

MÔ HÌNH KHÍ ĐỘNG 2-D CỦA CƠ CẤU ĐẬP CÁNH CÔN TRÙNG ỨNG DỤNG CHO ROBOT

Nguyễn Thiện Tống, Lê Thị Hồng Hiếu, Nguyễn Ngọc Hiền
Trường Đại Học Bách Khoa, ĐHQG-HCM

TÓM TẮT: Mô hình 2D mô phỏng số dòng khí chuyển động không thường đều qua cánh đập của côn trùng bay được phân tích với trọng tâm ở chuyển động quay của cánh ở hai phần cuối hành trình để giải thích sự gia tăng lực khí động ở thời gian này. Trong mô hình này, cánh có chuyển động tịnh tiến với vận tốc không đổi trong phần lớn thời gian đập cánh chỉ trừ ở phần cuối và phần đầu của mỗi nửa chu kỳ khi cánh giảm tốc độ dần xuống không rồi tăng tốc khi đổi chiều chuyển động đập cánh ngược lại trong nửa chu kỳ tiếp theo. Nhiều cách phối hợp chuyển động với vận tốc tịnh tiến và quay của cánh thay đổi khi cánh đập với quỹ đạo hành trình đơn giản theo một đường thẳng trong mặt phẳng ngang hay mặt phẳng nghiêng, được mô phỏng số bằng lời giải 2D của phương trình Navier-Stokes. Phần mềm CFD Fluent sử dụng phương pháp thể tích hữu hạn được dùng để mô phỏng chuyển động của dòng khí quanh biên dạng cánh mỏng trong chuyển động phối hợp tịnh tiến và quay của cánh. Mô phỏng cung cấp hiển thị dòng khí qua cánh, phân bố áp suất và ứng suất ma sát quanh cánh từ đó tìm được lực và moment khí động tác dụng lên cánh.

Từ khóa: Mô hình 2D, cơ cấu đập cánh côn trùng, Phần mềm CFD Fluent, phương trình Navier-Stokes.

1. GIỚI THIỆU

Các cơ chế vẫy cánh giúp các loài côn trùng, những sinh vật nhỏ bé như ong, chuồn chuồn, ve, bướm, bọ cánh cứng... bay lượn trong không gian là đề tài nghiên cứu hấp dẫn các nhà khoa học từ nhiều thập kỷ nay. Khả năng bay lượn là do chúng đã nắm bắt các nguyên lý khí động lực học để thích nghi và tiến hóa trong một quá trình liên tục từ cách đây 350 triệu năm. Câu hỏi lớn nhất liên quan đến đề tài nghiên cứu côn trùng bay là làm thế nào những chuyển động đập cánh có thể tạo ra đủ lực để nâng đỡ trọng lượng của côn trùng đồng thời giúp chúng bay lượn trong không gian. Các lý thuyết khí động lực học cổ điển xây dựng trên mô hình cánh cố định chuyển động đều không giải thích được hiện tượng bay của côn trùng. Khi tiến hành thử nghiệm dòng chuyển động qua cánh côn trùng trong hầm gió có vận tốc bằng vận tốc đập cánh thực tế của chúng, kết quả cho thấy lực nâng đo được nhỏ hơn giá trị lực cần thiết để thực hiện chuyển động bay [Ellington-2]. Điều này cho thấy trong chuyển động đập cánh còn có cơ chế tạo ra lực nâng khác lớn hơn cả lực nâng được tạo ra khi cánh chuyển động đều. Sự thất bại của lý thuyết khí động lực học cổ điển cho chuyển động đều trong việc tính toán lực nâng của quá trình đập cánh đã hướng đến việc nghiên cứu các cơ chế của chuyển động không thường đều có khả năng giải thích được sự hình thành lực nâng lớn cần thiết cho chuyển động bay.

Quá trình đập cánh của một côn trùng điển hình được phân chia thành bốn giai đoạn bao gồm hai giai đoạn tịnh tiến và hai giai đoạn quay. Khi chuyển động tịnh tiến, cánh chuyển động quét trong không khí với góc tới lớn theo chiều đập xuống hay đập lên. Khi vừa kết thúc giai đoạn tịnh tiến, cánh nhanh chóng quay và đảo chiều úp xuống để chuẩn bị cho chuyển động đập xuống hay ngửa lên để chuẩn bị đập lên. Có thể tóm tắt các giai đoạn trong một chu kỳ đập cánh như sau : (1) cánh chuyển động tịnh tiến đập xuống, (2) cánh chuyển động quay ngửa lên, (3) cánh chuyển động tịnh tiến đập lên, (4) cánh chuyển động quay úp xuống. Để

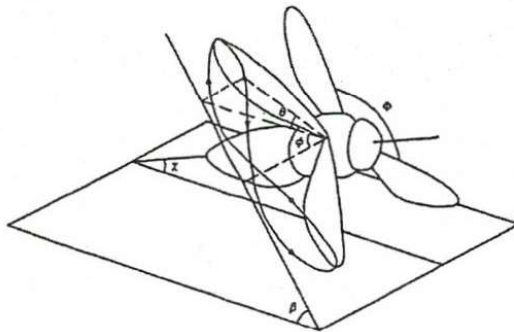
đánh giá sự đóng góp của các cơ chế tạo lực nâng trong chuyển động không thường đều, Dickinson et al. [1] đã xây dựng một mô hình thực nghiệm đo lực trực tiếp trên mô hình mô phỏng chuyển động đập cánh của loài ruồi *Drosophila*. Phân tích lực nâng qua bốn giai đoạn như trên trong một chu kỳ đập cánh, Dickinson [1] đã kết luận rằng các lực khí động hình thành trên cánh côn trùng là do sự tương tác của ba cơ chế bao gồm : (1) cơ chế trì hoãn tách rời lớp biên, (2) cơ chế tạo ra xoáy do chuyển động quay và (3) cơ chế phục hồi năng lượng trong vùng hậu lưu. Cơ chế trì hoãn tách rời lớp biên trên cánh là cơ chế tạo ra lực nâng trên cánh trong giai đoạn cánh chuyển động tịnh tiến ở góc tới lớn. Hai cơ chế còn lại phụ thuộc vào giai đoạn không thường đều của chuyển động quay úp xuống hay ngửa lên khi cánh quay đảo kỳ. Như vậy có thể khái quát hóa quá trình hình thành lực khí động trên một loại côn trùng dựa trên cánh kết hợp và mức độ đóng góp của chuyển động tịnh tiến và chuyển động quay trong chuyển động học đập cánh của từng loại côn trùng.

Bài báo trình bày mô hình 2D mô phỏng số dòng khí chuyển động không thường đều qua cánh đập của côn trùng bay bằng lời giải 2D của phương trình Navier-Stokes theo phương pháp thể tích hữu hạn của phần mềm Fluent. Cánh côn trùng được mô phỏng bằng biên dạng cánh đối xứng có độ dày 6% chuyển động trong miền tính toán theo quỹ đạo thẳng trong mặt phẳng ngang tương ứng với chuyển động bay tại chỗ và mặt phẳng nghiêng một góc 60° so với phương ngang tương ứng với chuyển động bay tới. Trong mô hình này cánh chuyển động tịnh tiến với vận tốc không đổi trong phần lớn thời gian đập cánh, chỉ trừ phần đầu và phần cuối của mỗi nửa chu kỳ khi cánh giảm tốc độ đều xuống không rồi tăng tốc khi đổi chiều chuyển động đập cánh ngược lại trong nửa chu kỳ tiếp theo. Mục đích của việc mô phỏng này là để giải thích sự gia tăng lực khí động do chuyển động quay của cánh ở đầu và cuối mỗi nửa bán kỳ và đánh giá sự đóng góp của giai đoạn tịnh tiến và quay vào lực nâng toàn thể. Kết quả mô phỏng cũng cho phép hiển thị các trường vector vận tốc và trường xoáy hình thành quanh mô hình cánh chuyển động.

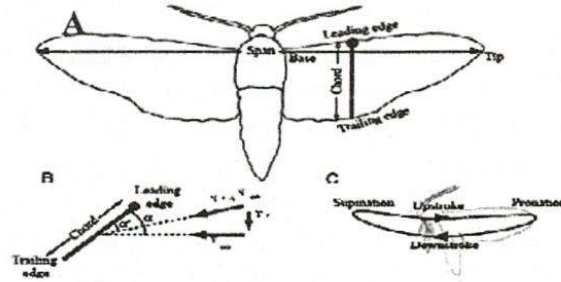
2. CƠ SỞ LÝ THUYẾT

2.1. Động học của cánh

Để miêu tả chuyển động của một con côn trùng khi bay, các thông số động học được dùng để xác định vị trí của nó trong không gian



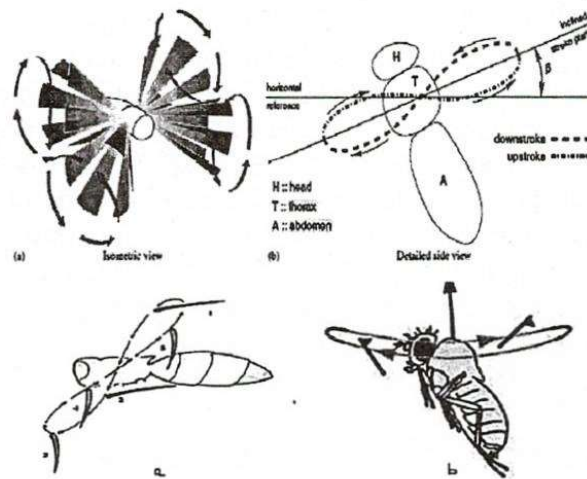
Hình 1. Các thông số khí động học: góc của thân χ ; góc mặt phẳng cánh β ; góc quét của cánh Φ ; vị trí bất kỳ của cánh dọc theo mặt phẳng cánh ϕ ; vị trí bất kỳ của cánh ở phía trên mặt phẳng cánh θ (Roland Ennos [3])



Hình 2. Những quy ước và thuật ngữ. (A) Phát họa điển hình một con côn trùng. (B) Góc tới cánh bao gồm góc tới hình học cánh α và góc tới hiệu ứng α' . (C) Chuyển động quay sấp (pronation) và lật ngửa (supination) của cánh trong một chu kỳ [5]

Hình 2 trình bày những quy ước và thuật ngữ dùng trong không gian hai chiều. Tiết diện của cánh (hay cung cánh) ở một vị trí bất kỳ được biểu thị bằng một đoạn thẳng màu đen vuông góc với đường thẳng nối liền giữa đỉnh cánh và góc cánh. Đoạn thẳng này có thêm một chấm tròn ở một đầu để phân biệt giữa cạnh trên và cạnh dưới của cánh. Góc tới cánh được hiểu là tổng hợp của hai góc tới thành phần, bao gồm góc tới hình học cánh α ứng với vận tốc của dòng tự do V_∞ và góc tới cảm ứng α' (hay còn gọi là góc tới khí động lực học) ứng với vận tốc đi xuống (downwash) V' .

Cánh côn trùng có thể trình diễn ba mức độ tự do khác nhau: chúng có thể chuyển động tới trước và lùi sau, chúng có thể quay xung quanh trục dọc của cánh, và chúng có thể quay trên mặt phẳng đập cánh để làm cho đỉnh cánh chuyển động theo quỹ đạo là đường thẳng, hình ovan, hình giống như quả chuối và đường cong hình số tám. Hầu hết côn trùng đều có kiểu bay theo quỹ đạo hình số tám, tùy theo trạng thái bay của chúng mà số 8 có hình dáng dày mỏng khác nhau.



Hình 3. Một số quỹ đạo của cánh côn trùng khi bay:
a) Quỹ đạo hình số 8, b) quỹ đạo hình quả chuối (Dickinson [4])

2.2. Các hiện tượng khí động lực học chủ yếu tạo lực nâng trên cánh côn trùng

Hiện tượng làm trễ điều kiện dừng hay còn gọi là cơ chế trì hoãn sự tách rời lớp biên trên cánh là cơ chế tạo ra lực nâng chủ yếu trong suốt quá trình cánh côn trùng chuyển động tịnh tiến của mỗi nửa kỳ khi cánh quét qua trong không khí với góc tới lớn. Góc tới này lớn hơn so với góc tới của cánh máy bay thông thường. Một cánh máy bay thông thường nếu bị dừng (stall) ở góc tới lớn sẽ bị mất lực nâng và tăng lực cản. Nhưng khi cánh côn trùng chuyển động

với cách đó, nó sẽ tạo ra một dòng không khí với cấu trúc xoáy ở mặt trên gần đỉnh cánh gọi là xoáy mũi cánh (leading edge vortex) nên tạo được lực nâng lớn. Quan sát bằng thực nghiệm của Ellington et al. [2], sử dụng các xoáy mũi cánh được duy trì ổn định trên cánh mà không bị tách rời nhờ có sự hiện diện của dòng chuyển động theo phương thứ ba dọc theo sải cánh.

Hiện tượng xoáy tạo ra do quay và hiện tượng phục hồi năng lượng trong vết hậu lưu là hai cơ chế quan trọng giải thích cho sự gia tăng lực nâng nhảy vọt ở giai đoạn đầu và cuối mỗi bán kỳ [1]. Sự quay đảo kỳ của cánh tạo ra một nguồn xoáy trong trường lưu chất gây ra thành phần lực hướng lên. Hiện tượng này tương tự như hiệu ứng Magnus tạo ra lực nâng trên hình trụ quay. Hiệu ứng Magnus là tên gọi cho một hiện tượng mà có sự kết hợp của định luật Bernoulli và sự tạo thành vùng lớp biên bao quanh cổ thể quay. Vật thể quay tạo ra một trường xoáy xung quanh nó, ở một phía của vật thể chiều của xoáy quay này sẽ cùng chiều với vận tốc của dòng chuyển động đi tới nên vận tốc ở mặt này tăng lên. Ngược lại, ở phía bên kia của vật thể, chiều của xoáy quay ngược chiều với dòng chuyển động nên vận tốc ở mặt này giảm. Khi vận tốc lớn ở mặt trên, tương ứng với áp suất giảm nên sinh ra lực nâng hướng lên, và ngược lại, khi vận tốc giảm thì áp suất tăng nên lực nâng sinh ra theo chiều hướng xuống. Theo cơ chế này, trường hợp cánh thay đổi góc tới để đảo kỳ trước khi quay kết thúc một bán kỳ, cạnh trước của cánh ở phía sau tương đối so với dòng chuyển động nên tạo ra thành phần lực nâng hướng lên. Trường hợp cánh đảo chiều sau khi quay kết thúc một bán kỳ, cạnh trước của cánh ở phía trước tương đối so với dòng chuyển động tịnh tiến nên sinh ra lực nâng hướng xuống. Các lập luận trên đã được kiểm chứng qua thí nghiệm đo lực trên mô hình cánh của Dickinson [1]. Khi cánh đảo chiều trước khi quay, lực nâng sinh ra đạt cực đại ở cuối bán kỳ, khi cánh đảo chiều sau khi quay, lực nâng sinh ra đạt cực tiểu âm ở đầu mỗi bán kỳ. Vì vậy bằng cách điều chỉnh hợp lý thời gian của giai đoạn quay, cánh côn trùng có khả năng sinh ra được lực nâng lớn hơn cả trong giai đoạn chuyển động tịnh tiến. Ảnh hưởng của cơ chế tạo lực nâng do xoáy khi quay lên cánh côn trùng phụ thuộc vào vị trí tâm quay, khi tâm quay càng ở xa cạnh trước cánh thì cường độ xoáy càng giảm dẫn đến giảm lực nâng.

Cơ chế tạo ra lực nâng theo cách phục hồi năng lượng trong vết hậu lưu là cơ sở để giải thích sự hiện diện của lực nâng cực đại ở đầu mỗi bán kỳ. Theo cách này, cánh côn trùng tiếp thu năng lượng trong vùng lưu chất bao quanh do các xoáy tách ra từ chuyển động của cánh ở chu kỳ trước. Sau một chu kỳ chuyển động, cánh gia tăng vận tốc cho vùng lưu chất bao quanh ở đầu chu kỳ tiếp theo vì vậy tạo ra lực nâng lớn, giá trị lực nâng do hấp thu năng lượng từ vùng hậu lưu lớn hơn giá trị lực nâng do chuyển động tịnh tiến. Thời gian tác động của cơ chế phục hồi năng lượng từ trường lưu chất là không thay đổi, độ lớn của lực nâng sinh ra lại phụ thuộc vào pha giữa chuyển động tịnh tiến và quay. Nếu cánh quay trước kỳ, nó sẽ hấp thụ năng lượng của vùng hậu lưu của chính nó nên tạo ra lực nâng dương hướng lên. Nếu giai đoạn quay bị trì hoãn đến đầu chu kỳ tiếp theo thì cánh tương tác với vết hậu lưu tại một vị trí góc mà sinh ra lực nâng âm.

Như vậy cách quay cánh trước khi đảo kỳ không những tạo ra được lực nâng dương lớn ở cuối mỗi bán kỳ mà còn tăng cường năng lượng cho vùng hậu lưu, điều khiển cánh ở vị trí tương tác thích hợp để hấp thụ năng lượng từ các xoáy tách ra từ chuyển động của cánh để sinh ra lực nâng cực đại ở đầu mỗi bán kỳ tiếp theo.

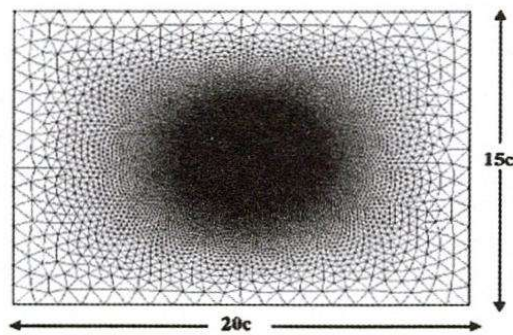
3. PHƯƠNG PHÁP MÔ PHỎNG SỐ

3.1. Tính toán mô phỏng với cấu trúc lưới chuyển động

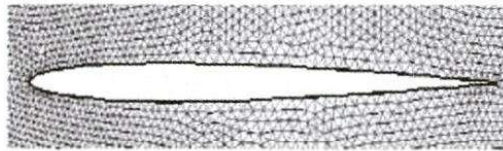
Vấn đề mô phỏng dòng khí qua cánh côn trùng trong không gian 2 chiều được quy về bài toán dòng chuyển động qua biên dạng cánh NACA 0006 có chiều dài dây cung cánh ký hiệu là c ($c=0.01m$) trong miền tính toán có kích thước đủ lớn $20c \times 15c$ như hình 4. Cánh chuyển

động với vận tốc đều là $u=3\text{m/s}$, tương ứng với số Reynolds khoảng 2000, trên quãng đường tương ứng với biên độ đập cánh là $4c$ theo một quỹ đạo nhất định. Trong phạm vi bài báo, chuyển động của cánh trên một đường thẳng nằm ngang và theo quỹ đạo hình số 8 hẹp sẽ được tính toán tương ứng với chế độ bay tại chỗ của côn trùng.

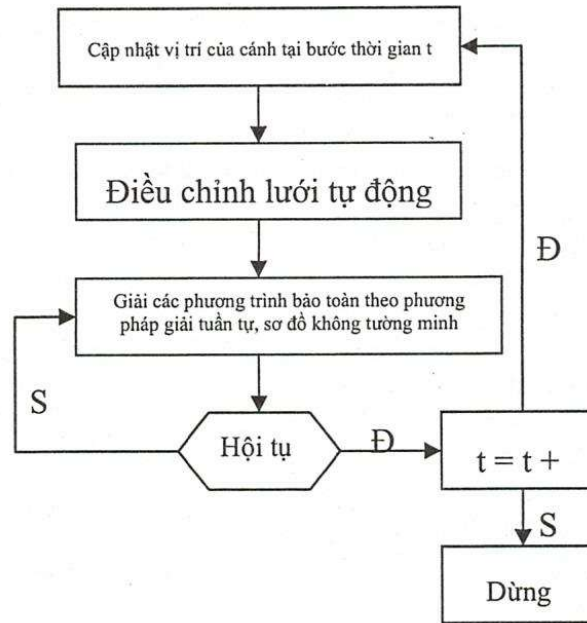
Việc mô phỏng chuyển động của cánh trong miền tính toán được thực hiện nhờ mô hình lưới động trong phần mềm Fluent. Quỹ đạo chuyển động của biên dạng cánh được lập trình theo mỗi bước thời gian nghĩa là thiết lập vận tốc tịnh tiến và vận tốc góc cho tâm vật thể. Fluent sẽ cập nhật lưới thể tích một cách tự động tại mỗi bước thời gian dựa trên vị trí của các điểm biên. Tiếp theo, các phương trình liên tục, động lượng, năng lượng và các phương trình bảo toàn động năng rối, tiêu tán rối sẽ được giải lập theo phương pháp tuần tự cho đến khi hội tụ. Chương trình tiếp tục chuyển sang bước thời gian tiếp theo, cập nhật các vị trí mới của các điểm biên trên cánh, cập nhật vị trí mới của lưới và tiến hành giải lập cho các phương trình bảo toàn cho đến khi đạt được thời gian T cần thiết để cánh chuyển động trên quỹ đạo theo số chu kỳ đủ lớn tương ứng với thời gian T . Sơ đồ giải thuật được trình bày trên hình 5. Bước thời gian được chọn cho quá trình tính toán là $\Delta t = 5 \cdot 10^{-5}$, giá trị này đủ nhỏ để độ dịch chuyển của lưới mới ($u\Delta t$) không vượt quá khoảng cách nhỏ nhất giữa hai nút lưới ở thời điểm trước.



Phóng to vùng lưới gần thành rắn



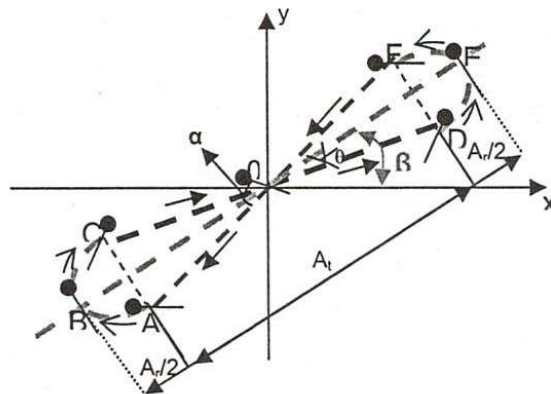
Hình 4. Miền tính toán và lưới chia



Hình 5. Sơ đồ giải thuật tính toán lưới động

Miền tính toán được phân chia theo kiểu lưới tam giác không cấu trúc như hình 4. Trên bốn biên giới hạn miền tính toán, điều kiện biên được áp dụng là gradient của các đại lượng (các thành phần vận tốc, nội năng, ngoại trừ thành phần áp suất) theo phương vuông góc với biên bằng không ($\partial V/\partial n = 0$). Bài toán mô phỏng chuyển động của cánh trong miền tính toán xem như đứng yên, với điều kiện biên như trên, các giá trị trên biên giới hạn miền tính toán sẽ được nội suy từ bên trong nghĩa là từ những giá trị trên biên dạng cánh. Trên biên dạng cánh, điều kiện biên thành rắn được sử dụng để thỏa mãn điều kiện không có hiện tượng trượt ($\partial V/\partial s = 0$ với s là phương của biên dạng cánh).

3.2. Các trường hợp mô phỏng chuyển động cánh theo quỹ đạo



Hình 6. Chuyển động của cánh quay đối xứng trong một chu kỳ theo quỹ đạo hình số 8

Hình 6 mô tả chi tiết chuyển động tịnh tiến và quay trong một chu kỳ đập cánh theo quỹ đạo hình số 8 trong một mặt phẳng ngang. Cánh bắt đầu chuyển động tại vị trí F và đập xuống theo đường thẳng FA với vận tốc tịnh tiến và góc nghiêng cánh không đổi. Trong suốt quá trình cánh lật ngược (cung ABC) vận tốc tịnh tiến giảm dần (trên cung AB) từ giá trị lớn nhất đến 0 ở cuối quá trình đập xuống, sau đó vận tốc tăng dần (trên cung BC) đến giá trị lớn nhất, trong khi đó vận tốc góc của cánh bắt đầu thay đổi từ 0

ở cuối giai đoạn tịnh tiến dọc theo cung ABC để điều chỉnh góc đặt cánh cho phù hợp khi cánh bắt đầu qua kỳ đập lên. Giai đoạn đập lên bắt đầu từ C và dọc theo đường thẳng CD với vận tốc và góc nghiêng cánh không thay đổi. Sau đó cánh quay sấp theo cung DEF tương tự như khi lật ngửa để chuyển qua kỳ đập xuống.

Quỹ đạo đập cánh trên một đường thẳng có thể được đơn giản hoá từ hình số 8 bằng cách cho góc mở của số tám bằng 0. Các thông số quan trọng của một phương thức đập cánh bao gồm:

Về mặt không gian:

- Chiều dài đập cánh bao gồm quãng đường cánh chuyển động tịnh tiến và quãng đường cánh chuyển động quay
- Góc β của mặt phẳng đập cánh và phương ngang: bao gồm mặt phẳng đập cánh theo phương ngang hay mặt phẳng chéo.
- Hình dáng của quỹ đạo: đường thẳng, hình số tám, hình quả chuối ... trong mặt phẳng đập cánh

Về mặt thời gian: tỉ lệ giữa thời gian chuyển động tịnh tiến và thời gian quay

Về cách thức quay của cánh trong nửa bán kỳ đập xuống hay ngửa lên, có 3 loại: quay đối xứng, quay trước và quay sau.

- Quay đối xứng: khi góc nghiêng α_s của cánh so với mặt phẳng đập cánh tăng dần từ giá trị không đổi α_{s0} trong giai đoạn tịnh tiến đến giá trị 90° ở cuối kỳ đập xuống và cánh tiếp tục quay đến khi nào nó tạo thành góc nghiêng cánh đối xứng α_{s0} so với mặt phẳng đập cánh ở giai đoạn tịnh tiến tiếp theo.
- Quay trước: khi góc nghiêng cánh α_s tạo với quỹ đạo đập cánh một góc thay đổi trong một nửa thời gian quay cho đến khi góc nghiêng của cánh đạt giá trị α_{s0} ở cuối của kỳ đập xuống, sau đó cánh ngừng quay cho đến giai đoạn quay của kỳ tiếp theo.
- Quay sau: khi cánh giữ nguyên góc nghiêng cánh α_{s0} trong giai đoạn quay cho đến khi hết kỳ đập xuống, sau đó, cánh quay phanh trong một nửa thời gian còn lại của giai đoạn quay để điều chỉnh góc nghiêng cánh sau cho khi hết giai đoạn quay, góc nghiêng cánh đạt giá trị α_{s0} so với mặt phẳng đập cánh.

Cánh chuyển động trong vùng có số Reynolds là $Re = Uc/v = 2000$, phù hợp với tâm chuyển động của côn trùng từ 500 to 5000 [1].

Cơ cấu đập cánh được nghiên cứu trong bài báo này là một trường hợp lý tưởng. Vận tốc tịnh tiến được biểu thị là U_t được xem như không đổi U (vận tốc tham chiếu) trong suốt quá trình đập cánh AF và CD, ngoại trừ trong giai đoạn cuối tịnh tiến (cánh quay nhanh và đảo chiều) vận tốc U_t thay đổi theo một hàm điều hòa.

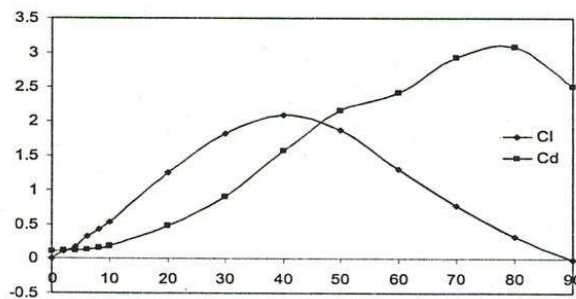
Phạm vi bài báo sẽ trình bày kết quả tính toán mô phỏng cho một chuyển động đập cánh đơn giản theo đường thẳng trong mặt phẳng ngang và mặt phẳng nghiêng tương ứng với chuyển động bay lơ lửng và bay tới.

4. PHÂN TÍCH KẾT QUẢ

4.1. Kết quả cho chuyển động gần như thường đều

Để kiểm tra tính chính xác của cấu trúc lưới và điều kiện biên chuẩn bị cho việc mô phỏng chuyển động của cánh ở chế độ không thường đều theo một quỹ đạo cho trước, ta tiến hành kiểm chứng cho trường hợp cánh chuyển động ở chế độ gần như thường đều. Trong trường hợp này, ta sẽ khảo sát dòng khí xung quanh biên dạng cánh nghiêng một góc định trước với phương chuyển động, cánh chuyển động trên đường thẳng nằm ngang có quãng đường gấp ba

lần chiều dài dây cung cánh ($s = 3c$) rồi dừng. Dòng khí xung quanh cánh lúc đầu đứng yên, cánh chuyển động với vận tốc 3m/s . Ứng xử của dòng khí quanh biên dạng cánh sẽ được tạo ra khi cánh chuyển động. Về mặt vật lý, hai hiện tượng sau là tương đương: dòng khí chuyển động qua cánh đứng yên sẽ tương đương với dòng khí đứng yên mà cánh chuyển động. Bài toán dòng khí chuyển động qua cánh đứng yên là bài toán chuyển động đều không phụ thuộc vào thời gian. Bài toán thứ hai dòng khí đứng yên còn cánh chuyển động về phía trước rồi dừng về thuật toán lại là bài toán không thường đều phụ thuộc vào biến thời gian trong lời giải. Khi mô phỏng như cách đặt vấn đề ở trên thì bài toán đặt ra trên nền tảng bài toán thứ hai có thể được xem là chuyển động gần như thường đều. Vì thế, mục đích của phần này là kiểm tra tính hợp lý của bài toán cánh chuyển động ở chế độ gần như thường đều bằng cách so sánh với các kết quả trong trường hợp chuyển động đều của vấn đề cánh đứng yên với dòng chuyển động đều vận tốc bao quanh. Ta sẽ khảo sát biểu đồ phân bố lực nâng và lực cản theo góc tới được tính toán cho trường hợp chuyển động thường đều và không thường đều.

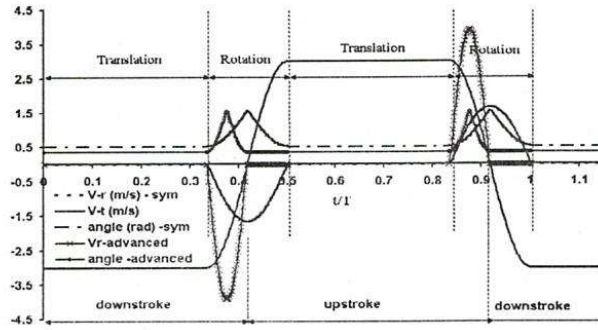


Hình 7. Phân bố hệ số lực theo góc tới trong trường hợp steady và unsteady

Về mặt tính toán, khi cánh chuyển động trên quãng đường tương đối dài, dòng khí qua biên dạng cánh trở nên ổn định thì các kết quả thu được sẽ tương đương với bài toán dòng chuyển động qua cánh đứng yên. Hình 7 biểu diễn phân bố lực nâng và lực cản theo góc tới trong hai trường hợp tính toán mô phỏng ở chế độ thường đều (steady) và không thường đều (unsteady). Việc tính toán ở chế độ thường đều bị giới hạn ở góc tới là 8° . Trường hợp chuyển động không thường đều (unsteady) được tiến hành với góc tới thay đổi từ $0 - 90^\circ$. Hình 7 cho thấy các kết quả cho bởi trường hợp không thường đều hoàn toàn phù hợp với tính toán của chuyển động thường đều qua cánh đứng yên trong phạm vi góc tới từ $0^\circ - 8^\circ$. Sự sai khác tương đối không đáng kể giữa hai trường hợp tính toán có thể do quãng đường chuyển động của cánh chưa đủ dài để tạo dòng khí ổn định như trong trường hợp thường đều (steady). Mặc dù không so sánh được hai trường hợp tính toán ở góc tới lớn hơn, nhưng sự phù hợp ở phạm vi góc tới từ $0^\circ - 8^\circ$ cho phép ta chấp nhận tính chính xác trong lời giải gần như thường đều ở các góc tới lớn hơn 8° . Những kết quả trong lời giải gần như thường đều (quasi-steady) ở góc tới lớn sẽ được áp dụng để ước tính lực, hệ số lực, cũng như năng lượng, hiệu suất trong chuyển động đập cánh của côn trùng nếu giả sử rằng chuyển động tịnh tiến là chủ đạo trong chu kỳ đập cánh của côn trùng bỏ qua ảnh hưởng của giai đoạn quay.

Sự phù hợp của kết quả bài toán thường đều và không thường đều cho phép ta đánh giá sự hợp lý của cấu trúc lưới và điều kiện biên của mô hình tính toán để tiến hành mô phỏng vấn đề chuyển động không thường đều của cánh trong miền đứng yên theo quỹ đạo, mô phỏng chuyển động đập cánh của côn trùng.

4.2. Kết quả mô phỏng cho chuyển động cánh theo quỹ đạo



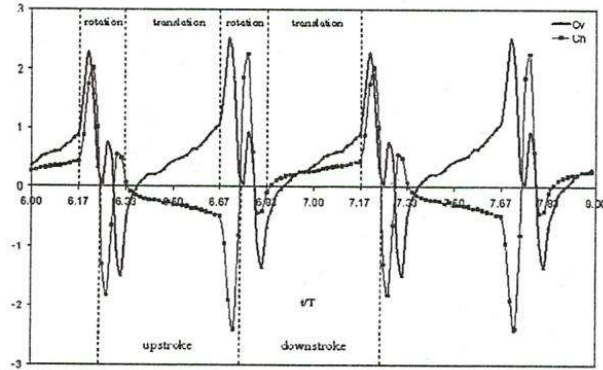
Hình 8. Biến thiên của vận tốc tịnh tiến V-t, vận tốc quay trung bình của cánh V-r, góc nghiêng cánh trong một chu kỳ cho kiểu quay đối xứng (sym) và quay trước kỳ (advanced)

Hình 8 miêu tả chuyển động lý tưởng của một cánh côn trùng đập khi bay được sử dụng để mô phỏng cũng như tính toán bằng phương pháp gần như thường đều. Trong mô hình này, cánh có chuyển động tịnh tiến với vận tốc không đổi trong phần lớn thời gian đập cánh chỉ trừ ở phần cuối và phần đầu của mỗi nửa chu kỳ khi cánh giảm tốc độ dần xuống không rồi tăng tốc khi đổi chiều chuyển động đập cánh ngược lại trong nửa chu kỳ tiếp theo. Việc tính thêm ảnh hưởng của vận tốc do cánh quay tạo ra trong khi cánh đổi kỳ làm cho mô hình tính toán gần với thực tế hơn. Nhiều cách phối hợp chuyển động với vận tốc tịnh tiến và quay của cánh thay đổi khi cánh đập theo mặt phẳng nghiêng với quỹ đạo hành trình thẳng hẹp được mô phỏng số bằng lời giải 2D của phương trình Navier-Stokes với lưới động.

4.2.1 Trường hợp bay lơ lửng

Tính toán mô phỏng chuyển động một mô hình cánh đập 2D với quỹ đạo cánh nằm ngang đã được tiến hành. Để đánh giá đóng góp lực của giai đoạn quay so với tổng thể, hệ số lực khí động được vẽ cho trường hợp quay trước và quay đối xứng với tâm quay tại 25% và 50% độ dài cung cánh như hình 8 và 9. Những đỉnh lực xuất hiện lớn hơn gấp hai lần cho trường hợp quay tại 25% cung cánh gần đỉnh cánh. Hệ số lực bằng không theo phương thẳng đứng thu được khi cánh vuông góc với mặt phẳng đập cánh. Khi cánh quay cùng hướng với chuyển động tịnh tiến để làm tăng góc nghiêng của cánh từ α_{ho} đến 90° thì một xoáy tách ra từ cạnh sau của cánh làm tăng cường lực theo phương thẳng đứng, kết quả là làm xuất hiện một đỉnh lực dương khi cánh bắt đầu quay. Ngược lại, khi cánh thay đổi hướng chuyển động và đồng thời cánh vẫn còn trong giai đoạn quay để điều chỉnh góc nghiêng cánh từ 90° đến α_{ho} ở nửa kỳ tiếp theo, những xoáy tạo ra sẽ gây nên một đỉnh lực âm trong trường hợp cánh quay tại 25% cung cánh. Việc tính toán bằng phương pháp gần như thường đều cho một cánh quay đối xứng và không tính đến ảnh hưởng của giai đoạn quay chỉ tạo ra được hai đỉnh lực dương trong giai đoạn cánh quay, Với mô phỏng số, kết quả từ hình số 9 cho thấy việc xuất hiện đỉnh lực thứ hai dương có cường độ nhỏ hơn so với đỉnh lực âm tiếp theo. Trường hợp này có thể được giải thích dựa vào những dòng xoáy xuất hiện khi cánh quay mà trường hợp như tính toán bằng lý thuyết gần như thường đều không kể đến.

Trong suốt giai đoạn tịnh tiến, mặc dù góc nghiêng của cánh được giữ cố định những lực theo phương ngang và phương đứng thu được từ mô phỏng số không phải là hằng số. Lực theo phương thẳng đứng tăng gần như tuyến tính xung quanh một giá trị trung bình khoảng 0.62 khi tâm quay tại 0.25c và 0.45 khi tâm quay tại 0.5c. Điều này là do dưới ảnh hưởng của xoáy tách ra trong giai đoạn quay là cho góc tới của cánh không giữ được hằng số.



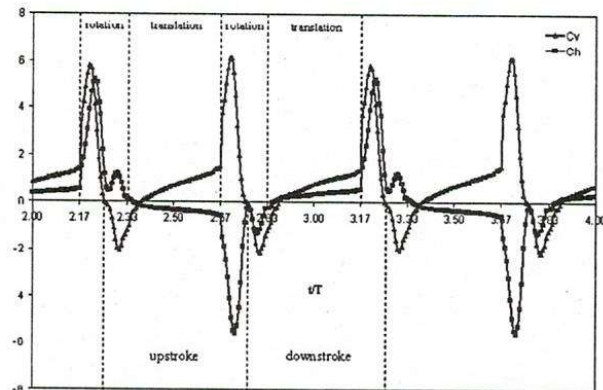
Hình 9. Hệ số lực theo phương đứng và phương ngang trong trường hợp bay lơ lửng với góc đặt cánh là 22 độ tâm quay 0.5c

$$\bar{C}_V = 0.16(\bar{C}_{V_{sup}} + \bar{C}_{V_{pro}}) + 0.32(\bar{C}_{V_{down}} + \bar{C}_{V_{up}}) = 0.16(0.391 + 0.486) + 0.32(0.339 + 0.45) = 0.383$$

$$\bar{C}_{V_{rot}} = 0,14$$

$$\frac{\bar{C}_{V_{rot}}}{\bar{C}_V} = \frac{1}{3} \frac{0.14}{0.383} \times 100\% = 12,2\%$$

$$C_P = C_H \left(\frac{V_{stroke}}{V_{max}} \right) = 0,382$$



Hình 10. Hệ số lực theo phương đứng và phương ngang trong trường hợp bay lơ lửng với góc đặt cánh là 22 độ tâm quay 0.25c

$$\bar{C}_V = 0,91$$

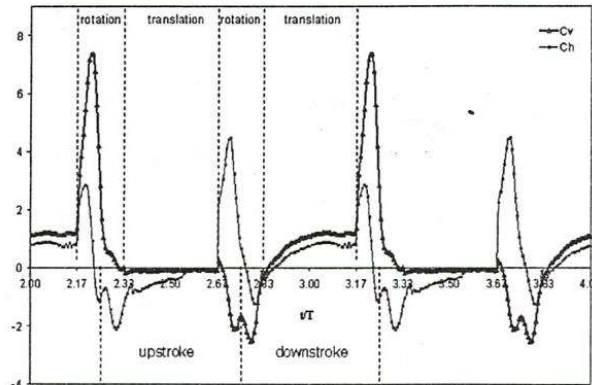
$$\bar{C}_{V_{rot}} = 0,413$$

$$C_P = C_H \left(\frac{V_{stroke}}{V_{max}} \right) = 0,647$$

Hiệu quả khi tâm quay của cánh gần cạnh trước là tốt hơn, khi đó lực do giai đoạn quay đóng góp trên tổng thể là nhiều hơn.

4.2.2. Trường hợp bay tới

Kết quả mô phỏng cho trường hợp bay tới với mặt phẳng đập cánh nghiêng một góc 60 độ so với phương ngang và $J = 1/3$ được vẽ ở hình 11.



Hình 11. Hệ số lực theo phương đứng và phương ngang trong trường hợp bay tới với góc đặt cánh là 22 độ tâm quay $0.5c$, mặt phẳng đập cánh so với phương ngang là $\beta = 60^\circ$, $J = 1/3$

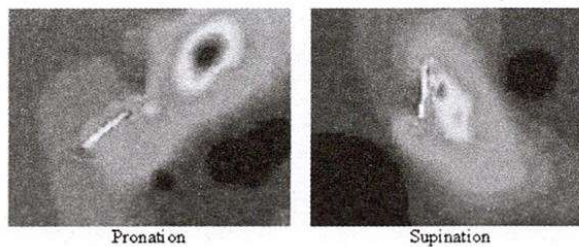
Hệ số lực trong giai đoạn tịnh tiến rất phù hợp khi so sánh bằng phương pháp tính toán gần như thường đều. Đỉnh lực trong giai đoạn quay khi mô phỏng lớn hơn so với khi tính bằng lý thuyết gần như thường đều đó là do ảnh hưởng xoáy trong giai đoạn quay tạo nên sự sai khác này.

$$\bar{C}_V = 0.958$$

$$\bar{C}_{V_{rot}} = 0.231$$

$$C_P = C_H \left(\frac{V_{stroke}}{V_{max}} \right) = 0.734$$

$$C_H = 0.238$$

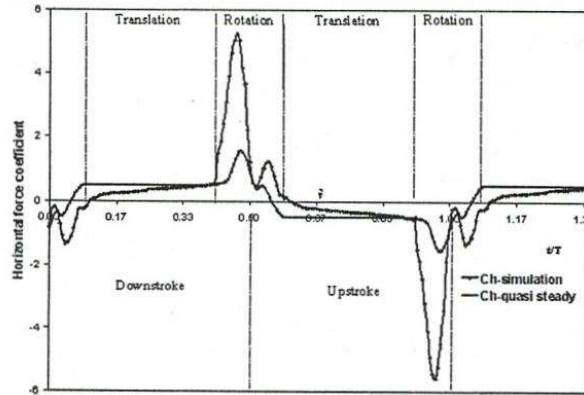


Hình 12. Sự hình thành xoáy tách rời trong giai đoạn quay cho trường hợp cánh bay tới

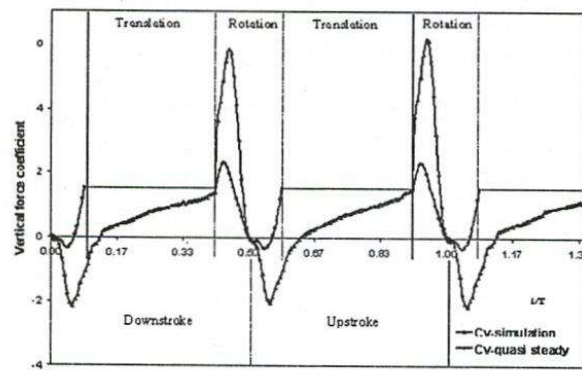
4.3. So sánh kết quả mô phỏng CFD và tính toán phân tích quỹ đạo “quasi-steady”

Lý thuyết tính toán gần như thường đều được sử dụng trong bài nghiên cứu này đã được hiệu chỉnh để phù hợp hơn với thực tế tính toán. Trước đây, những nhà nghiên cứu sử dụng lý thuyết này chỉ đơn giản là áp dụng cho trường hợp cánh tịnh tiến, họ đã bỏ qua ảnh hưởng rất quan trọng khi cánh quay nhanh. Bài báo này đã rất thành công khi kể đến ảnh hưởng của giai đoạn quay. Phân tích lực khi tính toán bằng lý thuyết gần như thường đều cho trong giai đoạn quay xuất hiện những đỉnh lực lớn và có hình dáng rất phù hợp với những kết quả của mô phỏng số.

Do phạm vi ngắn gọn của bài báo chỉ trình bày kết quả so sánh cho một trường hợp điển hình là hovering ở hình 13 và 14.



Hình 13. Hệ số lực theo phương ngang trong trường hợp bay lơ lửng ở góc đặt cánh 22 độ và tâm quay tại 25% cung cánh



Hình 14. Hệ số lực theo phương thẳng đứng trong trường hợp bay lơ lửng ở góc đặt cánh 22 độ và tâm quay tại 25% cung cánh

5. KẾT LUẬN

Kết quả mô phỏng bằng Fluent cho một chuyển động đập cánh đơn giản phù hợp với các kết quả nghiên cứu thực nghiệm và tính toán mô phỏng. Ở đầu và cuối của mỗi giai đoạn quay đều xuất hiện những đỉnh lực lớn, những lực lớn này đóng góp từ 10 đến 30% tổng lực theo phương thẳng đứng trong một chu kỳ đập cánh.

Kết quả tính toán bằng lý thuyết gần như thường đều cho kết quả rất phù hợp với mô phỏng số. Từ kết quả tính toán này có thể nhận định rằng, lý thuyết gần như thường đều là một phương pháp tương đối phù hợp dùng để đánh giá và so sánh kết quả với mô phỏng số.

2-D AERODYNAMIC MODEL OF INSECT FLYING MECHANISM FOR ROBOTIC APPLICATION

Nguyen Thien Tong, Le Thi Hong Hieu, Nguyen Ngoc Hien
University of Technology, VNU-HCM

ABSTRACT: Two-dimensional aerodynamic models of unsteady flapping wing motions are analyzed with focus on advanced rotation and the wing's rotation axis to explain the force

peak at the end of each half stroke. In this model, the translational velocity of the wing along the stroke plane is constant for most of the time except near end and the beginning of each stroke where it slows down to zero and then speeds up again for the next stroke. The flapping wing motions with various combination of controlled translational and rotational velocity of the wings along horizontal or inclined stroke planes with straight-line trajectory are investigated numerically through two-dimensional Navier-Stokes solutions. CFD programs based on Finite Volume Method are used to simulate the flow around a thin airfoil in combined translational and rotational motions. The simulation provides the flow patterns, pressure fields from which the aerodynamic forces and moments are obtained.

Keywords: Two-dimensional aerodynamic models, CFD programs, two-dimensional Navier-Stokes solutions

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Dickinson M.H. et al, *J. Exp. Biol.*, Wing Rotation and the Aerodynamic basis of Insect Flight, (1999) (download from www.sciencemag.org).
- [2]. Ellington C.P, *Philo.Trans. Roy. Soc. London Ser. B* 305, Vol. 1 (1984).
- [3]. Roland Ennos A., *J. Exp. Biol.*, The kinematics and aerodynamics of the free flight of some Diptera, Vol. 142, 49-85 (1989).
- [4]. Dickinson M.H, *Am. Zool.* 36, 537 (1996)
- [5]. Sane S.P, *J. Exp. Biol*, Review: The aerodynamics of insect flight, Vol. 206, 4191-4208 (2003).