

# NGHIÊN CỨU ĐẶC TÍNH KHÍ ĐỘNG CÁNH HAI TẦNG DẠNG BUSEMANN CÓ CÁNH TÀ TẠI VẬN TỐC DƯỚI ÂM

Nguyễn Thái Dương<sup>1,\*</sup>, Trần Thế Hùng<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Trung tâm Hợp tác quốc tế Khoa học Công nghệ Việt - Nhật, Trường Đại học Kỹ thuật Lê Quý Đôn

<sup>2</sup>Khoa Hàng không Vũ trụ, Trường Đại học Kỹ thuật Lê Quý Đôn

## Tóm tắt

Cánh hai tầng dạng Busemann có thiết kế đặc biệt với khoảng cách giữa hai tầng cánh được tính toán nhằm tận dụng hiệu ứng giao thoa và triệt tiêu sóng xung kích, giúp giảm lực cản và tiếng nổ khi bay với tốc độ siêu âm. Ở tốc độ thấp, do cấu trúc cánh mỏng nên khi cất và hạ cánh, lực nâng của cánh còn hạn chế. Các nghiên cứu được thực hiện nhằm cải thiện tính năng cất, hạ cánh của cánh Busemann ở vận tốc dưới âm bằng các thiết bị tăng lực nâng, trong đó có cánh tà. Trong nghiên cứu này, ảnh hưởng của cánh tà đến đặc tính khí động tại vận tốc dưới âm của cánh hai tầng Busemann được phân tích thông qua thực nghiệm và mô phỏng số. Mô hình kết hợp cánh tà trước và cánh tà sau được thiết kế với khoảng cách gập tại vị trí 0,3 lần dây cung từ trước và sau đuôi cánh, góc lệch của cánh tà trước là  $15^\circ$ , góc lệch của cánh tà sau là  $30^\circ$ . Vận tốc dòng tới là 15 m/s, tương ứng với số Reynolds là  $2,1 \cdot 10^5$ . Khi kết hợp với cánh tà sau, tổng lực nâng và lực cản của cánh hai tầng Busemann tăng lên, hiện tượng thất tốc xuất hiện và hệ số lực nâng tối đa tăng hơn 1,3 lần so với cánh cơ bản, từ 1,6 lên hơn 2,15. Tỷ lệ đóng góp của cánh dưới phân bố vào tổng lực nâng và lực cản của cánh hai tầng giảm so với cánh cơ bản ở các góc tấn trên  $0^\circ$ . Cánh tà trước làm tăng độ dốc lực nâng và lực nâng tối đa, đáp ứng được yêu cầu về hệ số lực nâng cần thiết cho quá trình cất, hạ cánh. Cùng với đó, cánh tà trước làm giảm sự tách dòng trên bề mặt của cánh trên và cánh dưới, giúp giảm lực cản so với mô hình chỉ có cánh tà.

**Từ khóa:** Cánh Busemann; cánh tà; RANS; dòng chảy tốc độ thấp; hệ số lực nâng.

## 1. Mở đầu

Việc phát triển máy bay thương mại siêu âm thế hệ tiếp theo (*Supersonic Transport - SST*) có ý nghĩa quan trọng trong kinh tế và quốc phòng an ninh. Để hiện thực hóa điều đó, các công nghệ mới giúp giảm tiếng nổ siêu âm, tiếng ồn khi cất hạ cánh và nhiên liệu tiêu thụ cần được chú trọng nghiên cứu phát triển. Trong đó, vấn đề tiếng ồn do tiếng nổ siêu âm (*sonic boom*), tiếng nổ lớn phát ra khi một vật thể di

\* Tác giả liên hệ, email: duongnt@lqdtu.edu.vn  
DOI: 10.56651/lqdtu.jst.v20.n01.895

chuyên vượt quá tốc độ âm thanh, đang là rào cản lớn nhất. Concorde, mẫu máy bay từng hoạt động trong khoảng 30 năm và ngừng bay hoàn toàn vào năm 2003, cũng gặp phải vấn đề này và bị hạn chế bay với tốc độ dưới âm trong phạm vi 35 hải lý (khoảng 64,8 km) từ các khu dân cư trên đất liền [1].

Trong thời gian gần đây, các dự án phát triển máy bay chở khách siêu âm thế hệ mới đang được triển khai mạnh mẽ [2]-[7]. Tại Nhật Bản, ý tưởng mới ứng dụng cánh hai tầng Busemann để phát triển máy bay vận tải siêu âm của Đại học Tohoku nhận được chú ý [8]-[9]. Cánh Busemann có cấu hình đặc biệt với khoảng cách nhất định giúp triệt tiêu sóng xung kích sinh ra bởi cánh trên và cánh dưới tại vận tốc siêu âm. Kusunose và các cộng sự [8] đã chỉ ra ở số Mach thiết kế ( $M = 1,7$ ), cánh kép Busemann có thể giảm lực cản sóng tới hơn 80% so với cánh hình kim cương cơ bản (cánh Diamond) có cùng thể tích. Ngoài ra, bằng cách triệt tiêu sóng xung kích giữa hai cánh, giá trị đỉnh áp suất gần cánh giảm đáng kể, làm nhẹ tiếng nổ xung kích truyền tới mặt đất. Giá trị này chỉ bằng khoảng 1/10 so với tiếng nổ tạo ra bởi máy bay Concorde khi đang bay tại vận tốc hành trình, chứng minh tiềm năng ứng dụng cánh Busemann vào nghiên cứu phát triển máy bay siêu âm thế hệ tiếp theo [9].

Trong các nghiên cứu về cánh Busemann, các vấn đề khí động học tại vận tốc ngoài thiết kế được chú ý [10]-[12]. Ở vận tốc dưới âm, ý tưởng sử dụng cánh tà trước (*slat*) và cánh tà sau (*flap*) nhằm nâng cao đặc tính khí động của cánh Busemann đã được đề xuất [13], [14]. Thông thường, máy bay phản lực dân dụng khi cất hạ cánh được thiết kế hệ số lực nâng tối đa từ 1,6 đến 2,2 khi cất cánh và từ 1,8 đến 3,0 khi hạ cánh [15], [16]. Tuy nhiên, cánh kép Busemann với độ dày cánh mỏng không đáp ứng được yêu cầu lực nâng cần thiết cho các giai đoạn cất, hạ cánh. Do đó, các nghiên cứu tập trung vào việc cải thiện tính năng cất, hạ cánh của cánh Busemann ở vận tốc dưới âm bằng các thiết bị tăng lực nâng [13], [14]. Maruyama và các cộng sự [13] đã sử dụng cánh tà trước và cánh tà sau để cải thiện hiệu suất khí động học ở vận tốc dưới âm. Theo đó, cánh Busemann kết hợp cánh tà đạt được hệ số lực nâng 2,025, vượt quá ngưỡng 2,0 cần thiết cho cất hạ cánh. Kashitani và các cộng sự [14] đã tiến hành các thực nghiệm trong hệ thống ống thổi khí động. Tuy nhiên, ảnh hưởng của cánh tà trước, cánh tà sau chưa được phân tích định lượng [14]. Tỷ lệ phân bố lực giữa cánh trên và dưới trong cấu hình cánh hai tầng và tính chất dòng chảy xung quanh các mô hình chưa được làm rõ. Do đó, cần các nghiên cứu chuyên sâu để làm rõ đặc điểm và tính năng cụ thể của cánh Busemann khi kết hợp cánh tà ở mép trước và mép sau cánh.

Trong các nghiên cứu trước [17]-[19], nhóm tác giả đã làm rõ tính chất khí động của mô hình cơ bản và hiệu quả của phương pháp căn chỉnh vị trí cánh (*Stagger* - phối trí cánh hai tầng) trong cấu trúc cánh hai tầng Busemann. Trong đó, tỉ lệ phân bố lực của cánh trên và cánh dưới, tính chất dòng chảy xung quanh các mô hình được xem xét phân tích. Khi góc tấn tăng, lực nâng và lực cản của cánh cơ bản chủ yếu được sinh ra từ cánh dưới. Gần 95% tổng lực nâng và 90% tổng lực cản của mô hình cánh Busemann cơ bản sinh ra bởi cánh dưới ở góc tấn trên  $20^\circ$  [17], [18]. Khi căn chỉnh vị trí cánh (mô hình *Stagger*), tổng hệ số lực nâng cải thiện so với cánh cơ bản nhưng chưa đáp ứng được trong quá trình cất và hạ cánh. Tại góc tấn  $10^\circ$ , mô hình *Stagger* (đẩy tâm cánh trên nhô về phía trước so với tâm cánh dưới trong dòng chảy tới) với độ lệch bằng 0,75 lần dây cung (0,75c) có hệ số lực nâng là 1,62. Khi đó, hiện tượng tách dòng và xoáy lớn trên bề mặt cánh trên xuất hiện [17]. Do đó, phương pháp kết hợp cánh tà cần được cân nhắc để nâng cao tính năng của cánh Busemann trong dòng chảy vận tốc dưới âm.

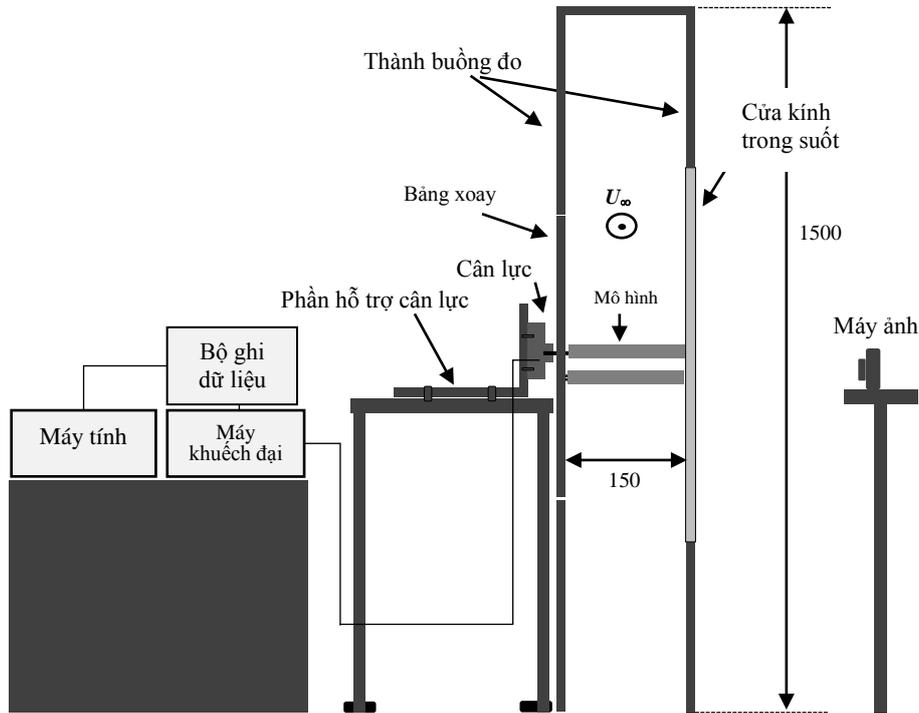
Trong nghiên cứu này, ảnh hưởng của cánh tà trước và cánh tà sau đến đặc tính khí động ở vận tốc dưới âm của cánh Busemann được làm rõ. Kết quả thực nghiệm và mô phỏng được phân tích, so sánh, tập trung vào tỉ lệ phân bố lực giữa hai cánh và đặc điểm dòng chảy xung quanh các mô hình. Kết quả nghiên cứu cung cấp bộ dữ liệu quan trọng cho thiết kế tối ưu tính năng khí động của máy bay siêu âm cánh Busemann trong quá trình cất và hạ cánh.

## 2. Phương pháp nghiên cứu

### 2.1. Hệ thống ống thổi khí động và cân lực

Hình 1 biểu thị tổng quan buồng làm việc trong hệ thống ống thổi khí động được sử dụng trong thực nghiệm. Vận tốc được điều chỉnh bằng cách thay đổi tốc độ quay của động cơ, với vận tốc tối đa là 26 m/s. Buồng làm việc có kích thước cao 1500 mm, dài 2500 mm và rộng 150 mm. Hệ thống sử dụng dòng khí cho phép hình ảnh hóa dòng chảy xung quanh mô hình. Camera phía trước được thiết kế để chụp lại dòng chảy bên trong buồng làm việc.

Hệ thống cân lực (Izumi Sokki, ML-3FM2) được đặt trên thành bên của buồng làm việc. Hệ thống cân lực đi kèm với một thiết bị xoay để điều chỉnh góc tấn của hình với độ phân giải  $0,01^\circ$ . Dữ liệu thu được từ cân được đi qua bộ khuếch đại DC (Unipulse, AM32) và ghi lại bằng hệ thống thu thập dữ liệu (KEYENCE, NR-500). Độ phân giải của cân là 0,0025 N cho cả phép đo lực nâng và lực cản. Hệ thống ống thổi khí động, cân lực và thiết kế được mô tả cụ thể trong các nghiên cứu trước [17].



Hình 1. Hệ thống thí nghiệm (đơn vị mm).

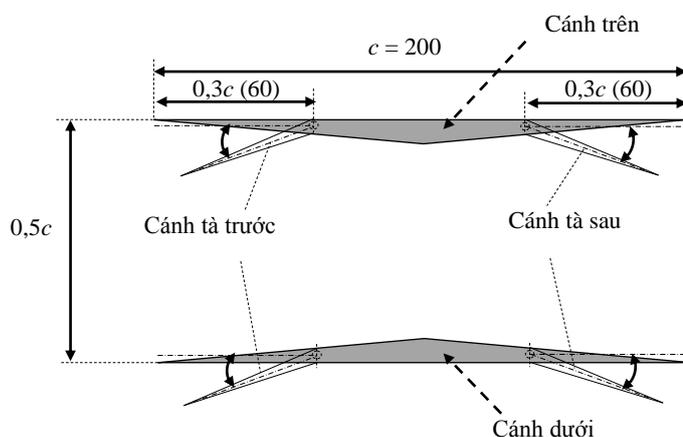
## 2.2. Mô hình

Hình 2 mô tả mô hình cánh hai tầng Busemann sử dụng trong thí nghiệm. Mô hình được làm bằng acrylic, có độ dài dây cung cánh  $c = 200$  mm, độ dày cánh  $t = 10$  mm ( $t/c = 0,05$ ), khoảng cách giữa hai cánh  $G = 100$  mm ( $G/c = 0,5$ ). Khoảng cách giữa hai cánh này tương ứng với thiết kế tại số Mach hành trình là 1,7 (bằng 1,7 lần tốc độ âm thanh) [8], [9]. Mô hình kết hợp cánh tà trước và cánh tà sau được thiết kế với khoảng cách gập là  $0,3c$  từ trước và sau đuôi cánh, góc lệch của cánh tà trước là  $\delta_n = 15^\circ$ , góc lệch của cánh tà sau là  $\delta_s = 30^\circ$ . Mô hình nghiên cứu tương tự như mô hình trong các nghiên cứu trước đây [12]-[14].

## 2.3. Phương pháp đo

Các điều kiện thí nghiệm về vận tốc, số Reynolds và góc tấn của mô hình được tổng hợp trong Bảng 1. Vận tốc dòng tới là 15 m/s, số Reynolds dựa trên dây cung cánh  $c = 200$  (mm) là  $Re = 2,1 \cdot 10^5$ . Góc tấn thay đổi trong khoảng từ  $-10^\circ$  đến  $30^\circ$  với bước trung bình là  $1^\circ$  trong quá trình thí nghiệm. Đối với các phép đo lực, dữ liệu từ hệ thống cân lực được thu thập với thời gian đo 20 giây và tần số lấy mẫu 5 kHz tại mỗi điểm. Hai

cánh được lắp độc lập. Một cánh nối trực tiếp với cánh tay đo lực của cân lực, cánh còn lại cố định với bảng xoay được thiết kế ở tường hệ thống hầm gió. Góc tấn được điều chỉnh bởi hệ thống cân lực và bảng xoay. Để giảm ảnh hưởng của lớp biên ở tường hệ thống ống thổi khí động, giữa các cánh và tường được thiết kế khe hở có khoảng cách là 1,5 mm. Cụ thể về điều kiện đo và phương pháp phân tích được mô tả trong các nghiên cứu trước đây [17], [19].



Hình 2. Cấu hình cánh Busemann kết hợp cánh tà trước và cánh tà sau (đơn vị mm).

Kết quả hệ số lực nâng và lực cản của cánh hai tầng là tổng của cánh trên và cánh dưới. Cụ thể công thức tính như sau:

$$C_{l\ total} = C_{l\ lower} + C_{l\ upper} \quad (1)$$

$$C_{d\ total} = C_{d\ lower} + C_{d\ upper} \quad (2)$$

trong đó:  $C_{l\ total}$  và  $C_{d\ total}$  là tổng hệ số lực nâng và lực cản của mô hình cánh hai tầng,  $C_{l\ upper}$  và  $C_{d\ upper}$  là hệ số lực nâng và lực cản của cánh trên,  $C_{l\ lower}$  và  $C_{d\ lower}$  là hệ số lực nâng và lực cản của cánh dưới trong cấu hình cánh hai tầng. Trong đó, kích thước đặc trưng  $S$  khi tính toán hệ số lực nâng và lực cản là diện tích mặt chiếu của một cánh trong hệ thống cánh hai tầng, tương tự như các nghiên cứu trước [8]-[10], [17]-[19].

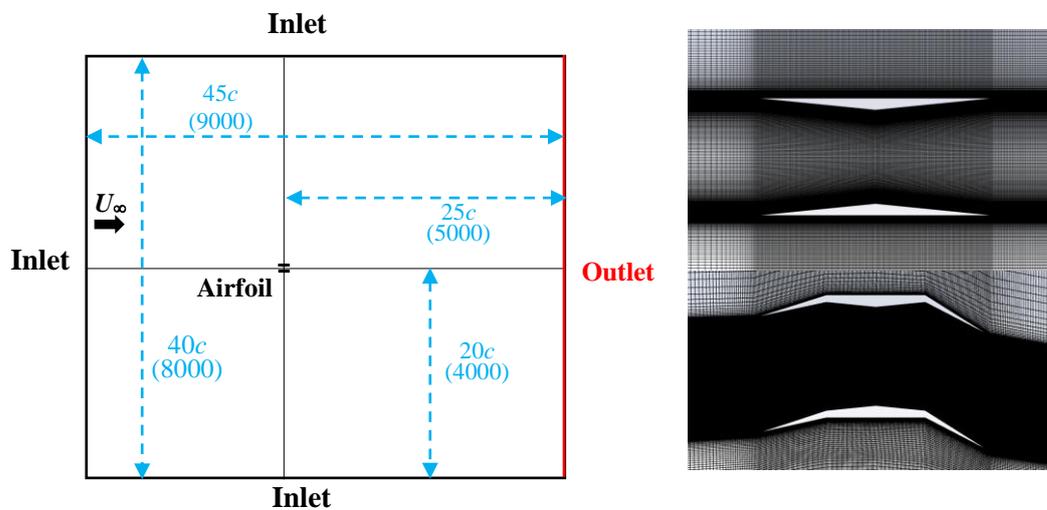
Bảng 1. Điều kiện thí nghiệm

STT	Tham số	Điều kiện thực nghiệm
1	Vận tốc dòng tới	15 m/s
2	Số Reynolds ( $Re$ )	$2,1 \cdot 10^5$
3	Góc tấn ( $\alpha$ )	$-10^\circ \sim 30^\circ$
4	Dữ liệu đo	Thời gian đo: 20 s/điểm; Tần số đo: 5 kHz
6	Mô hình cánh Busemann	Cánh hai tầng (Hình 2) ( $\delta_n = 0^\circ, 15^\circ$ ; $\delta_f = 30^\circ$ )

### 2.4. Phương pháp mô phỏng

Để so sánh và đánh giá với kết quả thí nghiệm, mô phỏng theo phương pháp trung bình theo Reynolds (RANS) cũng được tiến hành. Lưới tính toán được tạo ra bằng phần mềm Ansys ICEM-CFD. Hình 3 trình bày miền tính toán và lưới xung quanh mô hình cánh. Trong mô phỏng, góc tấn được thay đổi với thay đổi góc hướng dòng chảy vào nên hai mặt (trên, dưới) miền tính toán được đặt điều kiện inlet. Vùng mô phỏng có kích thước dài  $\times$  rộng =  $45c \times 40c$  giúp thu được toàn bộ các hiện tượng quanh bề mặt cánh khi thay đổi góc tấn. Có 400 phần tử lưới được đặt trên bề mặt cánh, giá trị  $y^+$  tại bề mặt cánh được thiết kế khoảng  $\approx 1,0$  và ranh giới của miền tính toán được điều chỉnh lớn hơn 20 lần dây cung cánh.

Bảng 2 trình bày các điều kiện mô phỏng. Mô phỏng được tiến hành bằng phần mềm Ansys Fluent (Ansys 2019 R3), với mô hình dòng nhiễu Spalart-Allmaras (S-A), tương tự như các nghiên cứu trước [17], [19]-[21]. Tiêu chí hội tụ cho các đại lượng như dư sai, vận tốc là  $10^{-6}$ . Các điều kiện biên tính toán được thiết lập tương tự như điều kiện thí nghiệm. Trong nghiên cứu trước, tính phụ thuộc vào lưới tính toán và độ chính xác trong mô phỏng đã được xem xét [17]. Do trường dòng chảy phức tạp giữa hai cánh của cánh Busemann, số điểm lưới theo hướng thẳng đứng giữa các cánh được thay đổi từ 120 đến 500 điểm. Đồng thời, số lượng phần tử lưới thay đổi từ  $2 \cdot 10^5$  tới  $4 \cdot 10^5$ . Kết quả cho thấy, lưới tính toán có 400 phần tử lưới được đặt trên bề mặt cánh với tổng số lượng 287,295 phần tử là tối ưu cho tính toán [17].



(a) Miền tính toán (đơn vị mm)

(b) Lưới tính toán xung quanh mô hình

Hình 3. Miền tính toán và lưới xung quanh mô hình số.

Bảng 2. Thiết lập mô phỏng

STT	Tham số	Điều kiện thiết lập
1	Phương pháp	RANS
2	Thuật giải	Pressure-based
3	Mô hình chảy rối	Spalart-Allmaras
4	Thuật toán	Couple
5	Rời rạc hóa đạo hàm theo không gian	Áp suất: Bậc 2 Mô men: Bậc hai upwind Sự thay đổi động năng chảy rối: Bậc 1 upwind

### 3. Kết quả và thảo luận

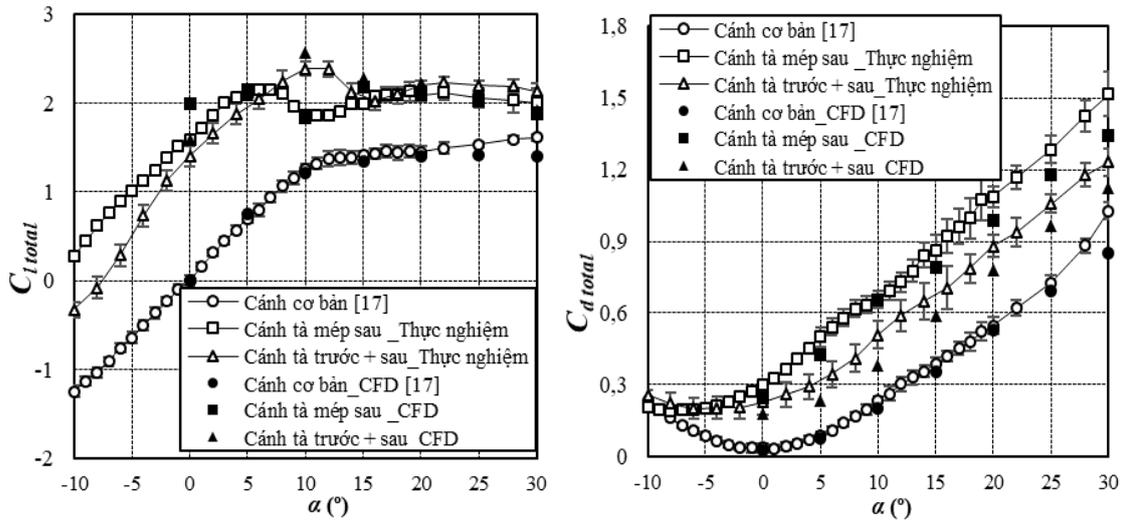
#### 3.1. Hệ số đặc tính khí động học của mô hình cánh hai tầng

Hình 4 và Bảng 3 biểu thị kết quả các hệ số đặc tính khí động của mô hình cánh hai tầng. Kết quả của cánh hai tầng được tính toán theo công thức (1) và (2) ở Mục 2.3.

Hình 4a biểu thị kết quả hệ số lực nâng  $C_{l\ total}$  của các mô hình theo góc tấn. Cánh cơ bản ( $\delta_n = 0^\circ$ ;  $\delta_f = 0^\circ$ ) không bị thất tốc và  $C_{l\ total}$  tăng đều tới góc tấn  $\alpha = 30^\circ$ . Khi kết hợp cánh tà trước và cánh tà sau, hệ số lực nâng tăng và xuất hiện hiện tượng thất tốc. Với mô hình kết hợp cánh tà sau ( $\delta_n = 0^\circ$ ;  $\delta_f = 30^\circ$ ), góc thất tốc là  $\alpha = 7^\circ$  và hệ số lực nâng tối đa là  $C_{l\ max} = 2,16$ . Giá trị lực nâng này tăng đáng kể so với cánh cơ bản. Kết quả này cho thấy xu hướng tương tự như kết quả của hình dạng cánh đơn [22]. Khi kết hợp thêm cánh tà trước ( $\delta_n = 15^\circ$ ;  $\delta_f = 30^\circ$ ), hệ số lực nâng tăng đáng kể so với kết quả của cánh cơ bản ở mọi góc tấn. Hệ số lực nâng tối đa đạt  $C_{l\ max} = 2,39$  tại  $\alpha = 10^\circ$ , đáp ứng được yêu cầu về hệ số lực nâng  $C_l > 2,0$  cần thiết cho quá trình cất và hạ cánh [15], [16]. Khi so sánh với mô hình chỉ có cánh tà sau, cánh tà trước giúp tăng hệ số lực nâng ở các góc tấn lớn hơn  $8^\circ$ . Đối với góc tấn  $\alpha > 17^\circ$ , hệ số lực nâng của các cấu hình không có sự thay đổi lớn khi góc tấn tăng.

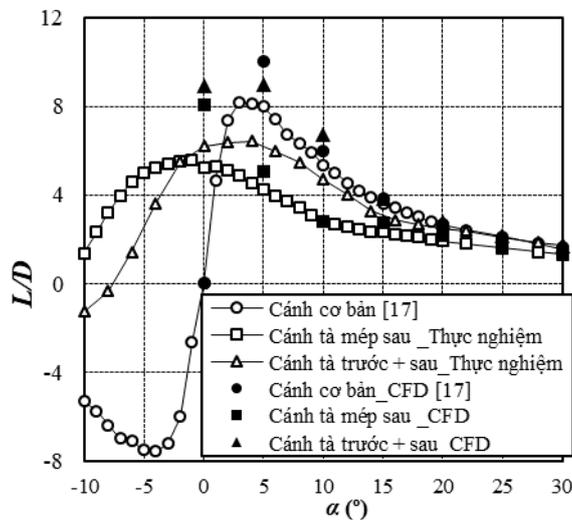
Bảng 3. Độ dốc lực nâng ( $\pm 10^\circ$ )

Giá trị	Mô hình cơ bản [17] ( $\delta_n = 0^\circ$ ; $\delta_f = 0^\circ$ )	Mô hình kết hợp cánh tà sau ( $\delta_n = 0^\circ$ ; $\delta_f = 30^\circ$ )	Mô hình kết hợp cánh tà trước và sau ( $\delta_n = 15^\circ$ ; $\delta_f = 30^\circ$ )
Độ dốc lực nâng ( $dC_l/d\alpha$ )	0,129	0,124	0,14



(a) Hệ số lực nâng

(b) Hệ số lực cản



(c) Chất lượng khí động

Hình 4. Các hệ số đặc tính khí động của cánh Busemann kết hợp cánh tà trước và cánh tà sau.

Từ kết quả ở Bảng 3, cánh tà không làm thay đổi độ dốc lực nâng so với cánh cơ bản, tương ứng là 0,124 và 0,129. Trong khi đó, cánh tà trước làm tăng đạo hàm lực nâng theo góc tấn lớn hơn so với cánh cơ bản lên 0,14. Xu hướng tăng độ dốc lực nâng của cánh tà trước cho cánh hai tầng Busemann tương tự như tác dụng của cánh tà Fowler (dạng cánh tà khi gập xuống có khe hở giữa cánh tà và thân cánh) [23] được sử dụng cho cánh đơn. Kết quả mô phỏng có sự đồng nhất với kết quả thực nghiệm.

Hình 4b mô tả kết quả hệ số lực cản  $C_{d\ total}$  theo góc tấn. Cánh cơ bản có lực cản tối thiểu là  $C_{d\ min} = 0,035$  tại  $\alpha = 0^\circ$ . Khi kết hợp cánh tà trước và cánh tà sau, góc tấn có lực cản tối thiểu giảm đi so với cánh cơ bản. Với mô hình kết hợp cánh tà sau ( $\delta_n = 0^\circ$ ;  $\delta_f = 30^\circ$ ), hệ số lực cản tối thiểu là  $C_{d\ min} = 0,192$  tại  $\alpha = -8^\circ$ . Khi góc tấn tăng, hệ số lực cản tăng nhanh, chênh lệch với cánh cơ bản do cánh tà sau cũng tăng lên. Mô hình kết hợp thêm cánh tà trước ( $\delta_n = 15^\circ$ ;  $\delta_f = 30^\circ$ ) có hệ số lực cản tăng đáng kể so với kết quả của hình dạng cơ bản ở mọi góc tấn. Hệ số lực cản tối thiểu là  $C_{d\ min} = 0,201$  tại  $\alpha = -6^\circ$ . Khi so sánh với mô hình chỉ có cánh tà sau, cánh tà trước giúp giảm hệ số lực cản ở các góc tấn trong khoảng đo đạc  $\alpha = -6^\circ \sim 30^\circ$ . Kết quả mô phỏng về lực cản tối thiểu nhỏ hơn so với kết quả thực nghiệm và sự chênh lệch lớn hơn khi góc tấn tăng. Nguyên nhân do cánh tà trước và cánh tà sau tạo ra các vùng xoáy lớn và tương tác mạnh giữa hai cánh khiến các mô hình mô phỏng khó biểu hiện đúng hoàn toàn tính chất của dòng chảy, tương tự như kết quả của mô hình Stagger trong nghiên cứu trước [17], [18]. Tuy nhiên, kết quả có sự tương đồng về khuynh hướng thay đổi và tăng dần giữa mô phỏng và thực nghiệm.

Hình 4c trình bày kết quả chất lượng khí động ( $L/D$ ) theo góc tấn. Khi kết hợp cánh tà ( $\delta_n = 0^\circ$ ;  $\delta_f = 30^\circ$ ), góc tấn tương ứng với giá trị lớn nhất của tỉ số lực nâng trên lực cản  $(L/D)_{max}$  giảm so với hình dạng cơ bản. Cụ thể tại góc tấn  $\alpha = -1^\circ$ , giá trị  $(L/D)_{max} = 5,59$  khi so với của mô hình cơ bản là  $(L/D)_{max} = 8,2$  tại  $\alpha = 3^\circ$ . Với mô hình kết hợp cánh tà trước và cánh tà sau ( $\delta_n = 15^\circ$ ;  $\delta_f = 30^\circ$ ), góc tấn tương ứng với  $(L/D)_{max} = 6,43$  là  $\alpha = 4^\circ$ . Khi  $\alpha > 3^\circ$ , chất lượng khí động của mô hình kết hợp cánh tà trước và sau nhỏ hơn so với cánh cơ bản. Nguyên nhân do cánh tà trước và cánh tà sau làm tăng đáng kể tổng hệ số lực cản của mô hình cánh hai tầng  $C_{d\ total}$  như kết quả trên Hình 4b.

### 3.2. Tỉ lệ đóng góp của cánh dưới trong hệ thống cánh hai tầng

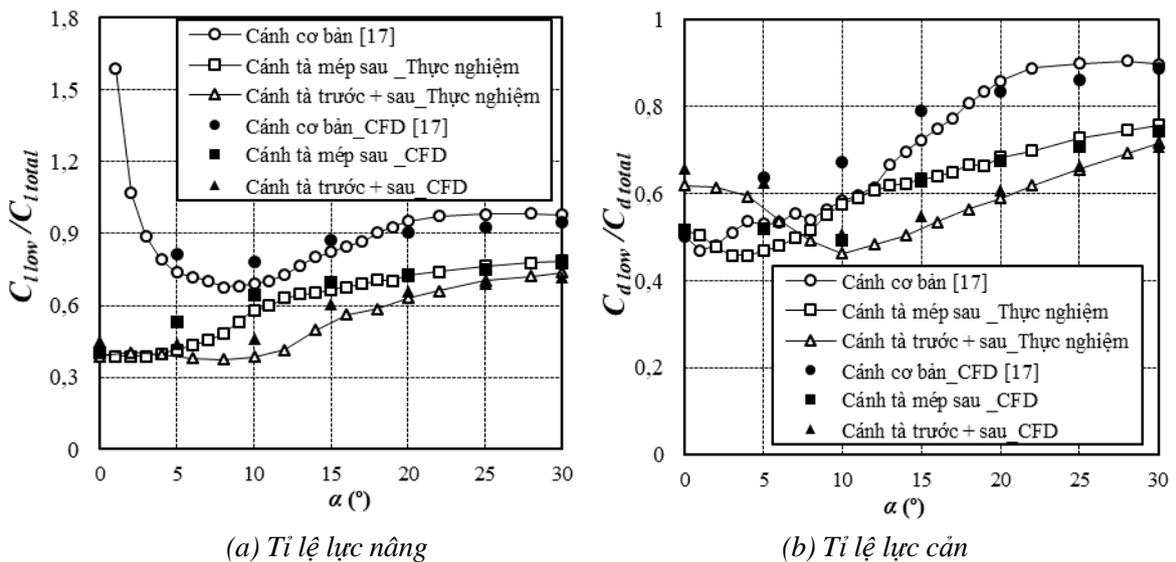
Các nghiên cứu trước [17], [19] đã chỉ ra cánh dưới đóng góp tỉ lệ lớn về lực nâng và lực cản của cánh hai tầng khi góc tấn tăng. Trong nghiên cứu này, tỉ lệ đóng góp của cánh trên và cánh dưới trong mô hình kết hợp cánh tà trước, cánh tà sau được phân tích làm rõ.

Hình 5 biểu thị tỉ lệ lực nâng và lực cản của cánh dưới phân bố vào tổng lực của cấu hình cánh hai tầng.

Hình 5a biểu thị tỉ lệ hệ số lực nâng của cánh dưới so với tổng hệ số lực nâng của cấu hình cánh hai tầng  $C_{l\ low} / C_{l\ total}$ . Ở mô hình cánh cơ bản, khoảng 95% tổng lực nâng được tạo ra từ cánh dưới ở góc tấn lớn hơn  $20^\circ$  [17]. Khi kết hợp cánh tà sau ( $\delta_n = 0^\circ$ ;  $\delta_f = 30^\circ$ ), tỉ lệ lực nâng của cánh dưới giảm so với cánh cơ bản. Ở góc tấn  $\alpha = 20^\circ$ , tỉ lệ

lực nâng  $C_{l\ low}/C_{l\ total} = 0,73$  giảm đáng kể so với mô hình cơ bản. Với mô hình kết hợp cánh tà trước và cánh tà sau ( $\delta_n = 15^\circ; \delta_f = 30^\circ$ ), tỉ lệ lực nâng gần như không đổi ở các góc lớn hơn  $20^\circ$  bằng 0,65, thấp hơn so với cấu hình chỉ có cánh tà sau ( $\delta_n = 0^\circ; \delta_f = 30^\circ$ ). Với tổng lực nâng  $C_{l\ total}$  tăng nhanh khi góc tấn tăng như trong Hình 4a, cho thấy cánh tà trước và sau làm tăng tỉ lệ đóng góp của cánh trên vào tổng lực nâng.

Hình 5b biểu thị tỉ lệ lực cản của cánh dưới phân bố vào tổng lực cản của cấu hình cánh hai tầng  $C_{d\ low}/C_{d\ total}$ . Khi kết hợp cánh tà sau ( $\delta_n = 0^\circ; \delta_f = 30^\circ$ ), tỉ lệ lực cản giảm đi so với cánh cơ bản. Với mô hình kết hợp cánh tà trước và sau ( $\delta_n = 15^\circ; \delta_f = 30^\circ$ ), cánh tà trước làm giảm tỉ số lực cản ở các góc lớn hơn  $8^\circ$  so với cấu hình chỉ có cánh tà sau ( $\delta_n = 0^\circ; \delta_f = 30^\circ$ ). Với góc tấn  $\alpha > 10^\circ$ , tỉ lệ lực cản tăng theo đường tiếp tuyến khi góc tấn tăng. Tại góc tấn  $\alpha = 20^\circ$ , tỉ lệ lực cản của mô hình kết hợp cánh tà sau ( $\delta_n = 0^\circ; \delta_f = 30^\circ$ ) là  $C_{d\ low}/C_{d\ total} = 0,683$ . Trong khi tỉ lệ lực cản của mô hình kết hợp cánh tà trước và sau ( $\delta_n = 15^\circ; \delta_f = 30^\circ$ ) là  $C_{d\ low}/C_{d\ total} = 0,589$ , thấp hơn nhiều so với mô hình cơ bản là 0,858. Với tổng hệ số lực cản  $C_{d\ total}$  tăng như trong Hình 4b, điều này cho thấy lực cản sinh ra từ cánh trên tăng đáng kể khi có cánh tà.

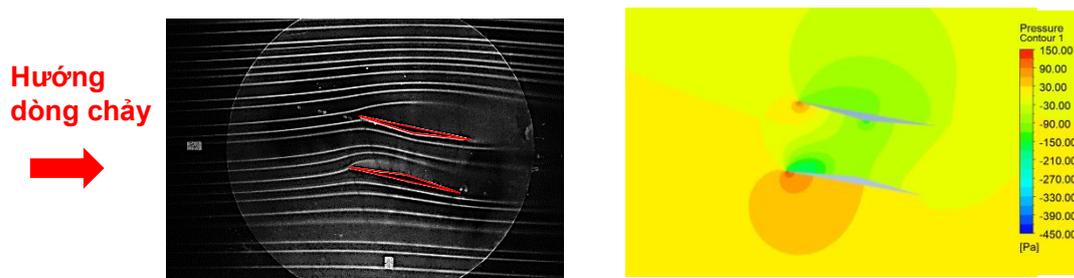


Hình 5. Tỉ lệ của cánh dưới trong hệ thống cánh hai tầng.

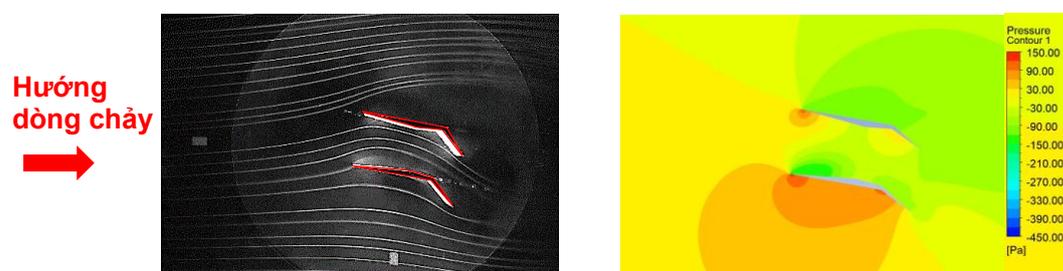
### 3.3. Trường dòng chảy xung quanh các mô hình

Hình 6 biểu thị trường dòng chảy xung quanh các mô hình tại góc tấn  $\alpha = 10^\circ$  thông qua dòng khối trên ống thổi khí động và kết quả mô phỏng phân bố áp suất.

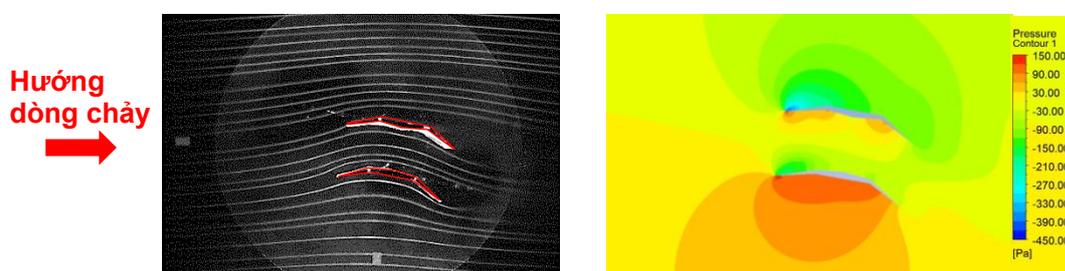
Hình 6a biểu thị trường dòng chảy xung quanh mô hình cánh hai tầng cơ bản ( $\delta_n = 0^\circ$ ;  $\delta_f = 0^\circ$ ). Dòng chảy xung quanh bề mặt trên của cánh trên có hiện tượng tách dòng và xuất hiện vùng áp suất cao phía dưới cánh dưới. Vùng áp suất cao bên dưới cánh trên nhỏ hơn so với vùng áp suất cao dưới cánh dưới. Điều này giải thích kết quả trong Hình 5a, khi cánh dưới tạo ra lực nâng lớn hơn do sự chênh lệch áp suất của mặt trên và mặt dưới của cánh dưới lớn hơn nhiều so với cánh trên.



(a) Mô hình cơ bản



(b) Mô hình kết hợp cánh tà sau



(c) Mô hình kết hợp cánh tà trước và cánh tà sau

Hình 6. Trường dòng chảy xung quanh các mô hình.

Hình 6b biểu thị trường dòng chảy xung quanh mô hình cánh hai tầng kết hợp cánh tà sau ( $\delta_n = 0^\circ$ ;  $\delta_f = 30^\circ$ ). Hiện tượng tách dòng trên bề mặt cánh trên được quan sát với

dòng khối bị đẩy lên cao hơn phía trên bề mặt cánh so với mô hình cơ bản. Nguyên nhân do cánh tà sau làm dòng chảy phía sau mô hình sinh ra xoáy lớn và tăng áp suất phía bề mặt trên của cánh tà sau. Dòng chảy trên bề mặt của cánh dưới bị tách nhẹ ở phía trước nhưng các đường khối bị đẩy ép xuống bề mặt khi di chuyển về phía đuôi cánh do sự tồn tại của cánh trên. So với mô hình cơ bản, vùng áp suất cao dưới cánh dưới và phía trước cánh trên được mở rộng với cường độ lớn hơn. Điều này giải thích việc lực nâng bởi cánh trên và dưới tăng lên như kết quả trong Hình 4a.

Hình 6c biểu thị trường dòng chảy xung quanh mô hình cánh hai tầng kết hợp cánh tà trước và sau ( $\delta_n = 15^\circ$ ;  $\delta_f = 30^\circ$ ). Không có sự tách dòng được quan sát thấy ở phía trên cánh trên khi có cánh tà trước. So sánh với kết quả trong Hình 6a và 6b, ảnh hưởng của cánh tà trước đối với việc giảm sự tách dòng chảy trên bề mặt trên của cánh trên và cánh dưới được quan sát. Vùng áp suất cao dưới cánh dưới và cánh trên trở nên rộng hơn so với hai mô hình cơ bản và chỉ dùng cánh tà sau. Điều này giải thích kết quả ở Hình 4a, khi lực nâng sinh ra bởi cánh trên và dưới tăng lên tại góc tấn  $\alpha = 10^\circ$ . Từ các kết quả, cánh tà trước cho thấy tác dụng trong việc giảm sự tách dòng chảy trên bề mặt trên của cả cánh trên và cánh dưới.

#### **4. Kết luận**

Trong nghiên cứu này, ảnh hưởng của cánh tà trước và cánh tà sau đến đặc tính khí động ở vận tốc dưới âm của cánh Busemann được phân tích, làm rõ thông qua các thực nghiệm và mô phỏng.

Khi kết hợp với cánh tà sau, tổng lực nâng và lực cản của cánh hai tầng Busemann tăng lên, hiện tượng thất tốc xuất hiện và hệ số lực nâng tối đa tăng hơn 1,3 lần so với cánh cơ bản, từ 1,6 lên hơn 2,15. Tuy nhiên, cánh tà sau không thay đổi đáng kể độ dốc lực nâng. Tỷ lệ đóng góp của cánh dưới vào tổng lực nâng và lực cản của cánh hai tầng giảm do cánh trên sinh ra nhiều lực nâng và lực cản hơn.

Với mô hình kết hợp cánh tà trước và cánh tà sau, tổng lực nâng và lực cản của cánh hai tầng Busemann tăng lên. Cánh tà trước làm tăng độ dốc lực nâng và lực nâng tối đa, đáp ứng được yêu cầu về hệ số lực nâng cần thiết cho quá trình cất và hạ cánh. Bên cạnh đó, cánh tà trước làm giảm sự tách dòng trên bề mặt trên của cánh trên và cánh dưới.

#### **Lời cảm ơn**

Bài báo là sản phẩm của đề tài thường xuyên cấp cơ sở của Trường Đại học Kỹ thuật Lê Quý Đôn mã số 24.1.33.

## Tài liệu tham khảo

- [1] M. C. Erik, *High-Speed Dreams: NASA and the Technopolitics of Supersonic Transportation, 1945-1999*. Baltimore: The Johns Hopkins University Press, 2005.
- [2] R. Margetta and S. Ellis, “NASA, Lockheed Martin reveal X-59 quiet supersonic aircraft”, *NASA News*, 2024. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/news-release/nasa-lockheed-martin-reveal-x-59-quiet-supersonic-aircraft/> [Accessed Oct. 10, 2024].
- [3] Boom Company, “Boom supersonic accelerates overture aircraft and engine development”, *Boom FlyBy*, 2024. [Online]. Available: <https://boomsupersonic.com/flyby/boom-supersonic-accelerates-overture-and-engine-development-farnborough-airshow> [Accessed Oct. 10, 2024].
- [4] P. A. Henne, “Case for small supersonic civil aircraft”, *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 3, pp. 765-774, 2005. DOI: 10.2514/1.5119
- [5] I. Kroo, “Unconventional configurations for efficient supersonic flight”, *VKI lecture series on Innovation Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Aircraft*, 2005, pp. 1-25.
- [6] D. C. Aronstein and K. L. Schueler, “Two supersonic business aircraft conceptual designs, with and without sonic boom constraint”, *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 3, pp. 775-786, 2005. DOI: 10.2514/1.7578
- [7] EASN-Technology Innovation Services, “Regulation and norm for low sonic boom levels”, EASN Projects, 2017. [Online]. Available: <https://easn-tis.com/projects/rumble> [Accessed Oct. 10, 2024].
- [8] K. Kusunose, K. Matsushima, S. Obayashi *et al.*, “Aerodynamic design of supersonic biplane, cutting edge and related topics; the 21st century COE program”, in *International COE of Flow Dynamic Lecture Series*, Sendai: Tohoku University Press, 2007.
- [9] K. Kusunose, K. Matsushima, and D. Maruyama, “Supersonic biplane - A review”, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 47, pp. 53-87, 2011. DOI: 10.1016/j.paerosci.2010.09.003
- [10] N. Kuratani, S. Ozaki, S. Obayashi *et al.*, “Experimental and computational studies of low-speed aerodynamic performance and flow characteristics around a supersonic biplane”, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 52, pp. 89-97, 2009. DOI: 10.2322/tjsass.52.89
- [11] H. Yamashita, N. Kuratani, M. Yonezawa *et al.*, “Wind tunnel testing on start/unstart characteristics of finite supersonic biplane wing”, *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2013, Iss. 1, pp. 1-10, 2013. DOI: 10.1155/2013/231434
- [12] H. Yamashita, S. Obayashi, and K. Kusunose, “Reduction of drag penalty by means of plain flaps in the boomless Busemann biplane”, *International Journal of Emerging Multidisciplinary Fluid Sciences*, Vol. 1, pp. 141-164, 2009. DOI: 10.1260/175683109788707490

- [13] M. Kashitani, Y. Yamaguchi, Y. Kai, K. Hirata, and K. Kusunose, "Study on Busemann biplane airfoil in low-speed smoke wind tunnel", *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 52, pp. 213-219, 2010. DOI: 10.2322/tjsass.52.213
- [14] D. Maruyama, K. Kusunose, K. Matsushima, and K. Nakahashi, "Aerodynamic analysis and design of Busemann biplane: Towards efficient supersonic flight", in *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 226, Iss. 2, pp. 217-238, 2012. DOI: 10.1177/09544100114046
- [15] R. Katayagi, *Introduction to Aircraft Design 3: Shape and Performance of Passenger Aircraft*. Nikkan Kogyo Shimbun, 2012, pp. 23-39.
- [16] K. Rinoue, *Aircraft Conceptual Design from Light Aircraft to Supersonic Transport*. Corona Pub., 2011, pp. 88-90.
- [17] T. D. Nguyen, M. Kashitani, M. Taguchi, and K. Kusunose, "Effects of stagger on low-speed performance of Busemann biplane airfoil", *Aerospace*, Vol. 9, No. 197, pp. 1-23, 2022. DOI: 10.3390/aerospace9040197
- [18] T. D. Nguyen, M. Taguchi, K. Tsuji *et al.*, "Analysis of stagger effects on Busemann supersonic biplane airfoil in shock tube tests by point diffraction interferometer method", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 131, part A, pp. 1-14, 2022. DOI: 10.1016/j.ast.2022.107957
- [19] M. Kashitani, T. D. Nguyen, M. Taguchi, and K. Kusunose, "Aerodynamic characteristics of Busemann biplane installed with high-lift device using low-speed smoke wind tunnel", *2022 AIAA SciTech*, 2022, AIAA 2022-0140.
- [20] P. R. Spalart and C. L. Rumsey, "Effective inflow conditions for turbulence models in aerodynamics calculations", *AIAA Journal*, Vol. 45, pp. 2544-2553, 2007. DOI: 10.2514/1.29373
- [21] Y. Cai, G. Liu, W. Zhu, Q. Tu, and G. Hong, "Aerodynamic interference significance analysis of two-dimensional front wing and rear wing airfoils with stagger and gap variations", *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 32, 2019, 04019098. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001090
- [22] J. Katz and A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics*, 2nd Edition. Cambridge University Press, 2001, pp. 495-504. DOI: 10.1017/CBO9780511810329
- [23] W. H. Wentz and H. C. Seetbaram, "Development of a fowler flap system for a high performance general aviation airfoil", NASA CR-2443, 1974.

## INVESTIGATION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF BUSEMANN AIRFOIL INCORPORATING A FLAP AND SLAT IN LOW-SPEED FLOW

**Abstract:** *The Busemann biplane wing employs a unique design, with inter-wing spacing optimized to suppress shock wave formation and minimize drag and noise at supersonic speeds. However, the resulting thin profile leads to reduced lift, impacting takeoff and landing. The use of slats and flaps is a promising approach to enhance takeoff and landing performance. In this research, the low-speed aerodynamic characteristics of Busemann airfoil installed slat and flap are investigated. The slat and flap are configured with hinge points located at  $0.3c$  from the leading and trailing edges. The slat and flap deflection angles are  $15^\circ$  and  $30^\circ$ , respectively. The experiments are performed at a freestream velocity of 15 m/s, corresponding to a Reynolds number of  $2.1 \cdot 10^5$ . Results showed that the model incorporating flaps led to increases in both total lift and drag. The maximum lift coefficient increased from 1.6 in the baseline configuration to over 2.15 with the deployed flaps, while the lift curve slope remained relatively unchanged. At positive angles of attack, the lower element's contribution to both total lift and drag diminished compared to the baseline model. The slats effectively increased the lift slope and maximum lift coefficient, fulfilling the lift coefficient requirements for takeoff and landing. Additionally, the slats mitigated flow separation on both the upper and lower element surfaces, resulting in a reduction in drag compared to the configuration with flaps only.*

**Keywords:** Busemann biplane; flap and slat; RANS analysis; low-speed flow; lift coefficient.

*Nhận bài: 29/10/2024; Hoàn thiện sau phản biện: 07/02/2025; Duyệt đăng: 28/02/2025*

