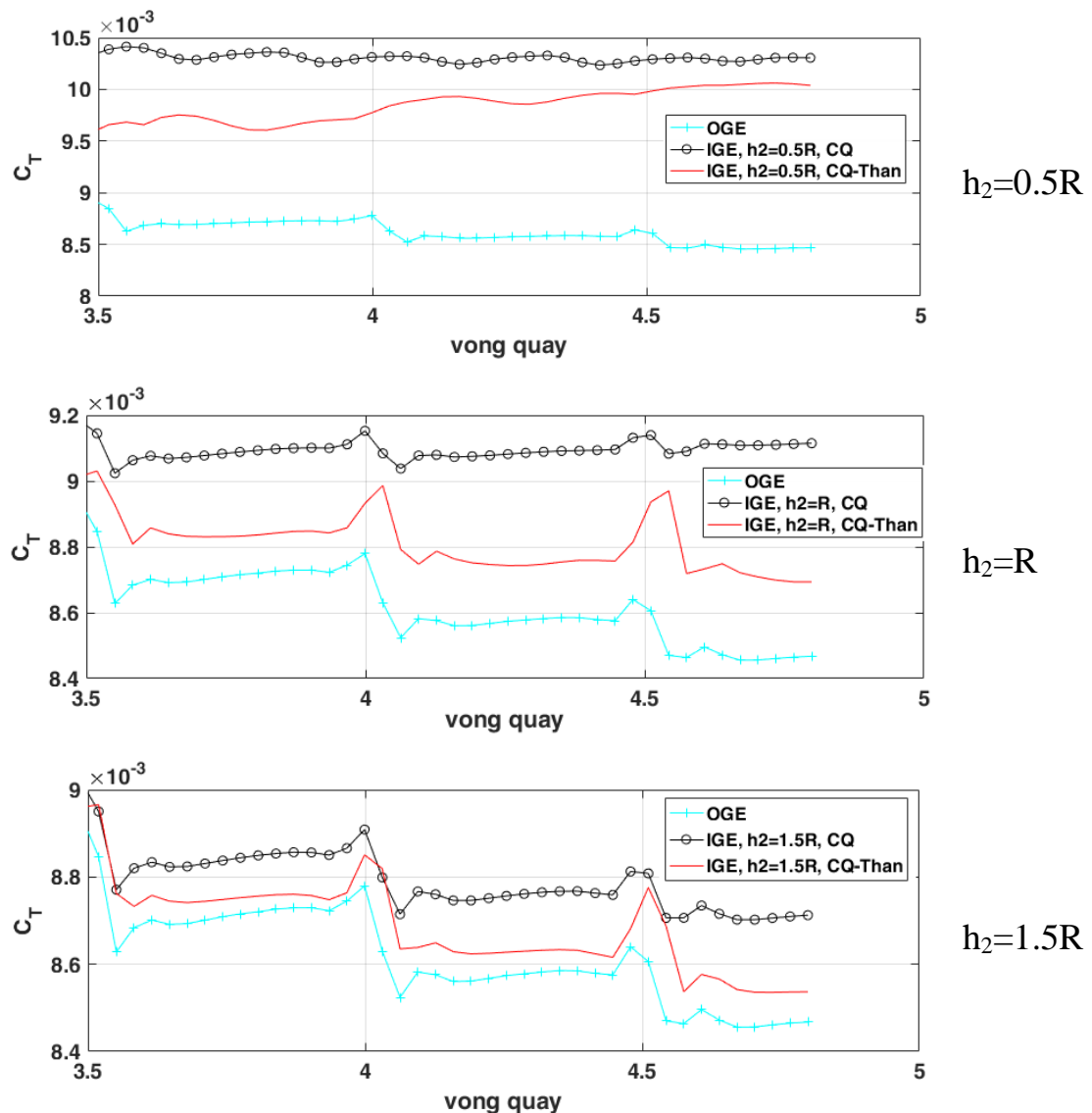
Khi TT thực hành hạ cánh, tùy theo tính chất, kích thước và hình dạng địa hình nơi hạ cánh mà hiện tượng hiệu ứng mặt đất có những ảnh hưởng khác nhau tới ĐTKĐ của TT. Diện tích khu vực hạ cánh to hay nhỏ, bề mặt địa hình khu vực hạ cánh phẳng hay lồi, lõm sẽ gây ra mức độ ảnh hưởng khác nhau lên đặc tính khí động của CQ. Với những vấn đề thực tế này chưa có nhiều công trình nghiên cứu trên thế giới công bố. Trên cơ sở mô hình xoáy CQ – Thân TT – MGH và mô hình xoáy CQ – MGH đã xây dựng trong chương 2, viết chương trình tính toán sử dụng các tham số và điều kiện hoạt động của TT như trong bảng 3.5. Kết quả tính toán khảo sát các trường hợp cụ thể được trình bày trong các phần dưới đây.

#### **4.3.1. Xác định ảnh hưởng của khoảng cách hạ cánh đến ĐTKĐ của CQ**

Mô hình tính toán được xây dựng trong điều kiện TT thực hành hạ cánh trên bề mặt bãi đỗ (MGH) có diện tích  $S_{mgh} = 2R \times 2R$ . Đặc điểm của các bài toán là MGH có kích thước nhỏ hẹp, diện tích MGH có độ lớn tương đương với diện tích quét của CQ. Trường hợp này thường gặp khi TT hạ cánh trên boong tàu, trên nóc nhà cao tầng hay trên giàn khoan. Với bài toán như vậy, sử dụng các phương pháp đối xứng gương kinh điển hoặc phương pháp xoáy với phần tử xoáy dạng móng ngựa không giải được hoặc cho sai số lớn. Bằng phương pháp tiếp cận xây dựng mô hình toán như trong luận án trình bày trong chương 2, hoàn toàn có thể giải quyết được bài toán này. Mô tả các mặt giới hạn bằng các khung xoáy tứ giác, đưa chúng vào mô hình toán và tính toán

được sự tương tác giữa các hệ xoáy trong mô hình tổng thể. Cụ thể quá trình thiết lập bài toán và các kết quả tính toán thu được như sau:

Khoảng cách  $h_2$  từ mặt phẳng CQ xuống bề mặt MGH nhận các giá trị lần lượt là  $0.5R$ ,  $R$  và  $1.5R$ . Biến thiên hệ số lực kéo CQTT với từng khoảng cách  $h_2$  được tính ở cả hai mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn (không có thân TT) và mô hình xoáy CQ – Thân – Mặt giới hạn (có thân TT) (hình 4.13).



Hình 4.13. Biến thiên hệ số lực kéo CQ ở các khoảng cách  $h_2$  khác nhau

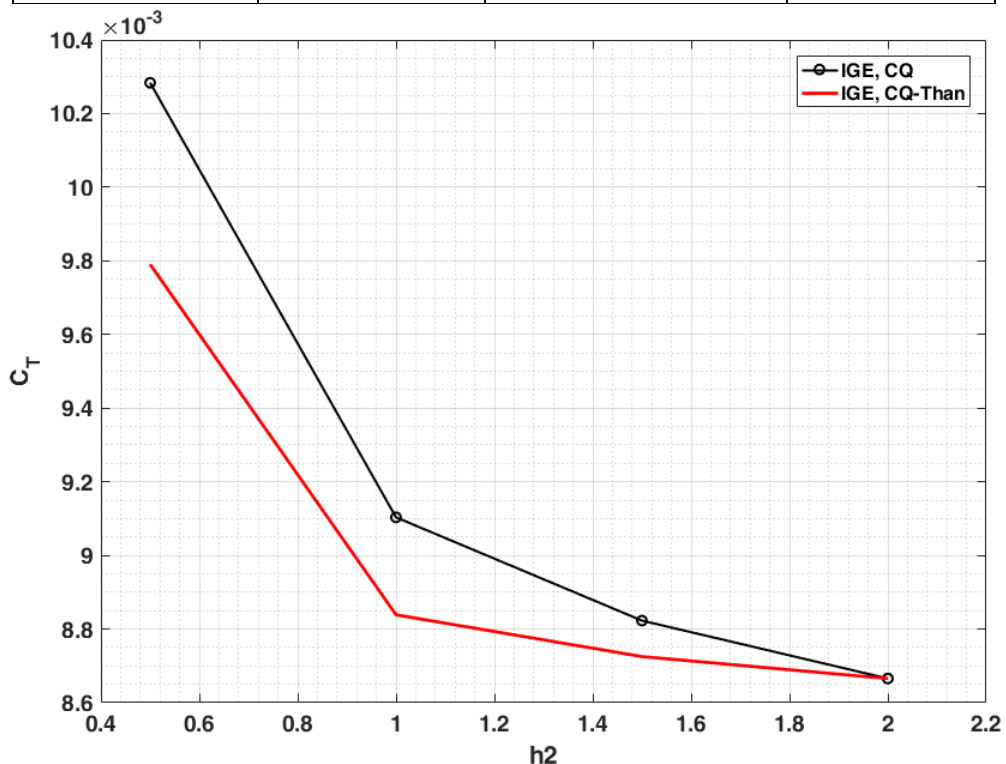
Kí hiệu OGE/Out of ground effect thể hiện trường hợp TT hoạt động ngoài vùng có hiệu ứng mặt đất ( $h_2 > 2R$ ). Kí hiệu IGE/In ground effect thể hiện trường



hợp TT hoạt động trong điều kiện có hiệu ứng mặt đất ( $h_2=0.5R$ ;  $h_2=R$ ;  $h_2=1.5R$ ). Hình 4.13 cho thấy ở tất cả trường hợp  $h_2$ , sự có mặt thân TT trong mô hình làm giảm ảnh hưởng của hiện tượng hiệu ứng mặt đất, các giá trị cụ thể được trình bày trong bảng 4.1.

Bảng 4.1. Hệ số lực kéo trung bình theo khoảng cách  $h_2$

$h_2$		CQ – Mặt giới hạn	CQ – Thân – Mặt giới hạn	Sai lệch, %
IGE	$h_2=0.5R$	0.0103	0.0098	4.8
	$h_2=R$	0.0091	0.0088	3.3
	$h_2=1.5R$	0.0088	0.0087	1.1
OGE, $h_2>2R$		0.00865	0.00865	0.2



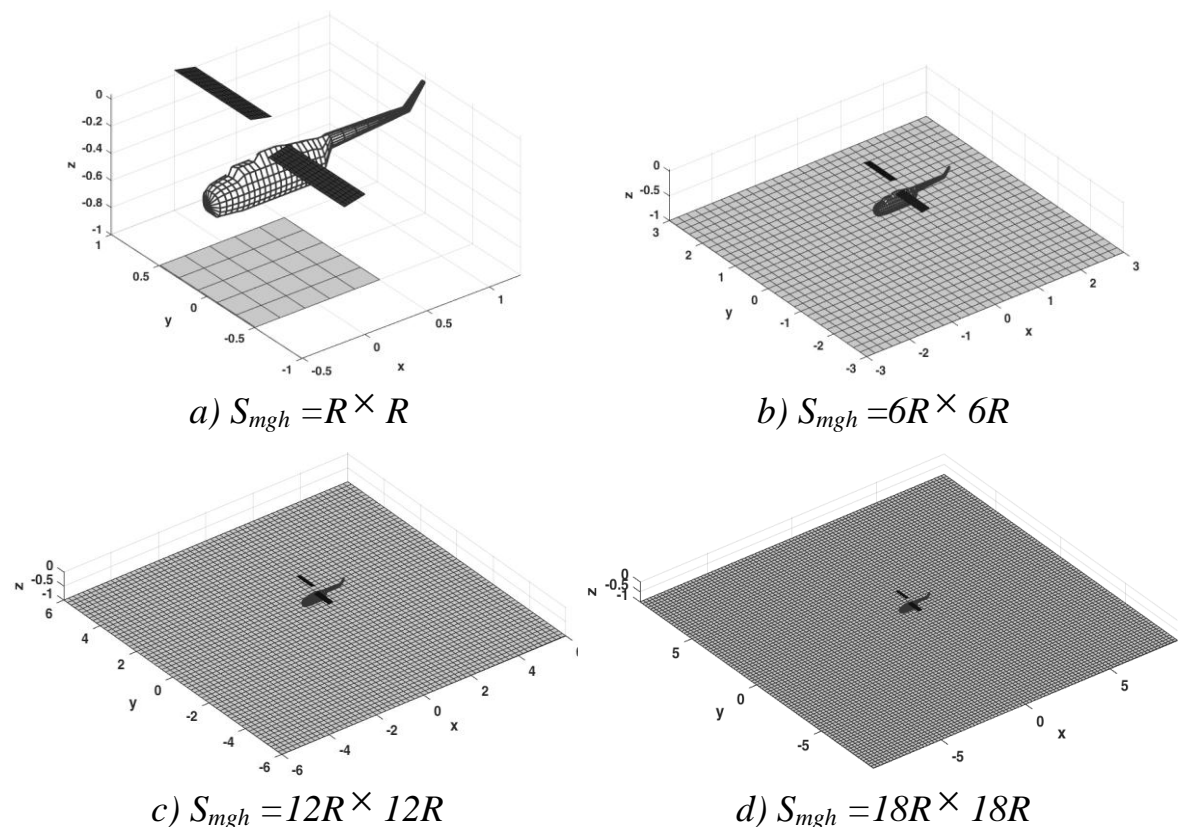
Hình 4.14. Hệ số lực kéo trung bình từ mô hình CQ không có thân TT và mô hình CQ có thân TT ở điều kiện có hiệu ứng mặt đất

Ở cả mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn (không có thân TT) và mô hình xoáy CQ – Thân – Mặt giới hạn (có thân TT), hệ số lực kéo CQ tăng khi khoảng

cách  $h_2$  giảm dần. Mức tăng hệ số lực kéo CQ trong mô hình xoáy CQ – Thân – Mặt giới hạn (có thân TT) nhỏ hơn mức tăng hệ số lực kéo CQ trong mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn (không có thân TT) từ 1÷5% tùy thuộc giá trị khoảng cách  $h_2$  (hình 4.14).

#### 4.3.2. Khảo sát ảnh hưởng của diện tích mặt giới hạn

Khi TT thực hành hạ cánh, diện tích bãi đỗ (mặt giới hạn) có ảnh hưởng nhất định đối với ĐTKĐ của TT. Bãi đỗ có diện tích nhỏ hẹp (giàn khoan, boong tàu, nóc nhà cao tầng...) sẽ có tác động khác với bãi đỗ có bề mặt rộng, không hạn chế. Trong mục này sẽ trình bày các kết quả tính toán làm rõ các tác động khác biệt giữa các mặt giới hạn có diện tích khác nhau đó.



Hình 4.15. Mô hình khảo sát tham số diện tích mặt giới hạn

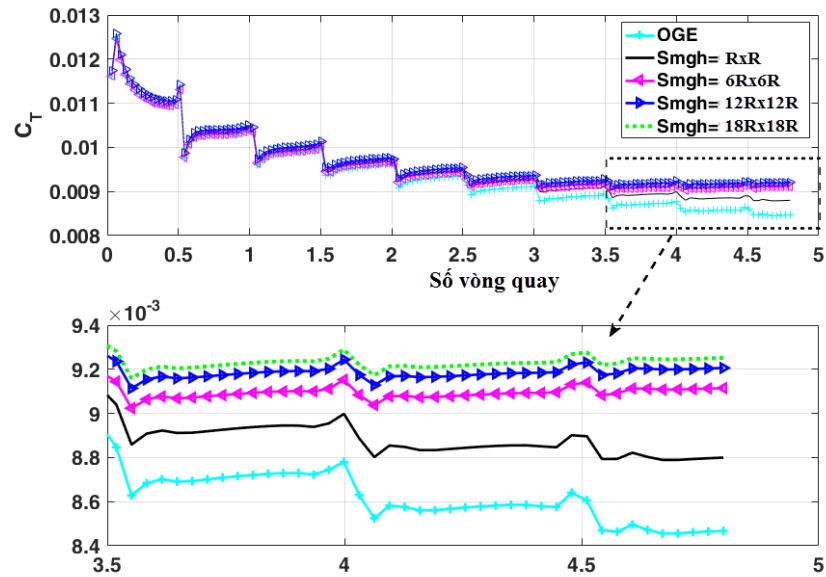
Mô hình MGH trong bài toán này có dạng mặt phẳng và có khoảng cách  $h_2$  từ MGH đến mặt phẳng quay được lấy cố định,  $h_2=R$ . Các MGH dùng trong khảo sát có kích thước khác nhau, và có diện tích lần lượt là  $S_{mgh} = R \times R$ ,  $S_{mgh}$

$=6R \times 6R$ ,  $S_{mgh} = 12R \times 12R$  và  $S_{mgh} = 18R \times 18R$  (hình 4.15). Các tính toán trong mục này đều được thực hiện khi TT hoạt động ở chế độ bay treo và TT nằm ở vị trí trung tâm phía trên MGH.

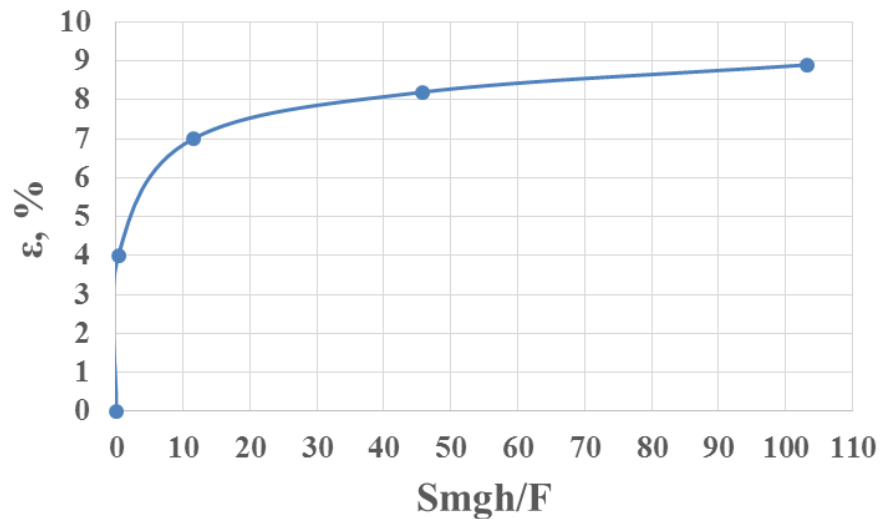
Đồ thị biến thiên hệ số lực kéo với các kích thước MGH khác nhau được thể hiện như trên hình 4.16. Theo đó hệ số lực kéo của CQTT biến thiên theo thời gian tính toán và hội tụ đến các giá trị trung bình khác nhau theo từng trường hợp kích thước của các mặt giới hạn. Ứng với các kích thước MGH như trên hình 4.15-a, 4.15-b, 4.15-c và 4.15-d, hệ số lực kéo hội tụ về các giá trị trung bình lần lượt là 0.0088, 0.0091, 0.0092, 0.0093. Ở trên trường hợp không có hiệu ứng mặt đất (OGE), hệ số lực kéo trung bình của CQTT đạt giá trị  $C_{TOGE} = 0.0085$ . Từ các giá trị trung bình của hệ số lực kéo, có thể thấy khi bay trong điều kiện có hiệu ứng mặt đất (IGE), hệ số lực nâng của CQ tăng lên đáng kể, tuy nhiên mức tăng này còn phụ thuộc vào kích thước của mặt giới hạn. Kích thước mặt giới hạn càng lớn, hiệu ứng mặt đất càng rõ ràng, mức tăng hệ số lực kéo càng lớn.

Gọi  $\varepsilon$  (%) là mức tăng hệ số lực kéo của CQ khi có hiệu ứng mặt đất. Tương quan tỉ lệ  $S_{mgh}/F$  và mức tăng hệ số lực kéo  $\varepsilon$  được thể hiện như trên hình 4.17. Theo đó, với diện tích mặt giới hạn nhỏ hơn diện tích CQ (hình 4.15-a) hệ số lực kéo chỉ tăng khoảng 4%. Khi tăng diện tích mặt giới hạn lớn hơn diện tích CQ đến kích thước như trường hợp trên hình 4.15-b, thì mức tăng của hệ số lực nâng đạt khoảng 7% (tăng lên so với trường hợp 4.15-a là 3%). Tiếp tục tăng kích thước của mặt giới hạn đến các giá trị lớn hơn thì tốc độ thay đổi của hệ số lực kéo thay đổi không nhiều. Như ở trường hợp trên hình 4.15-c mức tăng hệ số lực kéo lần lượt đạt 8.2% (tăng lên so với trường hợp 4.15-b là 1.2%) và ở trường hợp hình 4.15-d mức tăng là 8.9% (tăng lên so với trường hợp 4.20-c là 0.7%). Với diện tích mặt giới hạn lớn hơn trường hợp trên hình 4.15-d đã có thể coi mặt giới hạn là rộng tới vô cùng, mức tăng hệ số lực kéo dự đoán hội

tụ về các giá trị 9÷10%. Đồ thị trên hình 4.17 cho thấy khi diện tích mặt giới hạn càng lớn thì mức tăng hệ số lực kéo CQ do tác động của hiệu ứng mặt đất càng lớn.



Hình 4.16. Biến thiên hệ số lực kéo CQ trực thăng khi bay treo gần các mặt giới hạn có kích thước khác nhau



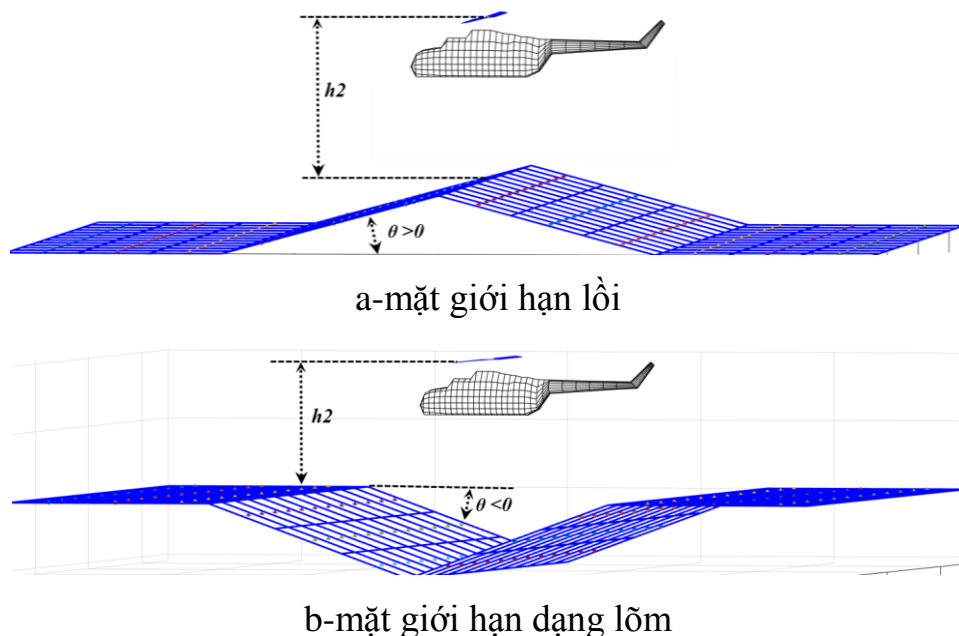
Hình 4.17. Mức tăng hệ số lực kéo CQ theo diện tích mặt giới hạn

Thực tế để xây dựng bãi đỗ có diện tích lớn cho TT trong nhiều trường hợp không thể đáp ứng được (trên giàn khoan, trên tàu chiến, hay trên nóc các nhà cao tầng). Và khi đó trên cơ sở các tính toán khảo sát khí động CQ có ảnh

hướng của thân và của mặt giới hạn như ở trên, có thể đưa ra các khuyến cáo bay, xây dựng các qui định sử dụng bãi đỗ cho từng loại TT, trong từng trường hợp cụ thể. Các tính toán khảo sát trong mục này có nhiều ý nghĩa quan trọng trong việc khai thác sử dụng và điều khiển TT khi cất hạ cánh tại khu vực giàn khoan, trên tàu chiến, hay trên nóc các nhà cao tầng.

#### 4.3.3. Khảo sát ảnh hưởng của hình dạng mặt giới hạn

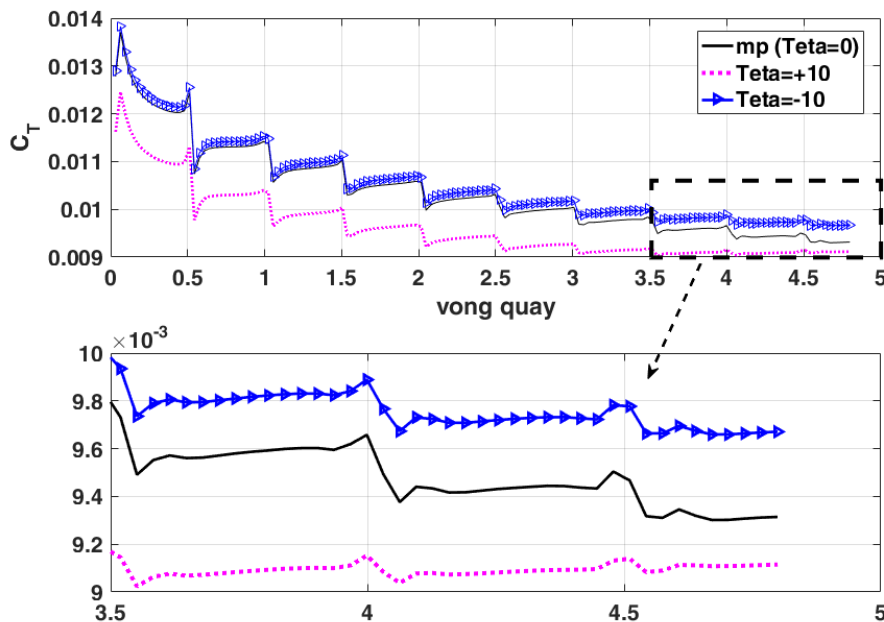
Trong thực tiễn hoạt động chấp hành nhiệm vụ, ở rất nhiều trường hợp TT không có điều kiện để hạ cánh xuống địa hình có bề mặt bằng phẳng. Khi thực hiện nhiệm vụ cứu nạn trong vùng đồi núi, địa hình gồ ghề, lồi lõm hay các mặt nghiêng của sườn núi sẽ tác động mạnh tới khả năng tạo lực nâng của CQTT, qua đó ảnh hưởng trực tiếp tới tính điều khiển của TT. Độ nghiêng, độ dốc của sườn núi hay của địa hình khác nhau sẽ có các tác động khác nhau tới TT. Bài toán trong mục này sẽ tập trung tính toán và làm rõ mức độ ảnh hưởng của góc nghiêng địa hình tới sự hình thành lực kéo của CQTT.



Hình 4.18. Các hình dạng khác nhau của MGH

Trong mô hình tính toán, ngoài các tham số mô tả CQ và thân TT, MGH có hình dạng như một bề mặt trái, có phần lồi (hoặc lõm) ở khu vực giữa và đặc trưng bởi góc nghiêng  $\theta$ .

Hình 4.18 mô phỏng các hình dạng khác nhau của MGH, MGH có hình dạng lồi hay lõm phụ thuộc vào giá trị của góc  $\theta$  lớn hơn hay nhỏ hơn 0. Khoảng cách  $h_2$  từ mặt phẳng cánh quay đến mặt giới hạn sẽ nhận các giá trị khảo sát là  $0.5R$ ,  $R$  và  $1.5R$ . Góc  $\theta$  trong cả hai trường hợp trên hình 4.18-a và 4.18-b sẽ được khảo sát nằm trong dải giá trị  $10^\circ$ ,  $20^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $40^\circ$  và  $-10^\circ$ ,  $-20^\circ$ ,  $-30^\circ$ ,  $-40^\circ$ .



Hình 4.19. Biến thiên hệ số lực kéo CQTT khi bay treo gần các mặt giới hạn có hình dạng lồi lõm

Sau khi thiết lập các tham số tính toán và điều kiện bay của TT, chương trình tính toán viết ra từ mô hình xoáy CQ – Thân TT – Mgh xây dựng ở chương 2 cho ra một số các kết quả khảo sát mô tả như trên hình 4.19, 4.20 và thể hiện giá trị cụ thể trong bảng 4.2. Số liệu được trích xuất ở thời điểm CQTT quay được 4.8 vòng quay.

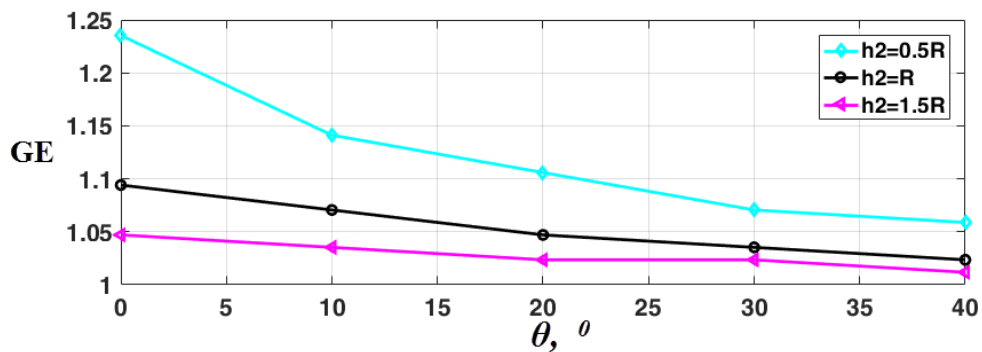
Biến thiên hệ số lực kéo của CQTT khi bay treo gần các MGH có hình dạng lồi, lõm, có kích thước  $S_{mgh} = 12R \times 12R$ ,  $h_2 = R$ , được thể hiện như trên

hình 4.18. Đồ thị biến thiên hệ số lực kéo cho thấy khi bay gần MGH lồi với góc nghiêng không lớn ( $\theta=10^0$ ), hiệu ứng mặt đất giảm so với trường hợp MGH dạng mặt phẳng (mp,  $\theta=0^0$ ). Ngược lại khi MGH có dạng lõm với góc nghiêng  $\theta=-10^0$ , hiệu ứng mặt đất tác động lên CQTT lại tăng lên. Tiếp tục tính toán hệ số lực kéo CQ với các giá trị khác nhau của góc nghiêng  $\theta$  và ở các khoảng cách  $h_2$  khác nhau, thu được bảng số liệu 4.2.

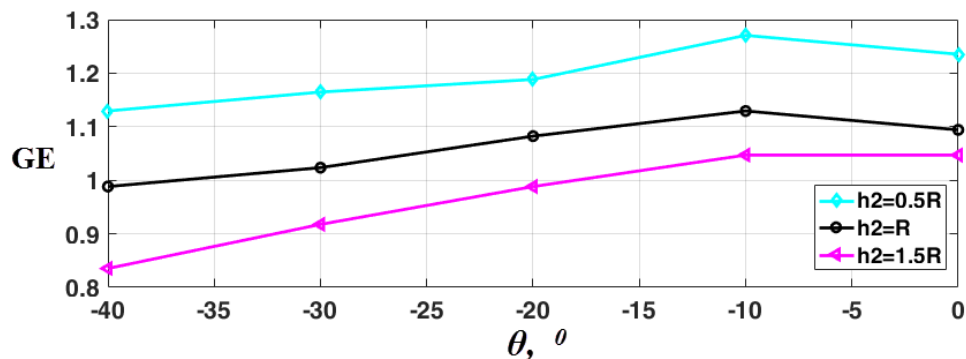
Bảng 4.2. Hệ số lực kéo trung bình của CQTT theo góc nghiêng  $\theta$  và khoảng cách  $h_2$

MGH lõm					
$\theta \backslash h_2$	$-40^0$	$-30^0$	$-20^0$	$-10^0$	$0^0$
$h_2=0.5R$	0.0096	0.0099	0.0101	0.0108	0.0105
$h_2=R$	0.0084	0.0087	0.0092	0.0096	0.0093
$h_2=1.5R$	0.0071	0.0078	0.0084	0.0089	0.0089
MGH lồi					
$\theta \backslash h_2$	$0^0$	$10^0$	$20^0$	$30^0$	$40^0$
$h_2=0.5R$	0.0105	0.0097	0.0094	0.0091	0.009
$h_2=R$	0.0093	0.0091	0.0089	0.0088	0.0087
$h_2=1.5R$	0.0089	0.0088	0.0087	0.0087	0.0086

Từ bảng số liệu 4.2, xây dựng đồ thị phụ thuộc của tỉ số GE (tỉ số tăng hệ số lực kéo giữa trường hợp TT bay trong vùng có hiệu ứng mặt đất và không có hiệu ứng mặt đất,  $GE= C_{TIGE}/ C_{TOGE}$ ,) và góc nghiêng MGH  $\theta$  ứng với các giá trị khoảng cách  $h_2$  khác nhau (hình 4.20 a, b).



a) MGH lồi



b) MGH lõm

Hình 4.20. Đồ thị phụ thuộc của tỷ số tăng hệ số lực kéo GE vào góc nghiêng  $\theta$  của MGH

Từ đồ thị trên hình 4.20, nhận thấy đối với trường hợp MGH lồi, mặc dù hiệu ứng mặt đất giảm dần (GE giảm) khi tăng góc nghiêng MGH  $\theta$ , tuy nhiên luôn tồn tại hiệu ứng mặt đất (GE luôn lớn hơn 1) kể cả khi góc  $\theta$  có giá trị tương đối lớn. Điều này đúng với các khoảng cách  $h_2$  khác nhau, hình 4.20 –a.

Trong trường hợp MGH có hình dạng lõm, khi góc nghiêng MGH nhỏ ( $\theta=-10^\circ$ ), hiệu ứng mặt đất có xu hướng tăng lên. Tuy nhiên khi tăng dần góc nghiêng MGH, hiệu ứng mặt đất giảm dần. Đặc biệt khi góc nghiêng MGH có giá trị lớn ( $\theta=-30^\circ, -40^\circ$ ), và TT bay ở khoảng cách  $h_2=R \div 2R$ , hệ số lực kéo giảm mạnh, khoảng 10%. Kết quả này phù hợp với hiện tượng trong thực tế, khi TT hoạt động gần thung lũng, có hai bên sườn dốc có góc nghiêng lớn, hoặc khi TT bay giữa các tòa nhà cao tầng, sẽ hình thành các cuộn xoáy cảm ứng, có xu hướng hút TT xuống dưới, làm giảm lực kéo tạo ra từ CQ.



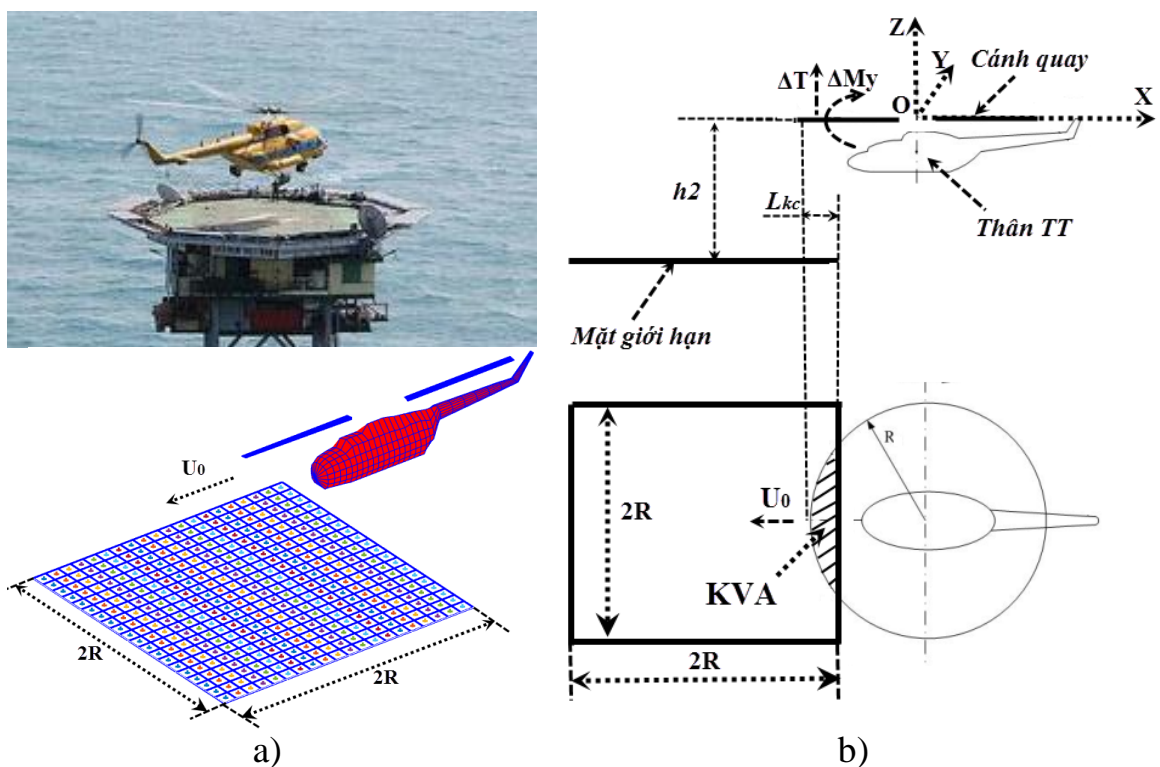
Kết quả tính toán trong mục này là cơ sở khoa học tin cậy để đưa ra các khuyến cáo bay khi TT hoạt trong vùng đồi núi, thung lũng, đặc biệt khi TT bay qua các khe núi sâu, có độ nghiêng bề mặt lớn.

#### ***4.3.4. Xác định mô men chúc góc tác động lên trục quay của CQ khi TT hạ cánh hành tiến theo phương ngang***

Khi TT hạ cánh trên đất liền, khu vực có diện tích rộng, ở khoảng cách hạ cánh nhỏ hơn  $2R$ , TT sẽ chịu tác động của hiệu ứng mặt đất. Hiệu ứng mặt đất khi toàn bộ mặt phẳng cánh quay phủ trên bề mặt khu vực hạ cánh như nói trên, được gọi là hiệu ứng mặt đất toàn phần/ full ground effect (FGE). Tuy nhiên trong quá trình khai thác sử dụng, có nhiều trường hợp TT cần thực hiện công tác cứu hộ hoặc các nhiệm vụ đặc thù, cần hạ cánh xuống khu vực có diện tích nhỏ hẹp như giàn khoan, nóc các tòa nhà hay trên boong tàu. Tại một số thời điểm, chỉ một phần mặt phẳng cánh quay quét phủ trên bề mặt khu vực hạ cánh. Khi đó TT cũng chịu tác động của hiệu ứng mặt đất, nhưng được gọi là hiệu ứng mặt đất từng phần/ partial ground effect (PGE). Dưới sự tác động không đối xứng của hiện tượng hiệu ứng mặt đất từng phần, không chỉ làm thay đổi giá trị và sự phân bố của tốc độ cảm ứng dưới CQTT, mà còn làm thay đổi độ lớn và sự phân bố của các lực, các mô men khí động tác động lên CQ. Đặc biệt trong trường hợp tính toán dưới đây (hình 4.21), sự xuất hiện của thành phần mô men chúc góc bổ sung  $\Delta M_y$  (do hiện tượng hiệu ứng mặt đất từng phần), tác động lên trục OY của CQ, gây ra xu hướng lật TT, trực tiếp uy hiếp an toàn bay. Đây là vấn đề thực tiễn có tính cấp thiết, đặt ra yêu cầu xây dựng mô hình nghiên cứu tính toán, từ đó đưa ra các khuyến cáo nâng cao hiệu quả khai thác sử dụng và an toàn bay cho TT trong các trường hợp cụ thể.

Hiện nay trên thế giới chưa có nhiều công bố nghiên cứu về hiện tượng hiệu ứng mặt đất từng phần (PGE). Một số phương pháp tính toán khí động CQTT được tác giả luận án khái quát trong chương 1, gặp nhiều khó khăn trong

xây dựng mô hình toán khảo sát bài toán dạng PGE. Tuy nhiên với cách tiếp cận xây dựng mô hình toán trong luận án (chương 2), phù hợp nghiên cứu các ảnh hưởng tương tác cảm ứng giữa các thành phần trong hệ đa vật. Trên cơ sở phương pháp XRR với các phần tử xoáy hình tứ giác, cách tiếp cận của luận án có thể mô phỏng các bề mặt vật thể theo mọi kích thước và hình dạng. Mô hình bài toán dạng PGE như thể hiện trên hình 4.21 được xây dựng trên cơ sở sử dụng lý thuyết theo cách tiếp cận của luận án.



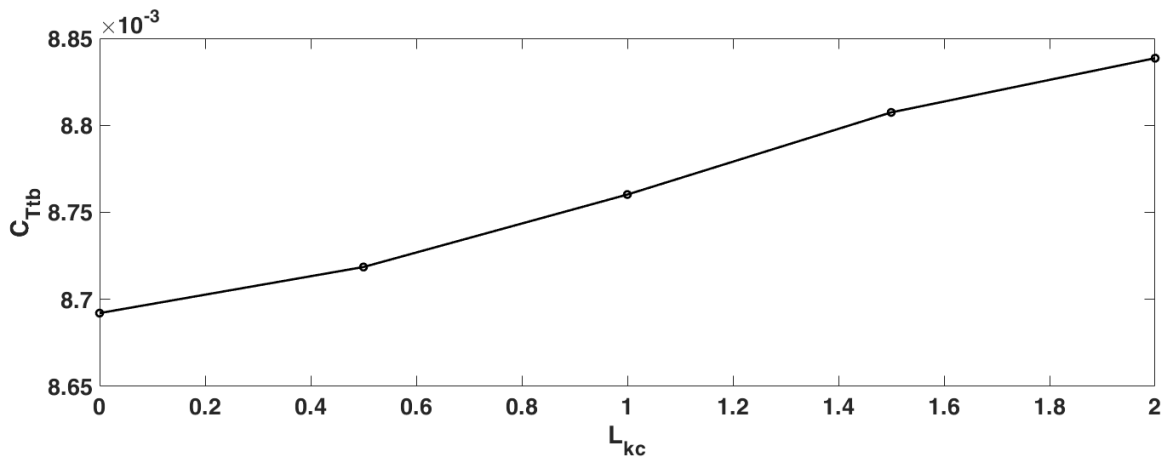
Hình 4.21. Mô hình khảo sát TT hạ cánh theo phương ngang

Mô hình mô phỏng quá trình TT hạ cánh trên boong tàu, trên nóc nhà cao tầng hoặc trên giàn khoan. TT chuyển động hành tiến theo phương ngang với tốc độ chậm  $U_0=5$  m/s tiếp cận bãi đỗ (bề mặt bãi đỗ được mô phỏng bởi MGH kích thước  $2R \times 2R$ , hình 4.15-a). Khoảng cách từ mặt phẳng CQ đến MGH được lấy  $h_2=R$ .

Khoảng cách từ mép bên phải của MGH và đầu mút phía trước mặt phẳng quay của CQ theo hướng chuyển động của TT được kí hiệu là  $L_{KC}$  (hình 4.21-

b,  $L_{KC} \geq 0$ ). Vùng diện tích của miền CQ bao trùm lên vùng MGH được ký hiệu là KVA (phần gạch chéo). Miền diện tích KVA có giá trị tăng dần theo chiều tăng của khoảng cách  $L_{KC}$ .

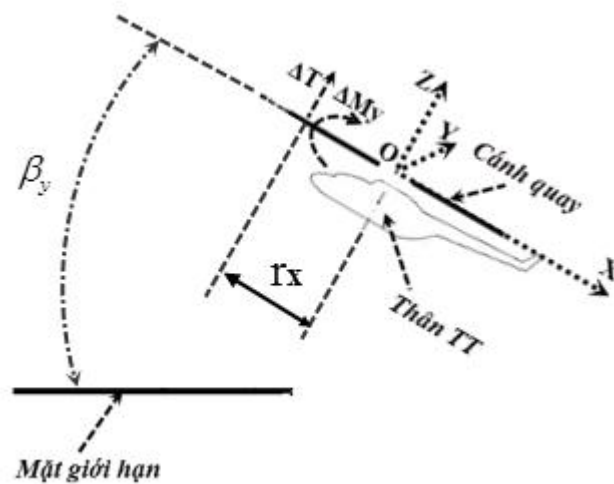
Tiến hành tính toán hệ số lực kéo CQ trong các trường hợp ứng với khoảng cách  $L_{KC}$  lần lượt là  $0, 0.5R, R, 1.5R$  và  $2R$ . Biến thiên hệ số lực kéo trung bình của CQ  $C_{Ttb}$  theo từng giá trị khoảng cách  $L_{KC}$  thể hiện trên đồ thị hình 4.22. Theo đó hệ số lực kéo trung bình  $C_{Ttb}$  tăng dần theo chiều tăng của khoảng cách  $L_{KC}$ , đồng nghĩa với chiều tăng của diện tích miền KVA.



Hình 4.22. Biến thiên hệ số lực kéo CQ theo khoảng cách  $L_{KC}$

TT hạ cánh ở khoảng cách chịu ảnh hưởng của hiệu ứng mặt đất từng phần PGE (ở đây  $h_2=R$ ), cho nên lực kéo CQ được bổ sung một lượng lực kéo  $\Delta T$  do ảnh hưởng của dòng khí phản xạ từ MGH ( $\Delta T$  thể hiện trên hình 4.23). Miền diện tích bao trùm KVA càng lớn thì dòng khí phản xạ từ MGH tác động lên CQ càng nhiều, và lượng lực kéo bổ sung cho CQ  $\Delta T$  càng lớn. Điều này cho thấy rằng lượng lực kéo bổ sung  $\Delta T$  phân bố chủ yếu trên miền diện tích KVA.  $\Delta T$  nằm lệch so với trục tọa độ ngang OY của CQ một khoảng  $r_x$ , làm xuất hiện lượng mô men chúc góc bổ sung  $\Delta M_y$  có xu hướng lật ngửa TT về phía phải của MGH một góc  $\beta_y$  (hình 4.23), đồng thời làm tăng tải lên ổ trục của CQ. Do vậy, trong bài toán hiệu ứng mặt đất dạng PGE, ngoài việc nghiên cứu ảnh hưởng của việc tăng lực nâng cho CQ, còn cần xem xét đến sự thay đổi của các

thành phần mô men, và đặc biệt trong bài toán này, mô men chúc góc có tác động lớn đến TT, uy hiếp trực tiếp an toàn bay.

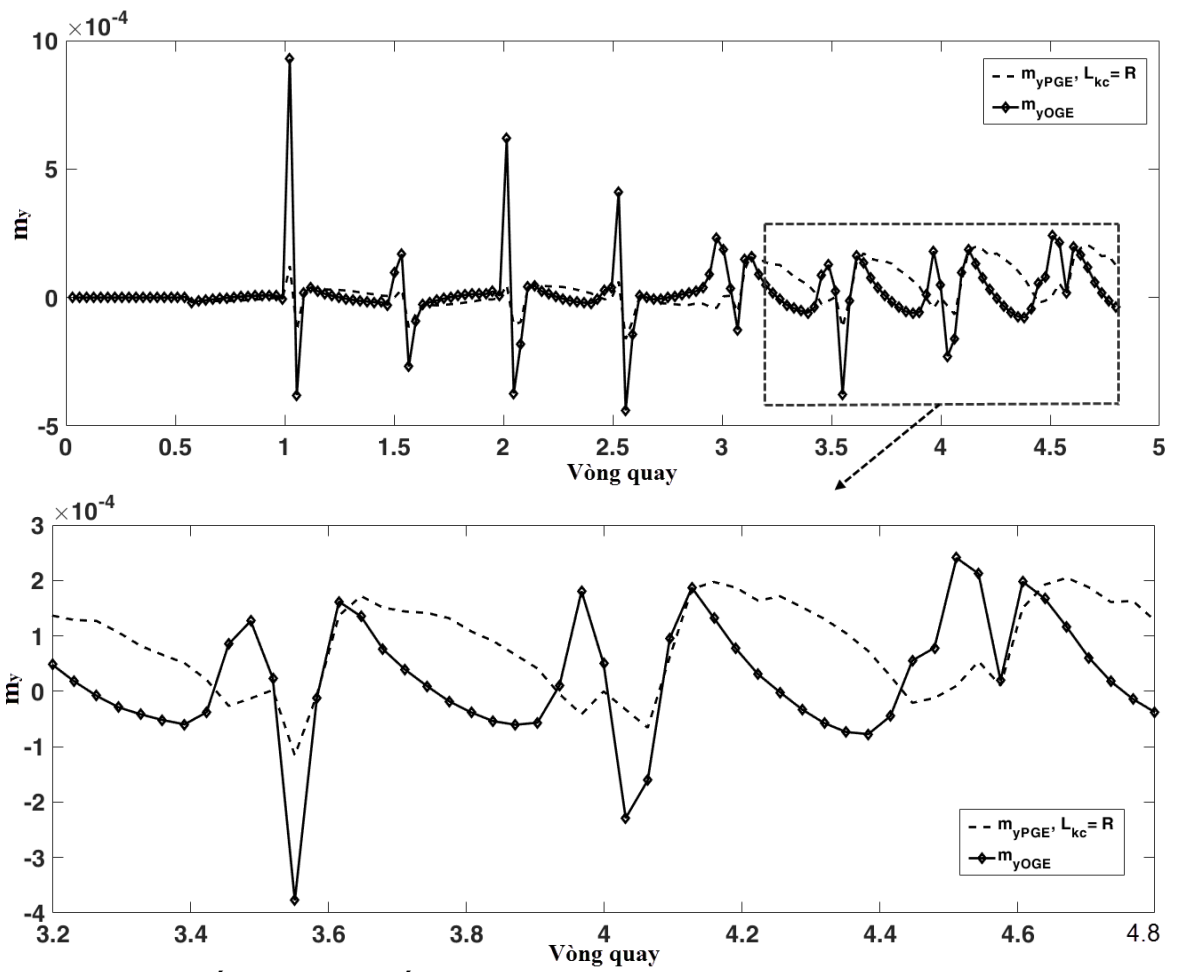


Hình 4.23. TT lật nghiêng do tác động của mô men chúc góc khi hạ cánh theo phương ngang

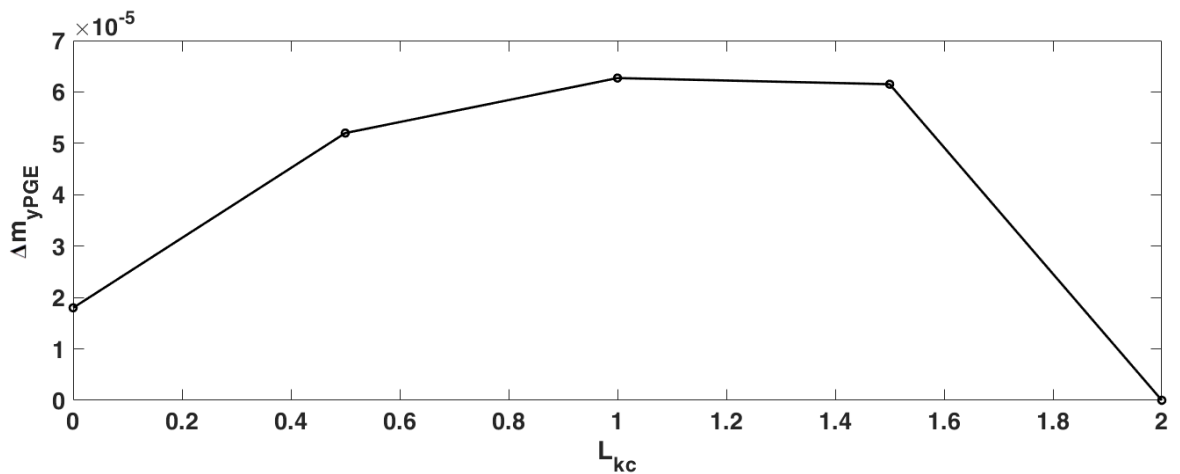
Sử dụng công cụ tính toán của mô hình xoáy CQ – Thân TT – MGH, xác định được các hệ số mô men chúc góc  $m_{yPGE}$  và  $m_{yOGE}$  của CQTT trong các trường hợp khác nhau. Hệ số  $m_{yPGE}$  ứng với trường hợp hiệu ứng mặt đất từng phần PGE ở khoảng cách  $L_{KC}=R$  và hệ số  $m_{yOGE}$  ứng với trường hợp TT không chịu ảnh hưởng của hiệu ứng mặt đất OGE được thể hiện trên hình 4.24. Sự thay đổi của hệ số mô men chúc góc trung bình được tính theo công thức sau:

$$\Delta m_{yPGE} = m_{yPGE} - m_{yOGE}.$$

Hình 4.25 thể hiện sự biến thiên của lượng tăng hệ số mô men chúc góc trung bình  $\Delta m_{yPGE}$  khi chịu tác động của hiệu ứng mặt đất từng phần theo các khoảng cách  $L_{KC}$  khác nhau. Qua đồ thị cho thấy lượng tăng hệ số mô men chúc góc trung bình  $\Delta m_{yPGE}$  đạt giá trị lớn nhất khi  $L_{KC}$  nằm trong khoảng  $R \div 1.5R$  và có giá trị nhỏ hơn khi TT ít chịu ảnh hưởng của hiệu ứng mặt đất ( $L_{KC}=0$ ) hoặc chịu ảnh hưởng của hiệu ứng mặt đất toàn phần FGE ( $L_{KC}=2R$ ).



Hình 4.24. Biến thiên hệ số mô men chúc góc trong trường hợp PGE/ $L_{KC}=R$  và trường hợp OGE



Hình 4.25. Biến thiên hệ số mô men chúc góc theo khoảng cách  $L_{KC}$

Qua tính toán ở trên có thể thấy rằng khi TT hạ cánh theo hướng chuyển động ngang trên các bãi đỗ nhỏ hẹp (trên nóc các tòa nhà, trên giàn khoan hoặc trên boong tàu) sẽ làm xuất hiện lượng lực kéo bổ sung cho CQ do ảnh hưởng của hiệu ứng mặt đất  $\Delta T$ . Lượng mô men chúc góc bổ sung  $\Delta M_y$  sinh ra do ảnh hưởng của hiệu ứng mặt đất từng phần PGE uy hiếp an toàn bay của TT, khuyến cáo phi công cần có các biện pháp điều khiển phù hợp để ổn định cân bằng cho TT, triệt tiêu sự tác động xấu do  $\Delta M_y$  gây ra.

Ngoài ra trên cơ sở các tính toán nêu trên, có thể đưa ra các khuyến cáo khi TT thực hiện hạ cánh trên các khu vực có bãi đỗ nhỏ hẹp. Để loại bỏ được sự xuất hiện của mô men chúc góc gây mất an toàn cho TT, trong giai đoạn thực hành hạ cánh nên đưa trục thăng bay cao trên khoảng cách lớn hơn  $2R$  so với mặt phẳng bãi đỗ (tránh hiệu ứng mặt đất), sau đó di chuyển TT vào tâm bãi đỗ và thực hiện hạ cánh thẳng đứng.

#### **Kết luận chương 4**

- Trên cơ sở các mô hình xoáy CQ – Thân TT, mô hình xoáy CQ – Thân TT – MGH đã được xây dựng và kiểm chứng, luận án tạo ra được một công cụ tính toán linh hoạt và hiệu quả. Công cụ tính toán có khả năng tính toán mô phỏng đặc trưng khí động CQ xét đến ảnh hưởng của thân và của mặt giới hạn ở nhiều chế độ, nhiều điều kiện hoạt động của TT.

- Việc có mặt thân TT trong mô hình xoáy CQ – Thân không tạo ra nhiều thay đổi của các ĐTKĐ CQ, nhưng làm xuất hiện các dao động của hệ số lực kéo với biên độ đáng kể. Các dao động của hệ số lực kéo CQ trong mô hình xoáy CQ – Thân chủ yếu xuất hiện khi các LCQ quét qua phần đuôi thân TT, và phân bố ở phần đầu mút và phần gốc lá cánh.

- Khoảng cách giữa thân TT và CQ càng gần thì ảnh hưởng cảm ứng của thân TT lên ĐTKĐ của CQ càng rõ. Tuy nhiên về mặt định lượng, các ảnh

hưởng này không quá lớn, do vậy trong bài toán thiết kế phối trí vị trí thân TT nên chú trọng yếu tố ổn định và bền kết cấu hơn là ảnh hưởng khí động.

- Các mô hình xoáy được xây dựng và các công cụ tính toán được tạo ra từ các mô hình có khả năng thay đổi, điều chỉnh để nghiên cứu các bài toán tương tác khí động với các đối tượng khác nhau. Mặt giới hạn (bao gồm các thay đổi về tính chất, hình dạng, kích thước...) được lấy làm ví dụ đối tượng tính toán chứng minh nhận xét trên. Kết quả tính toán với các trường hợp khác nhau liên quan đến mặt giới hạn và hiệu ứng mặt đất có ý nghĩa quan trọng trong hoạt động thực tiễn khai thác sử dụng và vận hành điều khiển TT.

## KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ

Từ những yêu cầu của hoạt động thực tiễn và trên cơ sở phân tích tính hình nghiên cứu khí động trực thăng trong và ngoài nước, luận án đã chỉ ra những vấn đề còn tồn tại, những nội dung khoa học chưa được giải quyết, từ đó đề xuất hướng nghiên cứu, hướng tiếp cận các vấn đề của luận án. Mục đích đề ra của luận án là xây dựng được mô hình toán xác định các đặc trưng khí động của cánh quay trực thăng xét đến ảnh hưởng của thân và mặt giới hạn. Khảo sát được các bài toán tương tác khí động giữa cánh quay và thân trực thăng trong nhiều chế độ khác nhau, nghiên cứu mô phỏng được sự biến đổi của các đặc tính khí động cánh quay khi xét đến tương quan vị trí giữa cánh quay, thân trực thăng và mặt giới hạn. Mặt giới hạn được mô phỏng trong luận án có kích thước và hình dạng phức tạp, thể hiện được khả năng ứng dụng linh hoạt của mô hình toán trong luận án đối với các bài toán trong thực tiễn. Với các nội dung khoa học và các kết quả trình bày trong các chương của luận án, có thể khẳng định luận án đã đạt được mục tiêu đề ra.

Bằng việc nghiên cứu các phương pháp nghiên cứu khí động trực thăng trong nước và trên thế giới, luận án lựa chọn cách tiếp cận sử dụng phương pháp xoáy rời rạc để xây dựng mô hình toán cho đối tượng nghiên cứu. Khác với nhiều công trình khoa học trong nước chủ yếu sử dụng phần tử xoáy móng ngựa, trong luận án đã phát triển mô hình tính toán hoàn toàn mới dựa trên nền phần tử xoáy khung hình tứ giác. Và có thể nói chính nhờ áp dụng phần tử xoáy khung tứ giác, mà mô hình toán xây dựng được trong luận án có nhiều ưu việt, có thể mô phỏng được vật thể 3D, đưa vật thể có thể tích vào trong một mô hình xoáy, qua đó xem xét đánh giá được ảnh hưởng tương tác trong hệ nhiều vật, như CQ, Thân TT và mặt giới hạn.

Các mô hình xoáy phi tuyến không dừng trong luận án được áp dụng bổ sung thuyết bán kính xoáy hữu hạn, làm cho mô hình toán được xây dựng ngày



càng hoàn thiện, sát gần với thực tiễn. Từ các mô hình toán đó tạo ra được một công cụ tính toán khí động và tương tác khí động tương đối hoàn chỉnh. Công cụ tính toán được nghiên cứu kiểm chứng khẳng định độ tin cậy trong nhiều trường hợp. Kết quả tính toán từ công cụ được so sánh với nhiều mô hình toán trong các công trình đã công bố của các nhà khoa học trên thế giới, đảm bảo tính chính xác, tính khoa học và có độ tin cậy cao. Với công cụ xây dựng được, có thể áp dụng tính toán mô phỏng cho nhiều đối tượng, có thể thay đổi tùy chỉnh và phát triển linh hoạt để thích ứng với nhiều dạng bài toán khác nhau. Với các thuật toán chương trình trong luận án, có thể tính toán khảo sát và đánh giá được ảnh hưởng của Thân TT và của mặt giới hạn lên khả năng tạo nâng của CQ, cũng như những thay đổi trong quá trình hình thành màn xoáy. Ở đây do giới hạn về thời gian và khuôn khổ dung lượng luận án mà đặc tính khí động được nghiên cứu chỉ tập trung vào khả năng tạo nâng của CQ, được tính toán chủ yếu trong điều kiện các bài bay cơ bản (bay treo, bay lên xuống thẳng đứng). Mặc dù vậy những kết quả đạt được có ý nghĩa quan trọng, là cơ sở khoa học tin cậy để đưa ra các khuyến cáo trong quá trình khai thác vận hành TT.

Dựa trên các kết quả nghiên cứu ảnh hưởng của Thân TT trong mô hình xoáy CQ – Thân TT của luận án, có thể đưa ra các kết luận chung trong ứng dụng thực tiễn. Khả năng tính toán định lượng được sự phân bố tải trên LCQ quét qua phần đuôi thân TT có ý nghĩa khảo cứu quan trọng cho các bài toán tính toán thiết kế LCQ, bài toán kiểm bền mỏi LCQ. Cung cấp số liệu tham khảo để xây dựng mô hình giả tải trong mô phỏng thử nghiệm LCQ. Từ kết quả nghiên cứu về tương tác CQ – Thân TT cho thấy những cải tiến, thay đổi liên quan đến kết cấu gắn trên thân TT (gá lắp giá, thiết bị, giàn phun nước...) không gây ảnh hưởng lớn đến khả năng tạo nâng của CQ.

Kết quả khảo sát với mặt giới hạn trong mô hình xoáy CQ – Thân - MGH cho thấy rằng sự tương tác khí động với các vật thể xung quanh gây ảnh hưởng

rõ rệt tới khả năng tạo nâng của CQ, đặc biệt khi TT bay gần các bề mặt giới hạn. Mức độ ảnh hưởng này tương đối lớn và không thể bỏ qua trong quá trình tính toán cũng như khai thác sử dụng. Tùy thuộc vào tính chất, hình dạng và kích thước mặt giới hạn mà mức độ ảnh hưởng có giá trị khác nhau. Các kết quả tính toán từ các nghiên cứu tương tác giữa CQ, Thân TT và MGH là cơ sở khoa học đưa ra các khuyến cáo an toàn bay cho TT, có ý nghĩa ứng dụng thực tiễn góp phần giải quyết các dạng bài toán thực tế mới nổi lên gần đây (TT hạ cánh trên nóc tòa nhà cao tầng, trên giàn khoan hoặc trên boong tàu; TT hoạt động trong vùng có địa hình đồi núi, thung lũng...).

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

- Xây dựng mô hình toán phi tuyến không dừng xác định đặc trưng khí động của cánh quay bằng phương pháp xoáy rời rạc (mô hình xoáy CQ). Trong mô hình đó:

+ Phần tử xoáy sử dụng trong mô hình xoáy CQ có dạng hình tứ giác.

+ Có áp dụng mô hình khuếch tán xoáy, qua đó mô tả được quá trình khuếch tán của màn xoáy trong không gian, làm cho mô hình toán hoàn thiện hơn, sát gần hơn với các quá trình trong thực tế.

- Xây dựng mô hình toán phi tuyến không dừng xác định đặc trưng khí động của cánh quay xét đến ảnh hưởng của thân trục thẳng và mặt giới hạn bằng phương pháp xoáy rời rạc:

+ Cách tiếp cận xây dựng mô hình toán mới, khoa học và chặt chẽ, thể hiện được sự tương tác qua lại giữa các thành phần khí động trong một hệ đa vật bằng mô hình toán học. Cách tiếp cận này mở rộng khả năng áp dụng điều kiện chảy không thấm của phương pháp xoáy rời rạc trong lĩnh vực khí động lực học hệ đa vật.

+ Trong mô hình toán xây dựng mô phỏng được hình dạng 3D của thân TT và các hình dạng phức tạp của mặt giới hạn bằng phương pháp XRR. Qua

đó đưa được thân TT và các đối tượng khác (mặt giới hạn) vào trong mô hình xoáy CQ, thể hiện được sự ảnh hưởng qua lại giữa chúng rõ ràng và chính xác, khắc phục được những hạn chế của cách tiếp cận truyền thống trước đây.

- Chương trình thuật toán dựa trên các mô hình đã xây dựng là một bộ công cụ tính toán tin cậy, được kiểm chứng ở nhiều trường hợp. Với công cụ tính toán như vậy, có thể nghiên cứu, khảo sát nhiều bài toán khí động, đặc biệt là nghiên cứu tương tác hệ đa vật.

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

Qua thực tiễn nghiên cứu về khí động cánh quay trực thăng và lớp các bài toán tương tác khí động trong hệ nhiều vật, tác giả luận án thấy rằng còn tồn tại một số vấn đề có tính ứng dụng thực tiễn cao tuy nhiên chưa có nhiều nhà khoa học trên thế giới quan tâm nghiên cứu như:

- Nghiên cứu về tương tác khí động giữa các cánh quay trong mô hình ô tô bay: Nghiên cứu phối trí khí động giữa các cánh quay của ô tô bay để giảm thiểu các tổn thất lực kéo; Nghiên cứu tối ưu về hình dạng khí động của thân ô tô khi hoạt động trong các dòng khí hỗn loạn thổi từ nhiều cánh quay...

- Các nghiên cứu về khí động lực học cánh vẫy của một số mô hình côn trùng, mô hình động lực học của các loài chim. Cánh vẫy khác với cánh quay về quy luật chuyển động và quy luật thay đổi góc tấn, do vậy cần có các nghiên cứu cụ thể hơn nữa, để khái quát, xây dựng mô hình toán.

- Nghiên cứu khí động lực học các loại trực thăng có tính cơ động cao, bay với tốc độ lớn. Khi đó mô hình nghiên cứu cần xét đến ảnh hưởng của tính nén, tính nhớt của dòng khí và các tổn thất tại đầu mút lá cánh quay. Mô hình cánh quay có nhiều khớp để thể hiện các chuyển động lắc, chuyển động vẫy và độ vắn của các lá cánh.

Các bài toán kể trên là những vấn đề còn tồn tại, có tính cấp thiết và tính thời sự trên thế giới. Do vậy tác giả luận án xác định đây sẽ là các hướng nghiên cứu, phát triển tiếp theo sau khi luận án được hoàn thành.

## DANH MỤC CÁC CÔNG TRÌNH ĐÃ CÔNG BỐ CỦA NCS

1. **Phạm Thành Đồng**, Nguyễn Anh Tuấn, Đặng Ngọc Thanh, Phạm Vũ Uy (2017), *Xây dựng mô hình tính toán các đặc trưng khí động của cánh quay trực thăng*, Tạp chí Khoa học và Kỹ thuật - số 185 (8/2017) - Học viện KTQS, tr 70-80.
2. **Phạm Thành Đồng**, Đặng Ngọc Thanh, Phạm Vũ Uy (2017), *Nghiên cứu khảo sát ảnh hưởng của tính nhớt và tính nén môi trường đến đặc tính khí động của cánh quay trực thăng*. Hội nghị Cơ học toàn quốc lần X, tập 2 -tháng 12/2017, tr 28-36.
3. **Phạm Thành Đồng**, Đặng Ngọc Thanh, Phạm Vũ Uy (2018), *Mô phỏng tương tác khí động của cánh quay và thân trực thăng*, Tạp chí Khoa học và Kỹ thuật - số 192 (8/2018) - Học viện KTQS, tr 80-88.
4. **Phạm Thanh Đông**, Nguyễn Anh Tuấn, Phạm Vũ Uy (2018), *An Approach to Study the Airflow over 3D Objects by the Vortex-lattice Method*, International Conference on Fluid Machinery and Automation Systems 2018 (ICFMAS2018)/ Ta Quang Bui Library - Hanoi University of Science and Technology (HUST) – 10/2018, page 164-171.
5. **Phạm Thanh Đông**, Nguyễn Anh Tuấn, Đặng Ngọc Thanh, Phạm Vũ Uy (2018), *Numerical Method to Study Helicopter Main Rotor-fuselage Aerodynamic Interaction*, International Conference on Fluid Machinery and Automation Systems 2018 (ICFMAS2018)/ Ta Quang Bui Library - Hanoi University of Science and Technology (HUST) – 10/2018, page 172-179.
6. **Phạm Thành Đồng**, Nguyễn Anh Tuấn, Đặng Ngọc Thanh, Phạm Vũ Uy (2019), *Nghiên Cứu Ảnh Hưởng Của Địa Hình Đến Đặc Trưng Khí Động Của Trực Thăng Khi Hạ Cánh*. Tạp chí Khoa học và Kỹ thuật - số 197 (4/2019) - Học viện KTQS, tr 71-79.

## TÀI LIỆU THAM KHẢO

### Tài liệu tiếng việt

1. Vũ Văn Duy (2012), “Mô phỏng số cấu trúc xoáy đỉnh cánh trên chân vịt tàu thủy”, *Tạp chí Khoa học Công nghệ Hàng hải*, Số 29, trang 54-57.
2. Nguyễn Đức Luyện (2003), Nghiên cứu phát triển và ứng dụng công nghệ mô phỏng trong KTXH và ANQP/ Phòng thí nghiệm ảo về khí cụ bay tự động, Báo cáo tổng kết KHKT Đề tài KC-01.07.
3. Nguyễn Đình Sơn (2014), Nghiên cứu ảnh hưởng của gió cạnh tới đặc tính khí động của máy bay trong quá trình hạ cánh, Luận án Tiến sĩ kỹ thuật, Hà Nội.
4. Nguyễn Hồng Sơn (2014). Tính toán số lực khí động cánh 3D xét đến hiệu ứng đàn hồi, Luận án Tiến sĩ cơ học, Hà Nội.
5. Hoàng Anh Tú (2009), Nghiên cứu chuyển động lắc có xét đến ảnh hưởng của chuyển động vẩy lá cánh quay trực thăng, Luận án Tiến sĩ kỹ thuật, Hà Nội.
6. Nguyễn Trường Thành (2011), Nghiên cứu đặc tính khí động của cánh máy bay khi tính đến ảnh hưởng trường tốc độ cảm ứng sau cánh quay, Luận án Tiến sĩ kỹ thuật, Hà Nội.
7. Ngọc Anh Tuấn (2000), Nghiên cứu đặc tính khí động của cánh quay hai tầng đồng trục của trực thăng, Luận án Tiến sĩ kỹ thuật, Hà Nội.
8. Thái Doãn Tường (2007). Xây dựng mô hình tương tác khí động giữa hai khí cụ bay trong giai đoạn tách khỏi nhau. Luận án Tiến sĩ kỹ thuật, Hà Nội.
9. Nguyễn Minh Xuân (2002), *Nghiên cứu chuyển động vẩy của lá cánh quay trực thăng*, Luận án Tiến sĩ kỹ thuật, Hà Nội.

### Tài liệu tiếng Anh

10. Ananthan, S., and Leishman, J. G (2004). “Role of Filament Strain in the Free-Vortex Modeling of Rotor Wakes”. *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 49, (2), April, pp. 176–191.
11. Anderson J.D, Jr (1991). *Fundamentals of aerodynamics*. Second edition, McGraw-Hill, Inc.
12. Aleksandar Bengin (2008). “Improved solution approach for aerodynamic loads of helicopter rotor in forward flight”. *Strojniski venstnik-Journal of Mechanical Engineering*, 54-3, page 170-178.
13. Benjamin A. Broughton and Michael S. Selig (2006). “Hybrid Inverse Design Method for Nonlifting Bodies in Incompressible Flow”. *Journal of aircraft*, Vol. 43, No. 6, November–December.
14. Boyd D. Douglas, Jr. and Richard W. Barnwell (2000). “A Computational Model For Rotor-Fuselage Interactional Aerodynamics”. *AIAA-2000-0256, 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, January 10-13, 2000/Reno, NV.
15. Bhagwat, M. J., and Leishman, J. G (2002). “Generalized Viscous Vortex Core Models for Application to Free-Vortex Wake and Aeroacoustic Calculations”. *American Helicopter Society 58th Annual Forum Proceedings*, Montreal, Canada, June 11–13.
16. Bum Seok Lee, Mun Seung Jung, Oh Joon Kwon (2010). “Numerical Simulation of Rotor-Fuselage Aerodynamic Interaction Using an Unstructured Overset Mesh Technique”. *Int’l J. of Aeronautical & Space Sciences*, pISSN: 2093-274x eISSN:2093-2480, Vol. 11, No. 1.
17. Bret K. Stanford, Philip S. Beran (2010) “Analytical Sensitivity Analysis of an Unsteady Vortex-Lattice Method for Flapping-Wing Optimization”, *journal of aircraft*, Vol. 47, No. 2.

18. Chao Liu (2007). *Wake Vortex Encounter Analysis with Different Wake Vortex Models Using Vortex-Lattice Method*. Master of Science Thesis, Faculty of Aerospace Engineering- Delft University of Technology.
19. Christopher B (2007). Propeller performance analysis and multidisciplinary optimization using a genetic algorithm. Degree of Doctor of Philosophy, Auburn University- Alabama.
20. Christian Rodriguez, (2012). CFD Analysis on the Main-Rotor Blade of a Scale Helicopter Model using Overset Meshing. Masters' Degree Project, Stockholm- Sweden.
21. Deepanshu Rajvanshi, Pranav Gujar, Puneet Gupta and Anutosh Moitra (2014). "Analysis of Helicopter Flow field using Commercial and Open Source CFD codes". *16th Annual CFD symposium*, August 11-12, Bangalore.
22. Farhan Gandhi, Lionel Tauszig (2000). "A critical evaluation of various approaches for the numerical detection of helicopter blade-vortex interactions". *Journal of the American helicopter society*, July 2000.
23. Ginevsky A. S., Zhelannikov A.I. (2015). *Vortex wakes of aircraft*.
24. Houghton E.L., Carpenter P.W., Steven H. Collicott, Daniel T. Valentine (2013), *Aerodynamics for engineering students*, 6th ed.
25. Hou T.Y., Stredie V.G. and Wu T.Y (2006). "A 3D Numerical method for studying vortex formation behind a moving plate". *Communications In Computational Physics*, Vol. 1, No. 2, pp. 207-228.
26. John Berry, Nicolas Bettschart (1997). "Rotor-Fuselage Interaction: Analysis and Validation with Experiment". *American Helicopter Society 53rd Annual Forum*, Virginia Beach, VA, April 29-May 1, 1997.
27. John L. Hess (1972). *Calculation of potential flow about arbitrary three-dimensional lifting bodies*. Final Technical Report prepared under Contract for Naval Air Systems Command Department of the Navy.



28. Juan DC, Omar DL, Sergio P (2015). Computational Study of a Transverse Rotor Aircraft in Hover Using the Unsteady Vortex Lattice Method. *Hindawi Publishing Corporation Mathematical Problems in Engineering*, Article ID 478457, pp. 1-9;
29. Katz J., Plotkin A (2001). *Low-speed aerodynamics*. Cambridge University Press.
30. Lamb. H (1932). *Hydrodynamics*. 6th Edition, Cambridge University Press, Cambridge, pp. 592–593.
31. Liu Dawei, Xin Ji, Huang Jun (2016). “The Theoretical Research for the Rotor/Fuselage Unsteady Aerodynamic Interaction Problem”. *J. Aerosp. Technol. Manag., São José dos Campos*, Vol.8, No 3, pp.281-288, Jul.-Sep., 2016.
32. Li Peng, Zhao Qijun, Zhu Qiuxian (2015). “CFD calculations on the unsteady aerodynamic characteristics of a tilt-rotor in a conversion mode”. *Chinese Journal of Aeronautics*, 28(6), page 1593-1605.
33. Mark D. Betzina, Charles A. Smith and Patrick Shinoda (1983). *Rotor/Body Aerodynamic Interactions*. Ames Research Center, Moffett Field, California - Aeromechanics Laboratory, Research and Technology Laboratories, U. S. Army Aviation Research and Development Command Ames Research Center, Moffett Field, California.
34. Mark Potsdam, Marilyn Smith, Thomas Renaud (2009). “Unsteady Computations Of Rotor-Fuselage Interaction”. *35th European Rotorcraft Forum 2009*, Document ID: 101230.
35. Oleg Solovyov, Vitaliy Kobrin, Sergey Yeryomenko (2015). “Mathematical Modeling of the Flow behind Main rotor”. *Studies in Engineering and Technology*, Vol. 2, No. 1, ISSN 2330-2038 E-ISSN 2330-2046, page 77-85.

36. Pandey K. M., Kumar G., Das D., Deka D., Surana A. and Das H. J. (2011). "CFD analysis of an isolated main helicopter rotor for a hovering flight", *IRACST – Engineering Science and Technology: An International Journal (ESTIJ)*, page 131-137.
37. Patrick R. Hammer (2011). *A discrete vortex method application to low reynolds number aerodynamic flows*. Master of Science in Aerospace Engineering, University of Dayton.
38. Ramasamy M., Leishman J. G (2007). "A reynolds number–based blade tip vortex model". *Journal of the American helicopter society*, July.
39. Ramasamy M., Leishman, J. G (2006). "A Generalized Model For Transitional Blade Tip Vortices". *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 51, (1), January, pp. 92–103.
40. Raymond E. Mineck and Susan Althoff Gorton (2000). "Steady and Periodic Pressure Measurements on a Generic Helicopter Fuselage Model in the Presence of a Rotor". *Langley Research Center*, Hampton, Virginia, June 2000.
41. Sijun Zhang, Madhaveswer Gentela, Fuchiwaki .T (2009). "CFD Developments for Unsteady Aerodynamics of Rotorcraft in Forward Flight with Realistic Motion Schedules". *AIAA Computational Fluid Dynamics*, 19<sup>th</sup>.
42. Steijl R. and Barakos G. (2008). "Computational Analysis Of Rotor-Fuselage Interactional Aerodynamics Using Sliding-Plane Cfd Method". *34th European Rotorcraft Forum*, Liverpool, 2008.
43. Steijl R. and Barakos G. (2009). "Computational Study of Helicopter Rotor-Fuselage Aerodynamic Interactions". *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 9, pp. 2143-2157.
44. Squire, H. B (1965). "The Growth of a Vortex in Turbulent Flow," *Aeronautical Quarterly*, Vol. 16, August, pp. 302–306.

45. Tan Jianfeng, Wang Haowen (2013). “Panel/full-span free-wake coupled method for unsteady aerodynamics of helicopter rotor blade”. *Chinese Journal of Aeronautics*, 26(3), page 535–543.
46. Timothy M. Fletcher, Richard E. Brown (2008). “Main Rotor–Tail Rotor Interaction and Its Implications for Helicopter Directional Control”. *Journal Of The American Helicopter Society*.
47. Thomas Renaud, David O’Brien, Marilyn Smith, Mark Potsdam (2004). “Evaluation Of Isolated Fuselage And Rotor-Fuselage Interaction Using CFD”. *American Helicopter Society 60th Annual Forum*, Baltimore, MD, June 7-10, 2004.
48. Tomasz Lusiak, Andżelika Grudzień (2013). “Rotor turbulence influence on helicopter flights in high urban built-up area”. *Advances in Science and Technology Research Journal*, Volume 7, Issue 17, page. 47–50.
49. Tung Wan, Hsiang-Chun Kuan (2013). “Aerodynamic Analysis of Helicopter Rotor Blades in Heavy Rain Condition”. *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting* including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Aerospace Sciences Meetings; 07-10 January 2013, (Dallas/Ft. Worth Region), Texas.
50. Zorana Trivković, Jelena Svorcan, Marija Baltić, Dragan Komarov, Vasko Fotev (2016). “Computational Analysis of Helicopter Main Rotor Blades in Ground Effect”. *Scientific Technical Review*, 66(4), pp. 52-58.
51. Xu Heyong, Ye Zhengyin (2012). “Numerical simulation of rotor-airframe aerodynamic interaction based on unstructured dynamic overset grids”, *SCIENCE CHINA- Technological Sciences*, Vol.55 No.10: page 2798–2807.

52. Xu Heyong, Ye Zhengyin (2011). “Numerical Simulation of Unsteady Flow Around Forward Flight Helicopter with Coaxial Rotors”, *Chinese Journal of Aeronautics*, N-24, page 1-7.

53. Young Min Park, Hwa Jin Nam, Oh Joon Kwon (2003). “Simulation of Unsteady Rotor-Fuselage Interactions Using Unstructured Adaptive Meshes”. *American Helicopter Society 59th Annual Forum*, Phoenix, Arizona, May 6-8, 2003.

### **Tài liệu tiếng Nga**

54. Апаринов А. А., Сетуха А. В. (2013), “О распараллеливании вычислений в вихревом методе решения задач аэродинамики”, *Вычислительные методы и программирование*, стр 406-418.

55. Артамонов. Б.Л. (2014), “Вихревая модель крыла с непрерывно распределенной циркуляцией вихревого слоя”, *Научный вестник МГТУ ГА- УДК 629.735.33.014.16:533.662.6*, № 200, стр 20-27.

56. Артамонов. Б.Л. (2015), “Расчет индуктивных скоростей несущего винта На основе модели с непрерывно распределенной Циркуляцией вихревого слоя”, *Научный вестник МГТУ ГА- УДК 629.735.33.014.16:533.662.6*, № 211, стр 37-44.

57. Артамонов. Б.Л. (2015), “Вихревая модель воздушного винта с непрерывно распределенной циркуляцией вихревого слоя”, *Научный вестник МГТУ ГА- УДК 629.735.33.014.16:533.662.6*, № 211, стр 45-56.

58. Аникин В. А., Герасимов О. В., Коломенский Д. С, Крицкий Б. С, Свириденко Ю. Н. (2004), “Метод расчёта аэродинамических характеристик несущего винта”, *Труды VI форума РосВО*, М.

59. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И. (1997), *Нелинейная теория крыла и ее приложения*, Алматы- Гылым.

60. Аубакиров Т.О, Дедеш В.Т, Желаников А.И, Замятин А.Н. (2008), “Моделирование конденсационного следа за самолетами”, *Научный Вестник МГТУ ГА*, Москва, №177(3), С. 14 - 20.
61. Аубакиров Т.О., Желанников А.И., Шкаплеров А.Н. (2008), “Методика и результаты расчета вихревого следа за самолетами”, *Научный Вестник МГТУ ГА*, Москва, №177(3)- с. 20 - 24.
62. Баскин В. Э, Вожаев Е. С, Вильдгрубе Л. С, Майкопар Г. И. (1973), *Теория несущего винта*, М.: Машиностроение.
63. Белоцерковский С. М, Локтев Б. Е, Ништ М. И. (1992), *Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолётов*, М.: Машиностроение.
64. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. (1978), *Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью*, - М.: Наука.
65. Белоцерковский С.М, Лифанов И.К. (1985), *Численные методы в сингулярных интегральных уравнениях и их применение в аэродинамике, теории пружности, электродинамике*, - М.: Наука.
66. Борисов И.В., Паршенцев С.А., Ципенко А.В., (2009), “Учет потока несущего винта при моделировании полета вертолета с грузом на внешней подвеске”, *Раздел V. Точные и естественные науки*, Известия ЮФУ. Технические науки, УДК 539.217.5:546.28, стр 171-177.
67. Володко А.М (1984), *Осоны Летной Эксплуатации Вертолетов – Аэродинамика*, Москва, “Транспорт”.
68. Вильдгрубе Л.С. (1977), *Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных*. – М.: Машиностроение , 150 с.

69. Горбунов В.Г., Дець Д.О., Желанников А.И., Сетуха А.В. (2008), “Моделирование обтекания самолетов на больших углах атаки вихревым методом”, *Научный Вестник МГТУ ГА*, Москва- №177(3). - С. 10 - 14.
70. Данилов В.А (1988), Вертолет Ми-8 -Устройство И Техническое Обслуживание, Москва, “Транспорт”.
71. Дьяченко А. Ю, Кривцов В. С, Тимченко А. М. (2014), “Анализ методов аэродинамического расчета несущего винта вертолета”, *ISSN 1727-7337- Авиационно-космическая техника и технология*, № 4 (111), стр 22-33.
72. Зинченко В.П. (2008), “Расчет потерь тяги от обдувки планера вертолета несущим винтом на режиме висения”, *Научно-производственное объединение "Авиа" - Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб.науч.тр./М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т". — Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", — С. 155-161.*
73. Загордан. А.М (1955), *Элементарная Теория Вертолета*, Военное Издательство, Министерства Обороны Союза ССР, Москва.
74. Игнаткин Ю. М, Константинов С. Г. (2012), “Исследование аэродинамических характеристик несущего винта вертолётa методом CFD”, *Электронный журнал «Труды МАИ»*, Выпуск № 57.
75. Игнаткин Ю. М, Макеев П. В, Шомов А. И, Константинов С. Г. (2012), “Моделирования режима «вихревого кольца» несущего винта вертолета на базе нелинейной вихревой модели и методов CFD”, *Электронный журнал «Труды МАИ»*, Выпуск № 59.

76. Игнаткин Ю. М, Макеев П. В, Шомов А. И, (2013), “Численное моделирование интерференции между несущим и рулевым винтами вертолета при вертикальном снижении, включая режим «вихревого кольца» несущего винта”, *Труды МАИ*, УДК 262.391.175, Выпуск № 69.

77. Игнаткин Ю. М, Константинов С. Г. (2012), “Исследование аэродинамических характеристик профиля и законцовок лопасти несущего винта вертолётa методами CFD”, *Труды МАИ*, УДК 629.735.33, Выпуск № 57.

78. Крицкий Б.С., Махнёв М.С., Миргазов Р.М., Субботина П.Н., Требунских Т.В (2016). “Определение аэродинамических характеристик одиночной лопасти несущего винта в пакетах Floefd, Ansys Fluent и RC-VTOL”. *Научный Вестник МГТУ ГА*, Том 19, № 01, С. 77-82.

79. Крутиков.В.С, Соколик.М.Г (2010), “Моделирование нестационарной вихревой пелены за гребным винтом в косом потоке”, *Кораблестроения- УДК 629.5.024.715*.

80. Крымский В.С., Щеглова В.М. (2014), “Исследование вихревой системы и индуктивных скоростей несущего винта на режимах висения и крутого планирования”, *Научный Вестник МГТУ ГА - УДК 629.735.45*, № 200, С.86-90.

81. Ковалев Е.Д., Моцар П.И., Удовенко В.А., “Математические модели имитации динамики полета вертолета на комплексном тренажере на особых и критических режимах полета”, *Труды МАИ*, УДК 629.7.06: 629.7.018, стр 228-238.

82. Лебедь В.Г., Калкаманов С.А. (2014), “Метод оперативного расчета аэродинамических характеристик рулевого винта вертолета для

задач имитации динамики полета вертолета на тренажерах”, *Системы обработки информации*, № 2, ISSN 2223-456X, УДК 629.735.45, стр 48 -52.

83. Лебедь В.Г., Калкаманов С.А. (2015), “Математическая модель нелинейной аэродинамики вертолета одновинтовой схемы для задач моделирования динамики полета на вертолетных тренажерах”, *Системы обработки информации*, выпуск 7 (132), ISSN 1681-7710, УДК 629.735.45, стр 50-54.

84. Лифанов И.К (1995). Метод сингулярных интегральных уравнений и численный эксперимент, М.: ТОО "Янус".

85. Лифанов И.К. (2006), “О проблемах в методе дискретных вихрей на современном этапе его развития”, *IEMAP-2005, Volume I – Chisinau, republic of Moldova*.

86. Макеев П.В., Шомов А.И. (2011), “Численное моделирование режимов «вихревое кольцо» несущего винта вертолета”, *Электронный журнал «Труды МАИ», Выпуск № 45*.

87. Моцарь П.И., Удовенко В.А. (2009), “Расчет углов атаки сечений лопасти и аэродинамических характеристик винта, зная распределение интенсивности вихревого слоя, в рамках метода дискретных вихрей”, *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии № 43*, стр 114-123.

88. Моцарь П.И, Удовенко В.А. (2009), “Определение зоны режимов вихревого кольца одновинтового вертолета на основе математического моделирования”, *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии №44*, стр 33-50.

89. Моцарь П.И, (2010), “Влияние формы подстилающей поверхности на аэродинамические характеристики вертолета”,



*Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, № 46, УДК 629.735, 629.7.015, стр 26-37.

90. Тарасов Н.Н, Щеглова В. М. (2008), “Расчетно-экспериментальное исследование параметров потока в струе несущего винта при больших скоростях полета”, *Ученые записки цаги, Том XXXIX*, № 4, стр 23-34.

91. Шмагунов О.А, (2002), “Метод дискретных вихрей: проблема учета вязкости”, *Дифференциальные и интегральные уравнения, Труды XXXIII Молодежной школы-конференции*, стр 1-4.

92. Щеглова В. М. (2007), “К расчету индуктивных скоростей за несущим винтом по нелинейной модели с учетом диффузии вихрей”, *Ученые записки цаги, Том XXXVIII*, № 3-4, стр 52-73.

93. Щеглова В. М. (2011), “Метод аэродинамического расчета несущего винта с учетом диффузии свободных вихрей для малых скоростей полета”, *Ученые записки цаги, Том XLII*, № 2, стр 33-52.

94. Щеглова В. М. (2005), “Свободный вихревой след в нелинейной дисковой теории несущего винта в косом потоке”, *Ученые записки цаги, Том XXXVI*, № 3-4, стр 68-80.

95. Щеглова В. М. (2012), “Нестационарное обтекание несущего винта на режимах крутого планирования и вихревого кольца”, *Ученые записки цаги, Том XLIII*, № 3, стр 51-68.

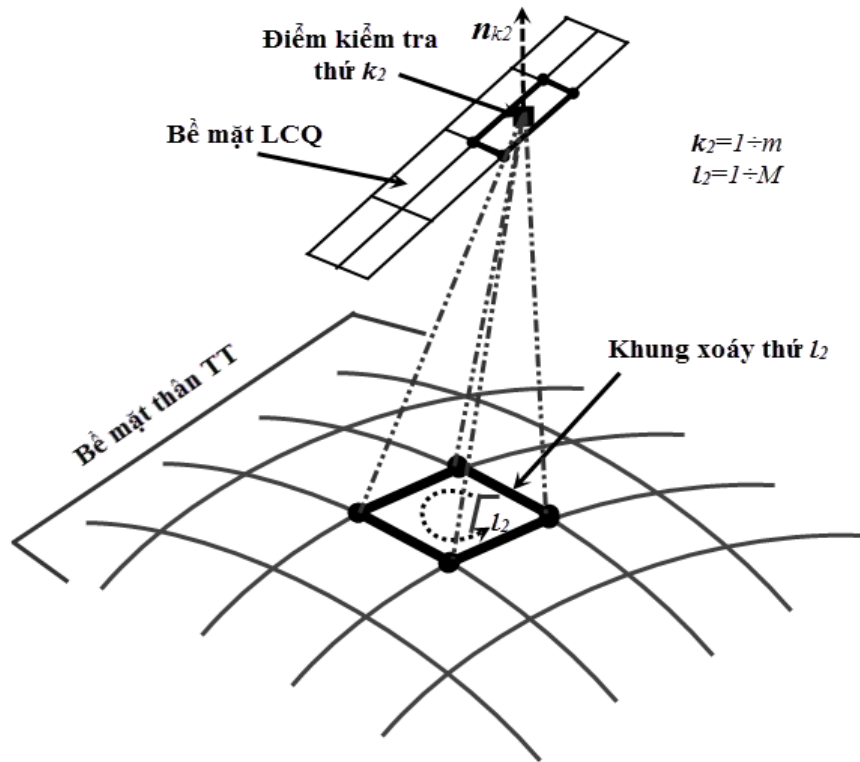
96. Щеглова В. М. (2013), “Вихревая структура комбинации несущий винт - рулевой винт на большой скорости полета”, *Научный вестник МГТУ ГА*- № 188, стр 137-142.

## **PHỤ LỤC 1**

**PL1.1. Ma trận xác định cường độ các xoáy liên kết trong mô hình xoáy CQ – Thân:**

$$\begin{bmatrix} (A1)_{m \times m} & (A2)_{m \times M} \\ (A3)_{M \times m} & (A4)_{M \times M} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} (\Gamma^{CQ})_{m \times 1} \\ (\Gamma^{Th})_{M \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (B1)_{m \times 1} \\ (B2)_{M \times 1} \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Các hệ số của ma trận  $A1, B1, \Gamma^{CQ}$  được xác định như trình bày trong mục 2.2, chương 2. Các ma trận hệ số  $A2, A3, A4$  xác định theo nguyên tắc tương tự  $A1$ , ma trận  $B2$  xác định tương tự  $B1$ . Ma trận ẩn  $\Gamma^{Th}$  là ma trận cột kích thước  $M \times 1$ , gồm các phần tử là cường độ các xoáy liên kết trên thân TT.



Hình PL1.1. Nguyên tắc xác định hệ số  $a_{k_2 l_2}$

$$\checkmark \quad A2 = \begin{pmatrix} a_{11} & \dots & a_{1M} \\ \dots & a_{k_2 l_2} & \dots \\ a_{m1} & \dots & a_{mM} \end{pmatrix} \quad \text{với } k_2 = 1 \div m, l_2 = 1 \div M;$$

$a_{k_2 l_2} = \mathbf{q}_{k_2 l_2}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w}) \cdot \mathbf{n}_{k_2}$ , là thành phần pháp tuyến của vận tốc cảm ứng tại điểm kiểm tra thứ  $k_2$  trên LCQ, gây bởi khung xoáy thứ  $l_2$  nằm trên thân TT, có lưu số tốc độ  $\Gamma=1$  như thể hiện trên hình PL1.1. Các biểu thức tính toán véc tơ  $\mathbf{q}_{k_2 l_2}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w})$  và  $\mathbf{n}_{k_2}$  được xác định tương tự  $\mathbf{q}_{p-1234}$  và  $\mathbf{n}_K$ , đã trình bày trong chương 2, mục 2.2.2.

$$\checkmark \quad A3 = \begin{pmatrix} a_{11} & \dots & a_{1m} \\ \dots & a_{k_3 l_3} & \dots \\ a_{M1} & \dots & a_{Mm} \end{pmatrix} \text{ với } k_3 = 1 \div M, l_3 = 1 \div m;$$

$a_{k_3 l_3} = \mathbf{q}_{k_3 l_3}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w}) \cdot \mathbf{n}_{k_3}$ , là thành phần pháp tuyến của vận tốc cảm ứng tại điểm kiểm tra thứ  $k_3$  trên thân TT, gây bởi khung xoáy thứ  $l_3$  nằm trên lá cánh quay, có lưu số tốc độ  $\Gamma=1$ . Các biểu thức tính toán véc tơ  $\mathbf{q}_{k_3 l_3}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w})$  và  $\mathbf{n}_{k_3}$  được xác định tương tự  $\mathbf{q}_{p-1234}$  và  $\mathbf{n}_K$ , đã trình bày trong chương 2, mục 2.2.2.

$$\checkmark \quad A4 = \begin{pmatrix} a_{11} & \dots & a_{1M} \\ \dots & a_{k_4 l_4} & \dots \\ a_{M1} & \dots & a_{MM} \end{pmatrix} \text{ với } k_4 = 1 \div M, l_4 = 1 \div M;$$

$a_{k_4 l_4} = \mathbf{q}_{k_4 l_4}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w}) \cdot \mathbf{n}_{k_4}$ , là thành phần pháp tuyến của vận tốc cảm ứng tại điểm kiểm tra thứ  $k_4$  trên thân TT, gây bởi khung xoáy thứ  $l_4$  cùng nằm trên thân TT, có lưu số tốc độ  $\Gamma=1$ .

$$\checkmark \quad B2 = \begin{pmatrix} b_{11} \\ \dots \\ b_{k_3 l} \\ \dots \\ b_{M1} \end{pmatrix} \text{ với } k_3 = 1 \div M;$$

$b_{k_3 l} = -[U_t + u_w, V_t + v_w, W_t + w_w]_{k_3} \cdot n_{k_3}$  là tổng đại số của vận tốc không nhiễu và vận tốc cảm ứng bởi các màn xoáy tự do xét tại điểm kiểm tra thứ  $k_{B2}$  trên thân TT:

$$(U_t, V_t, W_t)_{k_3} = U_0,$$

$(u_w, v_w, w_w)_{k_3} = V_{W_{k_3}}$  - là vận tốc cảm ứng tại điểm kiểm tra thứ  $k_3$  trên thân TT, gây ra bởi các khung xoáy trên màn xoáy tự do thoát ra từ các mép LCQ.

Hệ phương trình (2.20) có  $m+M$  phương trình và  $m+M$  ẩn ( $m$  ẩn là cường độ của các khung xoáy liên kết trên CQ,  $M$  ẩn là cường độ xoáy của các khung xoáy liên kết trên thân TT). Hệ phương trình (2.20) có thể viết dưới dạng:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{l_1=1}^m a_{kl} \Gamma_l^{CQ} + \sum_{l_2=1}^M a_{k_2 l_2 + m} \Gamma_{l_2 + m}^{Th} = -(U_0 + \omega \times r_k + V_{W_k}), \\ k = k_2 = 1 \div m \\ \sum_{l_3=1}^m a_{k_3 l_3} \Gamma_{l_3}^{CQ} + \sum_{l_4=1}^M a_{k_4 l_4 + m} \Gamma_{l_4 + m}^{Th} = -(U_0 + V_{W_{k_3}}), \\ k_3 = k_4 = m + 1 \div m + M \end{array} \right. \quad (2.20.PL1)$$

**PL1.2. Ma trận xác định cường độ các xoáy liên kết trong mô hình xoáy CQ – Mặt giới hạn:**

$$\left[ \begin{array}{cc} (A1)_{m \times m} & (C2)_{m \times L} \\ (C3)_{L \times m} & (C4)_{L \times L} \end{array} \right] \times \left[ \begin{array}{c} (\Gamma^{CQ})_{m \times 1} \\ (\Gamma^{Mgh})_{L \times 1} \end{array} \right] = \left[ \begin{array}{c} (B1)_{m \times 1} \\ (B3)_{L \times 1} \end{array} \right] \quad (2.21)$$

Trong biểu thức (2.21) các ma trận hệ số  $A1$ ,  $B1$ ,  $\Gamma^{CQ}$  đã được xác định trong chương 2, mục 2.2. Ma trận hệ số  $C_i$  ( $i=2 \div 4$ ),  $\Gamma^{Mgh}$ ,  $B3$  được tính toán từ các phần tử xoáy mô phỏng mặt giới hạn. Chỉ số  $L$  thể hiện số lượng phần tử xoáy liên kết thay thế cho kích thước của mặt giới hạn.

$$\checkmark \quad C2 = \begin{pmatrix} c_{11} & \dots & c_{1L} \\ \dots & c_{k_{C2}l_{C2}} & \dots \\ c_{m1} & \dots & c_{mL} \end{pmatrix} \text{ với } k_{C2}=l \div m, l_{C2}=l \div L;$$

$c_{k_{C2}l_{C2}} = \mathbf{q}_{k_{C2}l_{C2}}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w}) \cdot \mathbf{n}_{k_{C2}}$ , là thành phần pháp tuyến của vận tốc cảm ứng tại điểm kiểm tra thứ  $k_{C2}$  trên LCQ, gây bởi khung xoáy thứ  $l_{C2}$  nằm trên mặt giới hạn, có lưu số tốc độ  $\Gamma=l$ . Các biểu thức tính toán véc tơ  $\mathbf{q}_{k_{C2}l_{C2}}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w})$  và  $\mathbf{n}_{k_{C2}}$  được xác định tương tự  $\mathbf{q}_{P-1234}$  và  $\mathbf{n}_K$ , đã trình bày trong chương 2, mục 2.2.2.

$$\checkmark \quad C3 = \begin{pmatrix} c_{11} & \dots & c_{1m} \\ \dots & c_{k_{C3}l_{C3}} & \dots \\ c_{L1} & \dots & c_{Lm} \end{pmatrix} \text{ với } k_{C3}=l \div L, l_{C3}=l \div m;$$

$c_{k_{C3}l_{C3}} = \mathbf{q}_{k_{C3}l_{C3}}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w}) \cdot \mathbf{n}_{k_{C3}}$ , là thành phần pháp tuyến của vận tốc cảm ứng tại điểm kiểm tra thứ  $k_{C3}$  trên mặt giới hạn, gây bởi khung xoáy thứ  $l_{C3}$  nằm trên CQ, có lưu số tốc độ  $\Gamma=l$ . Các biểu thức tính toán véc tơ  $\mathbf{q}_{k_{C3}l_{C3}}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w})$  và  $\mathbf{n}_{k_{C3}}$  được xác định tương tự  $\mathbf{q}_{P-1234}$  và  $\mathbf{n}_K$ , đã trình bày trong chương 2, mục 2.2.2.

$$\checkmark \quad C4 = \begin{pmatrix} c_{11} & \dots & c_{1L} \\ \dots & c_{k_{C4}l_{C4}} & \dots \\ c_{L1} & \dots & c_{LL} \end{pmatrix} \text{ với } k_{C4}=l \div L, l_{C4}=l \div L;$$

$c_{k_{C4}l_{C4}} = \mathbf{q}_{k_{C4}l_{C4}}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w}) \cdot \mathbf{n}_{k_{C4}}$ , là thành phần pháp tuyến của vận tốc cảm ứng tại điểm kiểm tra thứ  $k_{C4}$  trên mặt giới hạn, gây bởi khung xoáy thứ  $l_{C4}$  nằm trên chính mặt giới hạn, có lưu số tốc độ  $\Gamma=l$ . Các biểu thức tính toán véc tơ  $\mathbf{q}_{k_{C4}l_{C4}}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w})$  và  $\mathbf{n}_{k_{C4}}$  được xác định tương tự  $\mathbf{q}_{P-1234}$  và  $\mathbf{n}_K$ , đã trình bày trong chương 2, mục 2.2.2.

$$\checkmark \quad B3 = \begin{pmatrix} b_{1l} \\ \dots \\ b_{k_{C3}l} \\ \dots \\ b_{Ll} \end{pmatrix} \text{ với } k_{C3} = l \div L;$$

$b_{k_{C3}l} = -[U_t + u_w, V_t + v_w, W_t + w_w]_{k_{C3}} \cdot n_{k_{C3}}$  là tổng đại số của vận tốc không nhiễu và vận tốc cảm ứng bởi các màn xoáy tự do xét tại điểm kiểm tra thứ  $k_{B3}$  trên mặt giới hạn:

$$(U_t, V_t, W_t)_{k_{C3}} = U_0,$$

$(u_w, v_w, w_w)_{k_{C3}} = V_{W_{k_{C3}}}$  - là vận tốc cảm ứng tại điểm kiểm tra thứ  $k_{C3}$  trên mặt giới hạn, gây ra bởi các khung xoáy trên màn xoáy tự do thoát ra từ các mép LCQ.

Hệ phương trình (2.21) có  $m+L$  phương trình và  $m+L$  ẩn ( $m$  ẩn là cường độ của các khung xoáy liên kết trên CQ,  $L$  ẩn là cường độ xoáy của các khung xoáy liên kết trên mặt giới hạn). Hệ phương trình (2.21) có thể viết dưới dạng:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{l=1}^m a_{kl} \Gamma_l^{CQ} + \sum_{l_{C2}=1}^L a_{k_{C2}l_{C2}+m} \Gamma_{l_{C2}+m}^{Mgh} = -(U_0 + \omega \times r_k + V_{W_k}), \\ k = k_{C2} = l \div m \\ \sum_{l_{C3}=1}^m a_{k_{C3}l_{C3}} \Gamma_{l_{C3}}^{CQ} + \sum_{l_{C4}=1}^L a_{k_{C4}l_{C4}+m} \Gamma_{l_{C4}+m}^{Mgh} = -(U_0 + V_{W_{k_{C3}}}), \\ k_{C3} = k_{C4} = m + l \div m + L \end{array} \right. \quad (2.21.PL1)$$

**PL1.3. Ma trận xác định cường độ các xoáy liên kết trong mô hình xoáy CQ – Thân - Mặt giới hạn:**

$$\begin{bmatrix} (A1)_{m \times m} & (A2)_{m \times M} & (C2)_{m \times L} \\ (A3)_{M \times m} & (A4)_{M \times M} & (C1)_{M \times L} \\ (C3)_{L \times m} & (C5)_{L \times M} & (C4)_{L \times L} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} (\Gamma^{CQ})_{m \times 1} \\ (\Gamma^{Th})_{M \times 1} \\ (\Gamma^{Mgh})_{L \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (B1)_{m \times 1} \\ (B2)_{M \times 1} \\ (B3)_{L \times 1} \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Trong biểu thức (2.22), ma trận hệ số C1 và C5 thể hiện sự tác động cảm ứng qua lại giữa các xoáy trên thân TT và các xoáy trên mặt giới hạn. Các ma trận hệ số còn lại của biểu thức (2.22) đều đã được xác định trong mục 1, 2 của Phụ lục 1 và trong chương 2, mục 2.2.

$$\checkmark \quad C1 = \begin{pmatrix} c_{11} & \dots & c_{1L} \\ \dots & c_{k_{C1}l_{C1}} & \dots \\ c_{M1} & \dots & c_{ML} \end{pmatrix} \text{ với } k_{C1} = I \div M, l_{C1} = I \div L;$$

$c_{k_{C1}l_{C1}} = \mathbf{q}_{k_{C1}l_{C1}}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w}) \cdot \mathbf{n}_{k_{C1}}$ , là thành phần pháp tuyến của vận tốc cảm ứng tại điểm kiểm tra thứ  $k_{C1}$  trên thân TT, gây bởi khung xoáy thứ  $l_{C1}$  nằm trên mặt giới hạn, có lưu số tốc độ  $\Gamma = I$ . Các biểu thức tính toán véc tơ  $\mathbf{q}_{k_{C1}l_{C1}}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w})$  và  $\mathbf{n}_{k_{C1}}$  được xác định tương tự  $\mathbf{q}_{P-1234}$  và  $\mathbf{n}_K$ , đã trình bày trong chương 2, mục 2.2.2.

$$\checkmark \quad C5 = \begin{pmatrix} c_{11} & \dots & c_{1M} \\ \dots & c_{k_{C5}l_{C5}} & \dots \\ c_{L1} & \dots & c_{LM} \end{pmatrix} \text{ với } k_{C5} = I \div L, l_{C5} = I \div M;$$

$c_{k_{C5}l_{C5}} = \mathbf{q}_{k_{C5}l_{C5}}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w}) \cdot \mathbf{n}_{k_{C5}}$ , là thành phần pháp tuyến của vận tốc cảm ứng tại điểm kiểm tra thứ  $k_{C5}$  trên mặt giới hạn, gây bởi khung xoáy thứ  $l_{C5}$  nằm trên thân TT, có lưu số tốc độ  $\Gamma = I$ . Các biểu thức tính toán véc tơ  $\mathbf{q}_{k_{C5}l_{C5}}(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w})$  và  $\mathbf{n}_{k_{C5}}$  được xác định tương tự  $\mathbf{q}_{P-1234}$  và  $\mathbf{n}_K$ , đã trình bày trong chương 2, mục 2.2.2.

Hệ phương trình (2.22) có  $m+M+L$  phương trình và  $m+M+L$  ẩn ( $m$  ẩn là cường độ của các khung xoáy liên kết trên CQ,  $M$  ẩn là cường độ xoáy của các khung xoáy liên kết trên thân TT,  $L$  ẩn là cường độ xoáy của các khung xoáy liên kết trên mặt giới hạn). Hệ phương trình (2.22) có thể viết dưới dạng:



$$\left\{ \begin{array}{l}
\sum_{l=1}^m a_{kl} \Gamma_l^{CQ} + \sum_{l_2=1}^M a_{k_2 l_2 + m} \Gamma_{l_2 + m}^{Th} + \sum_{l_{C_2}=1}^L a_{k_{C_2} l_{C_2} + m + M} \Gamma_{l_{C_2} + m + M}^{Mgh} = -(U_0 + \omega \times r_k + V_{W_k}), \\
k = k_2 = k_{C_2} = l \div m \\
\sum_{l_3=1}^m a_{k_3 l_3} \Gamma_{l_3}^{CQ} + \sum_{l_4=1}^M a_{k_4 l_4 + m} \Gamma_{l_4 + m}^{Th} + \sum_{l_{C_1}=1}^L a_{k_{C_1} l_{C_1} + m + M} \Gamma_{l_{C_1} + m + M}^{Mgh} = -(U_0 + V_{W_{k_3}}), \\
k_3 = k_4 = k_{C_1} = m + l \div m + M \\
\sum_{l_{C_3}=1}^m a_{k_{C_3} l_{C_3}} \Gamma_{l_{C_3}}^{CQ} + \sum_{l_{C_5}=1}^M a_{k_{C_3} l_{C_5} + m} \Gamma_{l_{C_5} + m}^{Th} + \sum_{l_{C_4}=1}^L a_{k_{C_4} l_{C_4} + m + M} \Gamma_{l_{C_4} + m + M}^{Mgh} = -(U_0 + V_{W_{k_{C_3}}}), \\
k_{C_3} = k_{C_4} = k_{C_5} = m + M + l \div m + M + L
\end{array} \right.$$

(2.22.PL1)

## **PHỤ LỤC 2**

## PL2.1. Phương trình chính:

```
%%%%%%%%---Main programma <<MH xoay CQ>>-----%%%%%%%%%.
clear all;
clc;
delta_t=0.01;
step=150;
b=0.5;% m day cung
R=10.6;
omega=20.1;% rad/s;
ro=1.225;%mat do khong khi o do cao 0 km
q=ro*(omega*R)^2/2;
Are=pi*R^2;% dien tich canh
hstn2=2*pi*R^2;
U0=10./omega/R;% toc do di chuyen cua helicopter
alpha_cq=90.*pi/180;% radian,
vinf=[-U0*cos(alpha_cq);0;U0*sin(alpha_cq)]; %free stream
velocity
%Specify wing geometry
X_canh=load('Input\canh1_X.txt');
Y_canh=load('Input\canh1_Y.txt');
Z_canh=load('Input\canh1_Z.txt');
xktra_canh=load('Input\toadoXktra_canh.txt');
yktra_canh=load('Input\toadoYktra_canh.txt');
zktra_canh=load('Input\toadoZktra_canh.txt');
sl=2;
n=size(xktra_canh,1)/sl;
N=size(xktra_canh,2);
A=matran_hsa(sl,n,N,X_canh,Y_canh,Z_canh,xktra_canh,yktra_canh,zktra_canh);
B=matran_hsb(sl,n,N,vinf,X_canh,Y_canh,Z_canh,xktra_canh,yktra_canh,zktra_canh);
X=A\B;
cdo=cdo_canh(X,sl,n,N);
gx=zeros(1,N+1);gy=zeros(1,N+1);gz=zeros(1,N+1);
cdo_mxT=[];
for ib=1:step
    cdoT{ib,:}=cdo;
    gocxoay=omega*delta_t;

    for i=1:(n+1)*sl
        for j=1:N+1
```

```

        X_canh(i,j)=X_canh(i,j)-(ib-1)*vinf(1,:)*delta_t;
        Y_canh(i,j)=Y_canh(i,j)-(ib-1)*vinf(2,:)*delta_t;
        Z_canh(i,j)=Z_canh(i,j)-(ib-1)*vinf(3,:)*delta_t;

toado_canh=xoayquanh_trucoz(gocxoay,X_canh(i,j),Y_canh(i,j),Z
_canh(i,j));
        X_canh(i,j)=toado_canh(1,:)+ib*vinf(1,:)*delta_t;
        Y_canh(i,j)=toado_canh(2,:)+ib*vinf(2,:)*delta_t;
        Z_canh(i,j)=toado_canh(3,:)+ib*vinf(3,:)*delta_t;
    end
end
for i=1:n*s1
    for j=1:N
        xktra_canh(i,j)=xktra_canh(i,j)-(ib-
1)*vinf(1,:)*delta_t;
        yktra_canh(i,j)=yktra_canh(i,j)-(ib-
1)*vinf(2,:)*delta_t;
        zktra_canh(i,j)=zktra_canh(i,j)-(ib-
1)*vinf(3,:)*delta_t;

toado_ktra=xoayquanh_trucoz(gocxoay,xktra_canh(i,j),yktra_can
h(i,j),zktra_canh(i,j));

xktra_canh(i,j)=toado_ktra(1,:)+ib*vinf(1,:)*delta_t;

yktra_canh(i,j)=toado_ktra(2,:)+ib*vinf(2,:)*delta_t;

zktra_canh(i,j)=toado_ktra(3,:)+ib*vinf(3,:)*delta_t;
    end
end
Toado_canh{ib,:}={X_canh,Y_canh,Z_canh};
Toado_ktracanh{ib,:}={xktra_canh,yktra_canh,zktra_canh};
    for i_sl=1:s1

        if ib==1
            cdo_mxT{ib,i_sl}=cdo(n*i_sl,:);
            for j=1:N+1
                hh=xoayquanh_trucoz(-
gocxoay,X_canh((n+1)*i_sl,j),Y_canh((n+1)*i_sl,j),Z_canh((n+1)
)*i_sl,j));
                x_pelT1(ib,j)=hh(1,:)-vinf(1,:)*delta_t;
                y_pelT1(ib,j)=hh(2,:)-vinf(2,:)*delta_t;
            end
        end
    end
end

```

```

        z_pelT1(ib,j)=hh(3,:)-vinf(3,:)*delta_t;
    end
    x_pelT{ib,i_sl}=[X_canh((n+1)*i_sl,:);x_pelT1];
    y_pelT{ib,i_sl}=[Y_canh((n+1)*i_sl,:);y_pelT1];
    z_pelT{ib,i_sl}=[Z_canh((n+1)*i_sl,:);z_pelT1];
else
    cdo_mxT{ib,i_sl}=[cdo(n*i_sl,:);cdo_mxT{ib-
1,i_sl}]];
    for ibb=1:ib
        for j1=1:N+1
            x_tinh=x_pelT{ib-1,i_sl}(ibb,j1);
            y_tinh=y_pelT{ib-1,i_sl}(ibb,j1);
            z_tinh=z_pelT{ib-1,i_sl}(ibb,j1);

v_cu_tong=vantoc_cu_tongT(sl,n,N,cdoT,cdo_mxT,X_canh,Y_canh,Z
_canh,x_pelT,y_pelT,z_pelT,x_tinh,y_tinh,z_tinh);
            tocdo_tongT=v_cu_tong;
            x_pelT{ib-1,i_sl}(ibb,j1)=x_pelT{ib-
1,i_sl}(ibb,j1)+tocdo_tongT(1,1)*delta_t;
            y_pelT{ib-1,i_sl}(ibb,j1)=y_pelT{ib-
1,i_sl}(ibb,j1)+tocdo_tongT(2,1)*delta_t;
            z_pelT{ib-1,i_sl}(ibb,j1)=z_pelT{ib-
1,i_sl}(ibb,j1)+tocdo_tongT(3,1)*delta_t;
        end
    end
    x_pelT{ib,i_sl}=[X_canh((n+1)*i_sl,:);x_pelT{ib-
1,i_sl}]];
    y_pelT{ib,i_sl}=[Y_canh((n+1)*i_sl,:);y_pelT{ib-
1,i_sl}]];
    z_pelT{ib,i_sl}=[Z_canh((n+1)*i_sl,:);z_pelT{ib-
1,i_sl}]];
end
end

lucF1=tinhluckd(sl,n,N,vinf,delta_t,cdoT,cdo_mxT,ib,X_canh,Y_
canh,Z_canh,xktra_canh,yktra_canh,zktra_canh,x_pelT,y_pelT,z_
pelT);
    dP{ib,1}=lucF1{1,1};
    lucFx(ib,:)=lucF1{2,1}(1,1);
    lucFy(ib,:)=lucF1{2,1}(2,1);
    lucFz(ib,:)=lucF1{2,1}(3,1);

```

```

A=matran_hsA(sl,n,N,X_canh,Y_canh,Z_canh,xktra_canh,yktra_canh,zktra_canh);

B=matran_hsBT(sl,n,N,vinf,ib,cdo_mxT,X_canh,Y_canh,Z_canh,xktra_canh,yktra_canh,zktra_canh,x_pelT,y_pelT,z_pelT);
X=A\B;
cdo=cdo_canh(X,sl,n,N);
end
for i_sl=1:sl
n0=(i_sl-1)*(n+1)+1;
n1=(n+1)*i_sl-1;
k2=(i_sl-1)*n+1;
for i=n0:n1
for j=1:N
x1=X_canh(i,j);
y1=Y_canh(i,j);
z1=Z_canh(i,j);
x2=X_canh(i,j+1);
y2=Y_canh(i,j+1);
z2=Z_canh(i,j+1);
x3=X_canh(i+1,j+1);
y3=Y_canh(i+1,j+1);
z3=Z_canh(i+1,j+1);
x4=X_canh(i+1,j);
y4=Y_canh(i+1,j);
z4=Z_canh(i+1,j);

norm_mp=norm_matphang(x1,y1,z1,x2,y2,z2,x3,y3,z3,x4,y4,z4);
norm_mpx(k2,j)=norm_mp(1,1);
norm_mpy(k2,j)=norm_mp(2,1);
norm_mpz(k2,j)=norm_mp(3,1);
end
k2=k2+1;
end
end
cx=lucFx/hstn2;
cz=lucFz/hstn2;
save('Results\heso_cx.txt','cx','-ascii')
save('Results\heso_cz.txt','cz','-ascii')
cdo_cq=cdoT{step,:};
cdo_mx=[cdo_mxT{step,1};cdo_mxT{step,2}];

```

```

dPx_step=dP{step,1}.*norm_mpx;
dPy_step=dP{step,1}.*norm_mpy;
dPz_step=dP{step,1}.*norm_mpz;
save('Results\cdo_cq.txt','cdo_cq','-ascii')
save('Results\cdo_mx.txt','cdo_mx','-ascii')
save('Results\ch_apCQX.txt','dPx_step','-ascii')
save('Results\ch_apCQY.txt','dPy_step','-ascii')
save('Results\ch_apCQZ.txt','dPz_step','-ascii')
figure(1)
plot([1:step],cz(1:step)','r');
xlabel('x');ylabel('y');zlabel('z');title('He so luc (cx-mau
xanh; cz-mau do)');
grid on
for i_sl=1:sl
    Mx=X_canh((i_sl-1)*(n+1)+1:(n+1)*i_sl,:);
    My=Y_canh((i_sl-1)*(n+1)+1:(n+1)*i_sl,:);
    Mz=Z_canh((i_sl-1)*(n+1)+1:(n+1)*i_sl,:);
    Mxk=xktra_canh((i_sl-1)*n+1:n*i_sl,:);
    Myk=yktra_canh((i_sl-1)*n+1:n*i_sl,:);
    Mzk=zktra_canh((i_sl-1)*n+1:n*i_sl,:);
    Hx=x_pelT{step,i_sl};
    Hy=y_pelT{step,i_sl};
    Hz=z_pelT{step,i_sl};
    save('Results\XtoadoCQ.txt','Mx','-ascii','-append')
    save('Results\YtoadoCQ.txt','My','-ascii','-append')
    save('Results\ZtoadoCQ.txt','Mz','-ascii','-append')
    save('Results\XtoadoktraCQ.txt','Mxk','-ascii','-append')
    save('Results\YtoadoktraCQ.txt','Myk','-ascii','-append')
    save('Results\ZtoadoktraCQ.txt','Mzk','-ascii','-append')
    save('Results\XtoadoMX.txt','Hx','-ascii','-append')
    save('Results\YtoadoMX.txt','Hy','-ascii','-append')
    save('Results\ZtoadoMX.txt','Hz','-ascii','-append')
end
Mx1=load('Results\XtoadoCQ.txt');My1=load('Results\YtoadoCQ.t
xt');Mz1=load('Results\ZtoadoCQ.txt');
Mxk1=load('Results\XtoadoktraCQ.txt');Myk1=load('Results\Ytoa
doktraCQ.txt');Mzk1=load('Results\ZtoadoktraCQ.txt');
Hx1=load('Results\XtoadoMX.txt');Hy1=load('Results\YtoadoMX.t
xt');Hz1=load('Results\ZtoadoMX.txt');
figure(2)
surf(Mx1(1:n+1,:),My1(1:n+1,:),Mz1(1:n+1,:), 'facecolor','r','
edgcolor','b');

```

```

xlabel('x');ylabel('y');zlabel('z');title('canh1');
axis equal
hold on
surf(Mx1(1*(n+1)+1:(n+1)*2,:),My1(1*(n+1)+1:(n+1)*2,:),Mz1(1*(n+1)+1:(n+1)*2,:), 'facecolor','r','edgecolor','b');
hold on

mesh(Hx1(1:step+1,:),Hy1(1:step+1,:),Hz1(1:step+1,:));
hold on
mesh(Hx1(1*(step+1)+1:(step+1)*2,:),Hy1(1*(step+1)+1:(step+1)*2,:),Hz1(1*(step+1)+1:(step+1)*2,:));
hold on

%----- VE MAT CAT TREAMLINE-----
---
figure(3)
surf(Mx1(1:n+1,:),My1(1:n+1,:),Mz1(1:n+1,:), 'facecolor','r','edgecolor','b');
xlabel('x');ylabel('y');zlabel('z');title('canh1');
axis equal
hold on
surf(Mx1(1*(n+1)+1:(n+1)*2,:),My1(1*(n+1)+1:(n+1)*2,:),Mz1(1*(n+1)+1:(n+1)*2,:), 'facecolor','r','edgecolor','b');
hold on

Rx=3.0*R/R;
Rz=2.*R/R;
scale0=0.02*omega*R;
size_mp=0.25;
[Xmp,Zmp]=meshgrid(-Rx:size_mp:Rx,-Rz:size_mp:Rz);% mp doc
Ymp=zeros(size(Xmp));
[Ymp1,Zmp1]=meshgrid(-Rx:size_mp:Rx,-Rz:size_mp:Rz);% mp
ngang
Xmp1=zeros(size(Ymp));
Xmp2=ones(size(Ymp));
Xmp3=-1.*ones(size(Ymp));
for ix=1:size(Ymp,1)
    for jy=1:size(Ymp,2)

v_cul=vantoc_cu_tongT(sl,n,N,cdoT,cdo_mxT,step,X_canh,Y_canh,Z_canh,x_pelT,y_pelT,z_pelT,Xmp1(ix,jy),Ymp1(ix,jy),Zmp1(ix,jy));

```



```

v_cump1=[0.;;v_cu1(2,1);v_cu1(3,1)];

quiver3(Xmp1(ix,jy),Ymp1(ix,jy),Zmp1(ix,jy),v_cump1(1,1),v_cu
mp1(2,1),v_cump1(3,1),scale0,'LineWidth',2);
    hold on
end
end
end
%-----
grid on
axis equal

```

## PL2.2. Các function:

```

%-----%%%%%%%%%%
function
A=matran_hsA(s1,n,N,X_canh,Y_canh,Z_canh,xktra_canh,yktra_can
h,zktra_canh)
k1=1;k3=1;
for i_s1=1:s1
    n0=(i_s1-1)*(n+1)+1;
    n1=(n+1)*i_s1-1;
    for i=n0:n1
        for j=1:N
            x_tinh=xktra_canh(k3,j);
            y_tinh=yktra_canh(k3,j);
            z_tinh=zktra_canh(k3,j);
            mx11=X_canh(i,j);
            my11=Y_canh(i,j);
            mz11=Z_canh(i,j);
            mx22=X_canh(i,j+1);
            my22=Y_canh(i,j+1);
            mz22=Z_canh(i,j+1);
            mx33=X_canh(i+1,j+1);
            my33=Y_canh(i+1,j+1);
            mz33=Z_canh(i+1,j+1);
            mx44=X_canh(i+1,j);
            my44=Y_canh(i+1,j);
            mz44=Z_canh(i+1,j);

norm_mp=norm_matphang(mx11,my11,mz11,mx22,my22,mz22,mx33,my33
,mz33,mx44,my44,mz44);
            k2=1;

```

```

        for i_sl1=1:s1
            n01=(i_sl1-1)*(n+1)+1;
            n11=(n+1)*i_sl1-1;
            for ii=n01:n11
                for jj=1:N
                    mx1=X_canh(ii,jj);
                    my1=Y_canh(ii,jj);
                    mz1=Z_canh(ii,jj);
                    mx2=X_canh(ii,jj+1);
                    my2=Y_canh(ii,jj+1);
                    mz2=Z_canh(ii,jj+1);
                    mx3=X_canh(ii+1,jj+1);
                    my3=Y_canh(ii+1,jj+1);
                    mz3=Z_canh(ii+1,jj+1);
                    mx4=X_canh(ii+1,jj);
                    my4=Y_canh(ii+1,jj);
                    mz4=Z_canh(ii+1,jj);

A_lk11=vantoc_cu_1khungXLK(x_tinh,y_tinh,z_tinh,mx1,my1,mz1,m
x2,my2,mz2,mx3,my3,mz3,mx4,my4,mz4);

A_lk1(k2)=chieuV1xuongV2(A_lk11(1,1),A_lk11(2,1),A_lk11(3,1),
norm_mp(1,1),norm_mp(2,1),norm_mp(3,1));
                    k2=k2+1;

                end
            end
        end
        A_lk(k1,:)=A_lk1;
        k1=k1+1;
    end
    k3=k3+1;
end
end
A=A_lk/4/pi;
%-----%%%%%%%%%%
function
B=matran_hsb(s1,n,N,vinf,X_canh,Y_canh,Z_canh,xktra_canh,yktr
a_canh,zktra_canh)
k2=1;
for i_sl=1:s1
    n0=(i_sl-1)*(n+1)+1;

```

```

n1=(n+1)*i_sl-1;
for i=n0:n1
    for j=1:N
        x_tinh=xktra_canh(k2,j);
        y_tinh=yktra_canh(k2,j);
        z_tinh=zktra_canh(k2,j);
        vtocl=vinf;
        vtoc2=vantoc_quay_inCQ(x_tinh,y_tinh,z_tinh);
        vtoc=vtoc1+vtoc2;
        mx11=X_canh(i,j);
        my11=Y_canh(i,j);
        mz11=Z_canh(i,j);
        mx22=X_canh(i,j+1);
        my22=Y_canh(i,j+1);
        mz22=Z_canh(i,j+1);
        mx33=X_canh(i+1,j+1);
        my33=Y_canh(i+1,j+1);
        mz33=Z_canh(i+1,j+1);
        mx44=X_canh(i+1,j);
        my44=Y_canh(i+1,j);
        mz44=Z_canh(i+1,j);

norm_mp=norm_matphang(mx11,my11,mz11,mx22,my22,mz22,mx33,my33
,mz33,mx44,my44,mz44);

U_norm1(k2,j)=chieuV1xuongV2(vtoc(1,1),vtoc(2,1),vtoc(3,1),no
rm_mp(1,1),norm_mp(2,1),norm_mp(3,1));
        end
        k2=k2+1;
    end
end
B=reshape(U_norm1',n*N*sl,1);
%-----%%%%%%%%%%
%
function
B=matran_hsBT(sl,n,N,vinf,ib,cdo_mxT,X_canh,Y_canh,Z_canh,xktr
a_canh,yktra_canh,zktra_canh,x_pelT,y_pelT,z_pelT)
k2=1;
for i_sl=1:sl
    n0=(i_sl-1)*(n+1)+1;
    n1=(n+1)*i_sl-1;
    for i=n0:n1

```

```

for j=1:N
    vantoc_cu_mx1=[0;0;0];
    x_tinh=xktra_canh(k2,j);
    y_tinh=yktra_canh(k2,j);
    z_tinh=zktra_canh(k2,j);
    vtoc1=vinf;
    vtoc2=vantoc_quay_inCQ(x_tinh,y_tinh,z_tinh);
    mx11=X_canh(i,j);
    my11=Y_canh(i,j);
    mz11=Z_canh(i,j);
    mx22=X_canh(i,j+1);
    my22=Y_canh(i,j+1);
    mz22=Z_canh(i,j+1);
    mx33=X_canh(i+1,j+1);
    my33=Y_canh(i+1,j+1);
    mz33=Z_canh(i+1,j+1);
    mx44=X_canh(i+1,j);
    my44=Y_canh(i+1,j);
    mz44=Z_canh(i+1,j);

norm_mp=norm_matphang(mx11,my11,mz11,mx22,my22,mz22,mx33,my33,
,mz33,mx44,my44,mz44);
    for i_sl1=1:s1
        for i1=1:ib
            for j1=1:N
                mx1=x_pelT{ib,i_sl1}(i1,j1);
                my1=y_pelT{ib,i_sl1}(i1,j1);
                mz1=z_pelT{ib,i_sl1}(i1,j1);
                mx2=x_pelT{ib,i_sl1}(i1,j1+1);
                my2=y_pelT{ib,i_sl1}(i1,j1+1);
                mz2=z_pelT{ib,i_sl1}(i1,j1+1);
                mx3=x_pelT{ib,i_sl1}(i1+1,j1+1);
                my3=y_pelT{ib,i_sl1}(i1+1,j1+1);
                mz3=z_pelT{ib,i_sl1}(i1+1,j1+1);
                mx4=x_pelT{ib,i_sl1}(i1+1,j1);
                my4=y_pelT{ib,i_sl1}(i1+1,j1);
                mz4=z_pelT{ib,i_sl1}(i1+1,j1);

vantoc_cu_mx1=vantoc_cu_mx1+vantoc_cu_1khungMX1(ib1,x_tinh,y_
tinh,z_tinh,mx1,my1,mz1,mx2,my2,mz2,mx3,my3,mz3,mx4,my4,mz4)*
cdo_mxT{ib,i_sl}(i1,j1)/4/3.14;
            end
        end
    end

```

```

        end
    end
    vtoc=vtoc1+vtoc2+vantoc_cu_mx;

U_norm1(k2,j)=chieuV1xuongV2(vtoc(1,1),vtoc(2,1),vtoc(3,1),no
rm_mp(1,1),norm_mp(2,1),norm_mp(3,1));
    end
    k2=k2+1;
end
end
B=reshape(U_norm1',n*N*s1,1);
%-----%%%%%%%%%%
%
function cdo=cdo_canh(X,s1,n,N)
XX=X';
for ig=1:n*s1
    Xlk(ig,:)=XX(1,(ig-1)*N+1:ig*N);
end
cdo=Xlk;
%-----%%%%%%%%%%
%
function xoay_oz=xoayquanh_trucoz(gocxoay,x1,y1,z1)
A=[x1 y1 z1 1];
Tz=[cos(gocxoay) sin(gocxoay) 0 0;-sin(gocxoay) cos(gocxoay)
0 0;0 0 1 0;0 0 0 1];
B=A*Tz;
xoay_oz=[B(1,1);B(1,2);B(1,3)];
%-----%%%%%%%%%%
%
function
vtoc_cu=vantoc_cu_1doanMX1(ib,x_tinh,y_tinh,z_tinh,x_dau,y_da
u,z_dau,x_cuoi,y_cuoi,z_cuoi)
x1=x_cuoi-x_dau;
x2=x_tinh-x_cuoi;
x3=x_tinh-x_dau;
y1=y_cuoi-y_dau;
y2=y_tinh-y_cuoi;
y3=y_tinh-y_dau;
z1=z_cuoi-z_dau;
z2=z_tinh-z_cuoi;
z3=z_tinh-z_dau;
r12=[x1;y1;z1];

```

```

r0=sqrt(r12(1,1)^2+r12(2,1)^2+r12(3,1)^2);
r1=[x3;y3;z3];
r2=[x2;y2;z2];
r11=sqrt(x3*x3+y3*y3+z3*z3);
r22=sqrt(x2*x2+y2*y2+z2*z2);
tich_cohuong12=[y3*z2-y2*z3;z1*x2-z2*x3;x3*y2-y3*x2];
as=sqrt((y3*z2-y2*z3)^2+(z3*x2-z2*x3)^2+(x3*y2-y3*x2)^2);
tich_vohuong12=r1(1,1)*r2(1,1)+r1(2,1)*r2(2,1)+r1(3,1)*r2(3,1);
tich_cohuong01=[y1*z3-y3*z1;z1*x3-z3*x1;x1*y3-y1*x3];
as1=sqrt((y1*z3-y3*z1)^2+(z1*x3-z3*x1)^2+(x1*y3-y1*x3)^2);
h=as1/r0;
r_c=bankinhloixoayT(ib1);
K=h^2/sqrt(r_c^4+h^4);
if h==0||r11==0||r22==0
    vtoc_cu=[0.;0.;0.];
else

vtoc_cu=K*(r11+r22)*tich_cohuong12/(r11*r22*(r11*r22+tich_vohuong12));
end
%-----%%%%%%%%%%
%
function
vtoc_cu=vantoc_cu_1doanXLK(x_tinh,y_tinh,z_tinh,x_dau,y_dau,z_dau,x_cuoi,y_cuoi,z_cuoi)
x1=x_cuoi-x_dau;
x2=x_tinh-x_cuoi;
x3=x_tinh-x_dau;
y1=y_cuoi-y_dau;
y2=y_tinh-y_cuoi;
y3=y_tinh-y_dau;
z1=z_cuoi-z_dau;
z2=z_tinh-z_cuoi;
z3=z_tinh-z_dau;
r12=[x1;y1;z1];
r0=sqrt(r12(1,1)^2+r12(2,1)^2+r12(3,1)^2);
r1=[x3;y3;z3];
r2=[x2;y2;z2];
r11=sqrt(x3*x3+y3*y3+z3*z3);
r22=sqrt(x2*x2+y2*y2+z2*z2);
tich_cohuong12=[y3*z2-y2*z3;z3*x2-z2*x3;x3*y2-y3*x2];

```

```

as=sqrt((y3*z2-y2*z3)^2+(z3*x2-z2*x3)^2+(x3*y2-y3*x2)^2);
tich_vohuong12=r1(1,1)*r2(1,1)+r1(2,1)*r2(2,1)+r1(3,1)*r2(3,1);
);
tich_cohuong01=[y1*z3-y3*z1;z1*x3-z3*x1;x1*y3-y1*x3];
as1=sqrt((y1*z3-y3*z1)^2+(z1*x3-z3*x1)^2+(x1*y3-y1*x3)^2);
h=as1/r0;
if h>=0.001

vtoc_cu=(r11+r22)*tich_cohuong12/(r11*r22*(r11*r22+tich_vohuong12));
else
    vtoc_cu=[0.;0.;0.];
end
%-----%%%%%%%%%%
%
function
vtoc_cu=vantoc_cu_1khungMX1(ib,x_tinh,y_tinh,z_tinh,x1,y1,z1,
x2,y2,z2,x3,y3,z3,x4,y4,z4)

vtoc_cu1=vantoc_cu_1doanMX1(ib,x_tinh,y_tinh,z_tinh,x1,y1,z1,
x2,y2,z2);

vtoc_cu2=vantoc_cu_1doanMX1(ib,x_tinh,y_tinh,z_tinh,x2,y2,z2,
x3,y3,z3);

vtoc_cu3=vantoc_cu_1doanMX1(ib,x_tinh,y_tinh,z_tinh,x3,y3,z3,
x4,y4,z4);

vtoc_cu4=vantoc_cu_1doanMX1(ib,x_tinh,y_tinh,z_tinh,x4,y4,z4,
x1,y1,z1);
vtoc_cu=vtoc_cu1+vtoc_cu2+vtoc_cu3+vtoc_cu4;

%-----%%%%%%%%%%
%
function
vtoc_cu=vantoc_cu_1khungXLK(x_tinh,y_tinh,z_tinh,x1,y1,z1,x2,
y2,z2,x3,y3,z3,x4,y4,z4)

vtoc_cu1=vantoc_cu_1doanXLK(x_tinh,y_tinh,z_tinh,x1,y1,z1,x2,
y2,z2);

```

```

vtoc_cu2=vantoc_cu_1doanXLK(x_tinh,y_tinh,z_tinh,x2,y2,z2,x3,
y3,z3);

vtoc_cu3=vantoc_cu_1doanXLK(x_tinh,y_tinh,z_tinh,x3,y3,z3,x4,
y4,z4);

vtoc_cu4=vantoc_cu_1doanXLK(x_tinh,y_tinh,z_tinh,x4,y4,z4,x1,
y1,z1);
    vtoc_cu=vtoc_cu1+vtoc_cu2+vtoc_cu3+vtoc_cu4;
%-----%%%%%%%%%%
%
function vtoc=vantoc_quay_inCQ(x_tinh,y_tinh,z_tinh)
omega=20.1;
Uox=-y_tinh;
Uoy=x_tinh;
Uoz=0.;
vtoc=[Uox;Uoy;Uoz]*omega;
%-----%%%%%%%%%%
%
function
v_cu_tong=vantoc_cu_tongT(sl,n,N,cdoT,cdo_mxT,X_canh,Y_canh,Z
_canh,x_pelT,y_pelT,z_pelT,x_tinh,y_tinh,z_tinh)
vantoc_cu_lk=[0;0;0];
vantoc_cu_mx1=[0;0;0];
for i_sl=1:sl
    n0=(i_sl-1)*(n+1)+1;
    n1=(n+1)*i_sl-1;
    k2=(i_sl-1)*n+1;
    for i=n0:n1

        for j=1:N
            mx1=X_canh(i,j);
            my1=Y_canh(i,j);
            mz1=Z_canh(i,j);
            mx2=X_canh(i,j+1);
            my2=Y_canh(i,j+1);
            mz2=Z_canh(i,j+1);
            mx3=X_canh(i+1,j+1);
            my3=Y_canh(i+1,j+1);
            mz3=Z_canh(i+1,j+1);
            mx4=X_canh(i+1,j);

```



```

        my4=Y_canh(i+1,j);
        mz4=Z_canh(i+1,j);

vantoc_cu_lk=vantoc_cu_lk+vantoc_cu_1khungXLK(x_tinh,y_tinh,z
_tinh,mx1,my1,mz1,mx2,my2,mz2,mx3,my3,mz3,mx4,my4,mz4)*cdoT{i
b,:}(k2,j)/4/3.14;

        end
        k2=k2+1;
    end
end
for i_sl=1:s1
    if ib<=50
        ib_endvortex=ib;
    else ib_endvortex=50;
    end
    for il=1:ib_endvortex
        for j1=1:N
            mx1=x_pelT{ib_endvortex,i_sl}(i1,j1);
            my1=y_pelT{ib_endvortex,i_sl}(i1,j1);
            mz1=z_pelT{ib_endvortex,i_sl}(i1,j1);
            mx2=x_pelT{ib_endvortex,i_sl}(i1,j1+1);
            my2=y_pelT{ib_endvortex,i_sl}(i1,j1+1);
            mz2=z_pelT{ib_endvortex,i_sl}(i1,j1+1);
            mx3=x_pelT{ib_endvortex,i_sl}(i1+1,j1+1);
            my3=y_pelT{ib_endvortex,i_sl}(i1+1,j1+1);
            mz3=z_pelT{ib_endvortex,i_sl}(i1+1,j1+1);
            mx4=x_pelT{ib_endvortex,i_sl}(i1+1,j1);
            my4=y_pelT{ib_endvortex,i_sl}(i1+1,j1);
            mz4=z_pelT{ib_endvortex,i_sl}(i1+1,j1);

            vantoc_cu_mx1=vantoc_cu_mx1+vantoc_cu_1khungMX1(ib_endvortex,
            x_tinh,y_tinh,z_tinh,mx1,my1,mz1,mx2,my2,mz2,mx3,my3,mz3,mx4,
            my4,mz4)*cdo_mxT{ib_endvortex,i_sl1}(i1,j1)/4/3.14;
                end
            end
        end
    v_cu_tong=vantoc_cu_lk+vantoc_cu_mx1;
end
%-----%%%%%%%%%%
%
```

```

function
norm_mp=norm_matphang(x1,y1,z1,x2,y2,z2,x3,y3,z3,x4,y4,z4)
    %tim vecto duong cheo thu nhât
    a1=x3-x1;
    a2=y3-y1;
    a3=z3-z1;
    as=sqrt(a1*a1+a2*a2+a3*a3);
    a1=(x3-x1)/as;
    a2=(y3-y1)/as;
    a3=(z3-z1)/as;
    %tim vecto duong cheo thu hai
    b1=x4-x2;
    b2=y4-y2;
    b3=z4-z2;
    as=sqrt(b1*b1+b2*b2+b3*b3);
    b1=(x4-x2)/as;
    b2=(y4-y2)/as;
    b3=(z4-z2)/as;
    % nhan hai vecto de tim vec to phap tuyen
    gc_a=(a2*b3-a3*b2);
    gc_b=(a3*b1-a1*b3);
    gc_c=(a1*b2-a2*b1);
    %tim vecto phap tuyen don vi
    as=sqrt(gc_a*gc_a+gc_b*gc_b+gc_c*gc_c);
    gc_a=gc_a*1/as;
    gc_b=gc_b*1/as;
    gc_c=gc_c*1/as;
    tich_vh=gc_a*0.+gc_b*0.+gc_c*1.;
    if tich_vh>0
        norm_mp=[gc_a;gc_b;gc_c];
    else
        norm_mp=[gc_a;gc_b;gc_c].*(-1);
    end
%-----%%%%%%%%%%
%
function
lucF=tinhluockd(sl,n,N,vinf,delta_t,cdoT,cdo_mxT,X_canh,Y_canh
,Z_canh,xktra_canh,yktra_canh,zktra_canh,x_pelT,y_pelT,z_pelT
)
ro=1.225;
F=0.;
for i_sl=1:sl

```

```

cdo_lalk=cdoT{ib,:};
if ib==1
    cdo_lalk_1=zeros(s1*n,N);
else
    cdo_lalk_1=cdoT{ib-1,:};
end
n0=(i_s1-1)*(n+1)+1;
n1=(n+1)*i_s1-1;
k2=(i_s1-1)*n+1;
for i=n0:n1
    for j=1:N
        x1=X_canh(i,j);
        y1=Y_canh(i,j);
        z1=Z_canh(i,j);
        x2=X_canh(i,j+1);
        y2=Y_canh(i,j+1);
        z2=Z_canh(i,j+1);
        x3=X_canh(i+1,j+1);
        y3=Y_canh(i+1,j+1);
        z3=Z_canh(i+1,j+1);
        x4=X_canh(i+1,j);
        y4=Y_canh(i+1,j);
        z4=Z_canh(i+1,j);
        a1=sqrt((x1-x2)*(x1-x2)+(y1-y2)*(y1-y2)+(z1-
z2)*(z1-z2));% AB
        a2=sqrt((x3-x2)*(x3-x2)+(y3-y2)*(y3-y2)+(z3-
z2)*(z3-z2));% BC
        a3=sqrt((x4-x3)*(x4-x3)+(y4-y3)*(y4-y3)+(z4-
z3)*(z4-z3));% CD
        a4=sqrt((x4-x1)*(x4-x1)+(y4-y1)*(y4-y1)+(z4-
z1)*(z4-z1));% DA
        cheo=sqrt((x3-x1)*(x3-x1)+(y3-y1)*(y3-y1)+(z3-
z1)*(z3-z1));%AC
        p=(a1+a2+cheo)/2.;
        s1=sqrt(p*(p-a1)*(p-a2)*(p-cheo));
        p=(a3+a4+cheo)/2.;
        s2=sqrt(p*(p-a3)*(p-a4)*(p-cheo));
        s=s1+s2;% dien tich tu giac ABCD
        x_tinh=xktra_canh(k2,j);
        y_tinh=yktra_canh(k2,j);
        z_tinh=zktra_canh(k2,j);

```

```

        vtoc2=vantoc_quay_inCQ(x_tinh,y_tinh,z_tinh);
norm_mp=norm_matphang(x1,y1,z1,x2,y2,z2,x3,y3,z3,x4,y4,z4);

v_cu_tong=vantoc_cu_tongT(s1,n,N,cdoT,cdo_mxT,X_canh,Y_canh,Z
_canh,x_pelT,y_pelT,z_pelT,x_tinh,y_tinh,z_tinh);
        tocdo_tongT=vinf+vtoc2+v_cu_tong;
        tao_j=[(x2-x1)/a1;(y2-y1)/a1;(z2-z1)/a1];
tao_i=[(x4-x1)/a4;(y4-y1)/a4;(z4-z1)/a4];
tocdo_tongT_j=chieuV1xuongV2(tocdo_tongT(1,1),tocdo_tongT(2,1)
),tocdo_tongT(3,1),tao_j(1,1),tao_j(2,1),tao_j(3,1));

tocdo_tongT_i=chieuV1xuongV2(tocdo_tongT(1,1),tocdo_tongT(2,1)
),tocdo_tongT(3,1),tao_i(1,1),tao_i(2,1),tao_i(3,1));

        if k2==1||k2==n+1
            hieu1=cdo_lalk(k2,j)/a2;
            tong1=cdo_lalk(k2,j)/2;
            tong2=cdo_lalk_1(k2,j)/2;
        else
            hieu1=(cdo_lalk(k2,j)-cdo_lalk(k2-1,j))/a2;
            tong1=(cdo_lalk(k2,j)+cdo_lalk(k2-1,j))/2;
            tong2=(cdo_lalk_1(k2,j)+cdo_lalk_1(k2-
1,j))/2;
        end
        if j==1||j==N
            hieu2=cdo_lalk(k2,j)/a1;
        else
            hieu2=(cdo_lalk(k2,j)-cdo_lalk(k2,j-1))/a1;
        end
        deltaG_tao=(tong1-tong2)/delta_t;

dP(k2,j)=ro*(tocdo_tongT_i*hieu1+tocdo_tongT_j*hieu2+deltaG_t
ao);

        dF=dP(k2,j)*s*norm_mp;
        F=F+dF;
    end
    k2=k2+1;
end
end
lucF={dP;F};

```