TỐI ƯU HÓA BIÊN DẠNG CÁNH MÁY BAY TRONG DÒNG CHẢY CẬN ÂM

Phạm Văn Khiêm^{1,*}, Đinh Hoàng Quân¹

¹Đại học Kỹ thuật Lê Quý Đôn

Tóm tắt

Bài báo trình bày phương pháp tối ưu hóa biên dạng cánh máy bay RAE2822 trong dòng chảy cận âm bằng phương pháp tối ưu mô hình thay thế (Surrogate-based model optimization). Bài toán được giải cho biên dạng cánh tại dòng chảy cận âm với các thông số góc tấn, số Mach, nhiệt độ của môi trường xung quanh và số Reynolds cho trước bằng phần mềm mã nguồn mở SU2 (Standford University Unstructured). Phương pháp mô hình thay thế chỉ với hai tham số của hàm nhiễu đưa ra lời giải cho việc tăng chất lượng khí động của biên dạng cánh bằng cách giảm lực cản và giữ lực nâng lớn hơn một giá trị xác định. Kết quả nghiên cứu là cơ sở để tiến hành tối ưu hóa cánh máy bay trong giai đoạn thiết kế sơ bộ.

Từ khóa: Tối ưu hóa; biên dạng cánh máy bay; phương pháp mô hình thay thế; chất lượng khí động; SU2.

1. Mở đầu

Trong kỹ thuật hàng không, các kỹ sư thường xuyên tối ưu hóa các thiết kế của mình để nâng cao hiệu quả về mặt kỹ thuật và giảm giá thành sản xuất nhằm thu hút được nhiều khách hàng hơn. Khi thiết kế những hệ thống kỹ thuật phức tạp, đôi khi chỉ một vài thay đổi nhỏ trong thiết kế có thể đem lại những cải tiến đáng kể. Ví dụ, chỉ một vài thay đổi nhỏ trong hình dạng biên dạng cánh máy bay có thể làm giảm rõ rệt lực cản xung kích khi bay ở các vận tốc cận âm.

Trong quá khứ, khi tiến hành thiết kế các thiết bị bay, người ta sử dụng các phương pháp lý thuyết, tức là đưa ra các phương án thiết kế tối ưu dựa trên các kết quả giải tích. Những ví dụ điển hình có thể kể đến là tính toán sự phân bố tối ưu của lực nâng trên cánh và lời giải của Sears-Haack trong việc tối thiểu hóa lực cản sóng của vật tròn xoay trong dòng chảy vượt âm. Vào năm 1945, Lighthill [1] lần đầu tiên sử dụng phương pháp biến đổi bảo giác (conformal mapping) khi giải quyết những bài toán khí động lực học hai chiều nhằm thu được hình dạng hình học đáp ứng được phân bố ứng suất đầu ra cho trước. Ban đầu, phương pháp này chỉ dùng được đối với dòng khí không nén được, nhưng sau đó McFadden [2] đã mở rộng phương pháp này cho dòng khí nén được.

Vấn đề tìm cực trị có điều kiện trong khí động lực học lần đầu tiên được đề cập tới trong công trình của Hicks và các cộng sự [3]. Hicks sử dụng phương pháp phần tử hữu hạn để đánh giá độ nhạy của các hàm mục tiêu khi thay đổi các tham số cho trước của bài toán. Jameson [4-6] là người đầu tiên sử dụng lý thuyết điều khiển để giải quyết

^{*} Email: khiem179@gmail.com

những bài toán tối ưu trong dòng chảy cận âm [4-6]. Sau đó Jameson cùng các cộng sự [7-9] đề xuất phương pháp tối ưu khi giải các hệ phương trình Euler và Navier-Stokes thông qua các phương trình liên hợp.

Với sự phát triển của kỹ thuật tính toán, trong giai đoạn thiết kế thiết bị bay ban đầu, những phương pháp tối ưu hóa tinh vi và hiệu quả hơn được sử dụng như các phương pháp tối ưu hóa liên ngành (multidisciplinary optimization methods) [10-12], phương pháp tối ưu mô hình thay thế (surrogate-based optimization methods) [13-15]... Những phương pháp này cho phép người kỹ sư xác định được những tham số tối ưu của thiết bị bay một cách chính xác hơn như độ dày của cánh, góc mũi tên của cánh... so với các phương pháp giải tích trước đó.

Trong bài báo này, nhóm tác giả nghiên cứu bài toán tối ưu biên dạng cánh máy bay khi sử dụng phương pháp tối ưu mô hình thay thế, kết quả thu được chỉ ra tiềm năng của phương pháp này khi giải các bài toán khí động lực học thực tế.

2. Đặt bài toán

Nhóm tác giả nghiên cứu giải bài toán tối ưu biên dạng cánh RAE2822 trong dòng chảy cận âm với các thông số như sau:

Góc tấn $\alpha = 2.31^{\circ}$ Vận tốc dòng không nhiễu động M = 0.729Nhiệt độ dòng không nhiễu động T = 288.15KSố Reynolds Re = $6.5 \times 10^{\circ}$

Bài toán được đặt ra là tối thiểu hóa hệ số lực cản khí động C_x (hàm tối ưu của bài toán) trong khi giữ hệ số lực nâng khí động C_y lớn hơn một giá trị nhất định C_{y0} . Ở đây C_{y0} thường là hệ số lực nâng khí động của biên dạng cánh ban đầu. Để tính toán các hệ số lực nâng và lực cản khí động, nhóm tác giả sử dụng phần mềm mã nguồn mở SU2 [16]. SU2 là một phần mềm mã nguồn mở bao gồm nhiều mô-đun, được phát triển dựa trên phương pháp phần tử hữu hạn trên ngôn ngữ lập trình hướng đối tượng C⁺⁺. Trong bài toán này, mô hình rối $k - \omega$ SST (Shear Stress Transport) [17] được sử dụng để mô phỏng dòng chảy rối. Đây là một mô hình toán rất phổ biến được sử dụng trong nghiên cứu hàn lâm cũng như trong các bài toán khí động lực học thực tế. Để mô phỏng hiện tượng chảy rối, người ta bổ sung thêm hai phương trình vi phân đạo hàm riêng và hệ các phương trình bảo toàn (phương trình Navier-Stokes), 2 biến trong hai phương trình bổ sung lần lượt là động năng rối k và mức độ tản mát trên từng đơn vị động năng rối ω . Trong bài báo này, nhóm tác giả chỉnh sửa một phần trong code mã nguồn mở của tác giả trent Lukaczyk [18] để tiến hành tối hưu hóa theo phương pháp mô hình thay thế cho bài toán tối ưu hóa biên dạng cánh máy bay RAE2822 trong dòng chảy cận âm.

3. Phương pháp mô hình thay thế (Surrogate-based optimization method)

Ta xét tập các dữ liệu $D = (X, \overline{y}) = \{x_i, y_i = y(x_i)\}_{i=1}^n$ trong đó các điểm $\overline{x} \in X \subseteq \mathbb{R}^d$ nằm trong không gian d chiều và giá trị của hàm $y(\overline{x})$ là một số thực $y(\overline{x}) \in \mathbb{R}$. Ta giả thiết rằng $y(\overline{x}) = f(\overline{x}) + \varepsilon$, trong đó hàm $f(\overline{x})$ là một hàm có phân bố tuân theo định luật Gauss, ε là một tiếng ồn trắng (white noise) cũng tuân theo định luật Gauss với phương sai σ^2 . Ta cần xây dựng mô hình thay thế xấp xỉ hàm mục tiêu $f(\overline{x})$ cho toàn bộ miền không gian bao quanh các mẫu dữ liệu.

Ở đây, để xây dựng mô hình thay thế cho hàm mục tiêu, ta xác định tham số hiệp phương sai $\overline{\theta}$ thông qua phương pháp cực đại hóa kỳ vọng (maximization likelihood estimation) [19]

$$\log p\left(\overline{y} \middle| X, \overline{\theta}, \sigma^2\right) = -\frac{1}{2} \left(n \log 2\pi + \log \left| K \right| + \overline{y^T} K^{-1} \overline{y} \right) \to \max_{\overline{\theta}, \sigma^2}$$
(1)

trong đó: K - ma trận hiệp phương sai giữa các giá trị đã biết của hàm y(X) tại các điểm của tập dữ liệu, |K| - định thức của ma trận K.

Khi xác định được $\overline{\theta}$ và σ^2 , ta có thể dự đoán được giá trị của hàm $y(\overline{x})$ trong toàn bộ miền không gian bao quanh các mẫu dữ liệu.

4. Kết quả tối ưu bằng phương pháp mô hình thay thế

Đối với biên dạng cánh ban đầu, sử dụng lưới bao quanh biên dạng cánh máy bay (Hình 1) và thiết lập các tham số bài toán đã nêu ra ở phần đặt bài toán trong phần mềm SU2, ta thu được kết quả về lực cản và lực nâng khí động: $C_d = 0.01332$, $C_l = 0.71422$. Do các kết quả thu được khóp với các kết quả của các tác giả khác về trường vận tốc, trường áp suất (Hình 2, hình 3b) cũng như kết quả thí nghiệm (đồ thị phân bố áp suất trên biên dạng cánh máy bay trên hình 3a) nên nhóm tác giả không tiến hành khảo sát sự hội tụ của lưới khi tiến hành mô phỏng.

Khi so sánh trường vận tốc thu được từ lời giải số với trường vận tốc từ kết quả của các tác giả khác (Hình 2), ta thấy rằng về mặt định tính và định lượng chúng đều tương đồng với nhau. Về mặt định lượng, vận tốc cực đại nhóm tác giả thu được tương ứng với số Mach M = 1.26 trong khi đó số Mach cực đại của các tác giả khác là M = 1.21. Về mặt định tính, các trường vận tốc đều mô tả hiện tượng sóng kích trong dòng chảy cận âm với sự tương đồng về hình dạng vùng vận tốc trên âm ở mặt trên của biên dạng cánh (vùng màu đỏ). Ngoài ra, các kết quả đều thống nhất về vị trí của điểm xảy ra hiện tượng giảm đột ngột thông số vận tốc từ trên âm xuống dưới âm $x \approx 0.55$ cũng như góc hợp bởi bề mặt biên dạng cánh và sóng kích (gần 90°).



Hình 1. Lưới bao quanh biên dạng cánh máy bay.



Hình 2. Trường vận tốc thu được từ phần mềm SU2 và trường vận tốc của các kết quả tính toán tương tự [20].

Để giải thích rõ hơn về mặt bản chất khí động lực học, sóng kích là một mặt gián đoạn lan truyền trong các môi trường vật chất (chất khí, chất lỏng, plasma....) mà khi đi qua mặt truyền sóng các thông số khí động như mật độ, áp suất, nhiệt độ, vận tốc, entropy... bị thay đổi đột ngột với các bước nhảy hữu hạn. Đối với biên dạng cánh máy bay, hiện tượng sóng kích bắt đầu xuất hiện ở các vận tốc dưới âm khi số Mach của dòng không nhiễu động có giá trị $M_{\infty} \ge 0.7 \div 0.8$. Tại các góc tấn dương, dòng khí 90

được tăng tốc ở mặt trên của biên dạng cánh nên xuất hiện vùng vận tốc trên âm (vùng màu đỏ) khi vận tốc của dòng không nhiễu động đạt giá trị đủ lớn. Do vận tốc của dòng khí ở phía sau đuôi biên dạng cánh cũng phải xấp xỉ bằng vận tốc dòng không nhiễu động (dưới âm) nên sẽ xuất hiện một cơ chế để dòng khí chuyển từ vận tốc trên âm xuống dưới âm. Tuy nhiên, hiện tượng giảm tốc từ trên âm xuống dưới âm không xảy ra một cách từ từ mà xuất hiện một cách đột ngột khi dòng khí đi qua một mặt gián đoạn mà ta gọi là sóng kích như đã nói ở trên.

Ngoài ra, trường áp suất trên bề mặt biên dạng cánh thu được từ lời giải số phù hợp với kết quả thực nghiệm cũng như kết quả của các tác giả khác (Hình 3). Về cơ bản, phân bố áp suất rất phù hợp với kết quả thực nghiệm, sự sai khác giữa kết quả tính toán và thực nghiệm xuất hiện rõ nhất ở vùng sóng kích do đây là nơi mà gradient của các thông số như nhiệt độ, mật độ, áp suất có giá trị rất lớn nên việc mô phỏng các hiện tượng khí động tại khu vực này thường kém chính xác hơn các vị trí khác trên biên dạng cánh máy bay.



Hình 3. Phân bố áp suất thu được từ SU2 với phân bố áp suất của thực nghiệm (a) và các kết quả tính toán khác (b) [20].

Trong bài báo này, nhóm tác giả chỉ sử dụng 2 tham số để thay đổi biên dạng cánh ban đầu nhằm thu được biên dạng cánh tối ưu. Tọa độ biên dạng cánh được biểu diễn dưới dạng tổng của tọa độ biên dạng cánh ban đầu và các hàm nhiễu:

$$y_{def}\left(x\right) = y_{base}\left(x\right) + \sum_{k=1}^{N} \lambda_k f_k\left(x\right)$$
⁽²⁾

91

trong đó: λ_k - các tham số hình học của hàm nhiễu, các tham số tối ưu thường có giá trị nhỏ với giá trị dao động trong khoảng $10^{-3} \div 10^{-2}$, các tham số hình học sẽ được thay đổi sao cho biên dạng cánh tối ưu sẽ có hệ số lực cản đạt giá trị nhỏ nhất mà hệ số lực nâng không nhỏ hơn hệ số lực nâng của biên dạng cánh ban đầu, $f_k(x)$ - các hàm nhiễu, chúng thỏa mãn điều kiện sau để đảm bảo tính trơn nhẵn của biên dạng cánh tại hai đầu mút

$$f_k(x) = 0, f'_k(x) = 0, f''_k(x) = 0; x = 0, 1$$
 (3)

Thông thường, trong các bài toán tối ưu biên dạng cánh, hàm Hicks-Henne $\sin^3(\pi x^{\alpha})$ với α là có giá trị nằm trong khoảng từ 0 đến 1 [3], thường đóng vai trò là hàm nhiễu. Giả sử trong miền không gian của 2 tham số, ta chọn ngẫu nhiên 10 cặp giá trị tham số (λ_1, λ_2) theo phương pháp lấy mẫu siêu lập phương Latin (Latin Hypercube Sampling) [21], giá trị của hàm mục tiêu được xác định tại 10 cặp giá trị tham số này, khi biết được giá trị hàm mục tiêu tại một số điểm trong không gian tham số, ta có thể xây dựng được một hàm xấp xỉ với hàm mục tiêu tại mọi điểm trong không gian tham số nhờ phương pháp mô hình thay thế. Từ đó có thể tìm được cực trị với những điều kiện cho trước. Biên dạng cánh tối ưu có những đặc trưng khí động tốt hơn so với biên dạng cánh ban đầu khi mà hiện tượng sóng kích trên biên dạng cánh tối ưu đã được giảm đi đáng kể.



Hình 4. Trường vận tốc của biên dạng cánh trước và sau tối ưu.

Trên hình 4, một thay đổi nhỏ ở mặt trên của biên dạng cánh có thể gây ra sự thay đổi rất lớn về trường vận tốc xung quanh biên dạng cánh (Bång 1).



Hình 5. Phân bố áp suất trên biên dạng cánh trước và sau tối ưu.

Hình 6. Biên dạng cánh trước và sau tối ưu Đường màu xanh - trước tối ưu, đường màu đỏ - sau tối ưu.

X	Y ban đầu	Y tối ưu
0.0806	0.03653	0.03520
0.1169	0.04314	0.04181
0.1532	0.04808	0.04574
0.1895	0.05135	0.04802
0.2177	0.05464	0.05130
0.2460	0.05792	0.05459
0.2742	0.05954	0.05620
0.3064	0.06116	0.05782
0.3427	0.06276	0.05942
0.3790	0.06337	0.06103
0.4112	0.06231	0.06198

Bảng 1. Tọa độ phần trên của biên dạng cánh máy bay

Với biên dạng cánh ban đầu (Hình 4a) hiện tượng thay đổi đột ngột vận tốc xảy ra rất rõ rệt, tại bề mặt trên của biên dạng cánh có tọa độ theo x xấp xỉ 0.55, số Mach giảm đột ngột từ giá trị cực đại 1.26 xuống giá trị khoảng 0.8 chỉ trong một khoảng rất nhỏ. Hiện tượng xung kích xảy ra đối với những thiết bị bay tại các vận tốc cận âm là một hiện tượng phức tạp và không mong muốn vì nó làm tăng lực cản sóng lên thiết bị bay. Mặt khác, với biên dạng cánh sau khi tối ưu (Hình 4b), hiện tượng giảm vận tốc không xảy ra đột ngột như hình 4a, vận tốc giảm từ mức cực đại với M = 1.26 xuống vận tốc dưới âm trong một khoảng rộng hơn, do cường độ của sóng xung kích giảm đi nên lực cản sóng tác dụng lên vật thể cũng giảm đi rõ rệt.

Để có thể hiểu rõ hơn về hiện tượng này, ta xem xét hình 5. Ở đây, để cho thuận tiện, ta đảo ngược phân bố áp suất mặt dưới biên dạng lên trên và phân bố áp suất mặt trên xuống dưới. Đường màu xanh tương ứng với phân bố áp suất trên biên dạng cánh ban đầu, còn đường màu đỏ tương ứng với phân bố áp suất sau tối ưu. Với đường màu xanh, ở trong khoảng $x = 0.51 \div 0.57$ hệ áp suất tăng rất đột ngột từ giá trị -1.2 đến -0.5 (theo định luật Bernoulli $\frac{p}{\rho} + \frac{V^2}{2} = \text{const}$, khi vận tốc giảm đột ngột thì áp suất sẽ tăng lên đột ngột). Mặt khác, với đường màu đỏ trong khoảng $x = 0.48 \div 0.53$, áp suất chỉ tăng từ -1.0 đến -0.75, tức là ở trường hợp thứ hai, hiện tượng xung kích đã được giảm đi rõ rệt so với trường hợp đầu tiên. Điều này có thể được giải thích về mặt vật lý như sau, ở biên dang cánh sau tối ưu (đường màu đỏ, hình 6), phần đầu phía trên của biên dạng cánh có tọa độ thấp hơn so với biên dạng cánh ban đầu, dòng khí không bị tăng tốc quá nhanh, dẫn tới việc giảm tốc đô sau hiện tượng xung kích bớt rõ rệt hơn so với biện dang cánh ban đầu. Kết quả tối ưu cho thấy, chỉ một thay đổi nhỏ ở phần trên biên dạng cánh, lực cản đã giảm từ 0.013332 xuống còn 0.01070, tức là giảm 19.7% lực cản do hiện tượng xung kích và lực cản sóng giảm rõ rệt, trong khi đó lực nâng hầu như không thay đổi, với giá tri lần lượt là 0.71422 và 0.71435.

5. Kết luận

Trong bài báo này, nhóm tác giả đã trình bày phương pháp tối ưu hóa biên dạng cánh máy bay trong dòng chảy cận âm bằng phương pháp mô hình thay thế (surrogatebased optimization method). Với biên dạng cánh sau tối ưu, hiện tượng xung kích đã được giảm đi đáng kể, nên lực cản khí động tác dụng lên biên dạng giảm 19.7%, trong khi đó lực nâng gần như không thay đổi. Điểm hạn chế trong bài báo này là nhóm tác giả chỉ xét tới bài toán tối ưu hóa biên dạng cánh trong điều kiện góc tấn và số Mach nhất định, khi góc tấn thay đổi thì biên dạng cánh tối ưu có thể thay đổi, biên dạng cánh tối ưu mà nhóm tác giả nhận được có thể không tối ưu trong các điều kiện bay khác. Do đó, một trong những hướng nghiên cứu tiếp theo là tối ưu hóa biên dạng cánh khi góc tấn thay đổi trong một phạm vi nhất định trong quá trình bay. Ngoài ra, một hướng nghiên cứu nữa là giải bài toán tối ưu đối với các mô hình cánh thực tế như ONERA M6.

Tài liệu tham khảo

- [1] Lighthill, M.J. A new method of two-dimensional aerodynamic design. R &M 1111, Aeronautical Research Coucil, 1945.
- [2] McFadden, G.B. *An artificial viscosity method for the design of supercritical airfoils*. Internal report, and Ph.D. Thesis C00-3077-158, New York University, 1979.
- [3] Hicks, R.M., & Henne P.A. "Wing design by numerical optimization," *Journal of Aircraft*, 15, pp. 407-412, 1978. https://doi.org/10.2514/3.58379
- Jameson, A. "Aerodynamic design via control theory," *Journal of Scientific Computing*, also ICASE Report No. 88-64, 3, pp. 233-260, 1988. https://doi.org/10.1007/BF01061285
- Jameson, A. "Computational aerodynamics for aircraft design," *Science*, 245, pp. 361-371, 1989. DOI: 10.1126/science.245.4916.361
- [6] Jameson, A. "Automatic design of transonic airfoils to reduce the shock induced pressure drag," In *Proceedings of the 31st Israel annual conference on aviation and aeronautics, Tel Aviv*, February 1990, pp. 5-17.
- [7] Reuther, J., & Jameson, A. Supersonic wing and wing-body shape optimization using an adjoint formulation, Vol. 95, NASA Ames Research Center, Research Institute for Advanced Computer Science, 1995.
- [8] Reuther, J., Jameson, A., Farmer, J., Martinelli, L., & Saunders, D. "Aerodynamic shape optimization of complex aircraft configurations via an adjoint formulation," In 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1996, January, p. 94. https://doi.org/10.2514/6.1996-94
- [9] Reuther, J., Alonso, J. J., Rimlinger, M. J., & Jameson, A. "Aerodynamic shape optimization of supersonic aircraft configurations via an adjoint formulation on distributed memory parallel computers," *Computers & fluids*, 28(4-5), pp. 675-700, 1999. https://doi.org/10.1016/S0045-7930(98)00050-4
- [10] Benaouali, A., & Kachel, S. "Multidisciplinary design optimization of aircraft wing using commercial software integration," *Aerospace Science and Technology*, 92, pp. 766-776, 2019. https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.06.040
- [11] Pan, Y., Huang, J., Li, F., & Yan, C. "Application of Multidisciplinary Design Optimization on Advanced Configuration Aircraft," *Journal of Aerospace Technology* and Management, 9, pp. 63-70, 2017. DOI: 10.5028/jatm.v9i1.736
- [12] Tremolet, A., Gauvrit-Ledogar, J., Brevault, L., Defoort, S., Morel, F., & Gauvrit, J. Multidisciplinary Overall Aircraft Design and Optimization of Blended Wing Body Configurations, 2019. DOI: 10.13009/EUCASS2019-900
- [13] Yang, J., Wu, Z., Wang, W., Zhang, W., Zhao, H., & Sun, J. "A surrogate-based optimization method for mixed-variable aircraft design," *Engineering Optimization*, 54(1), pp. 113-133, 2022. https://doi.org/10.1080/0305215X.2020.1855156
- [14] Xu, C. Z., Han, Z. H., Zhang, K. S., & Song, W. "Surrogate-based optimization method applied to multidisciplinary design optimization architectures," In 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2018), 2018.

- [15] Han, Z. H., Chen, J., Zhang, K. S., Xu, Z. M., Zhu, Z., & Song, W. P. "Aerodynamic shape optimization of natural-laminar-flow wing using surrogate-based approach," *AIAA Journal*, 56(7), 2579-2593, 2018. https://doi.org/10.2514/1.J056661
- [16] Palacios, F., Alonso, J., Duraisamy, K., Colonno, M., Hicken, J., Aranake, A.,... & Taylor, T. "Stanford university unstructured (SU2): An open-source integrated computational environment for multi-physics simulation and design," In 51st AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition, January 2013, p. 287. https://doi.org/10.2514/6.2013-287
- [17] Menter, F. "Zonal two equation kW turbulence models for aerodynamic flows," In 23rd fluid dynamics, plasmadynamics, and lasers conference, July 1993, p. 2906. https://doi.org/10.2514/6.1993-2906
- [18] https://github.com/aerialhedgehog/VyPy
- [19] Rasmussen, C. E. "Gaussian processes in machine learning," In Summer school on machine learning, Springer, Berlin, Heidelberg, February 2003, pp. 63-71.
- [20] http://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/raetaf/raetaf05/raetaf05.html
- [21] McKay, M. D., Beckman, R. J., & Conover, W. J. "A comparison of three methods for selecting values of input variables in the analysis of output from a computer code," *Technometrics*, 42(1), pp. 55-61, 2000. https://doi.org/10.2307/1268522

OPTIMIZATION OF WING PROFILE IN TRANSONIC FLOW

Abstract: This paper presents a method to optimize the wing profile RAE2822 in transonic flow by a surrogate-based optimization method. The problem is solved for the profile with given parameters of angle of attack, Mach number, ambient temperature and Reynolds number using open source software SU2 (Stanford University Unstructured). The surrogate based optimization method with only two parameters of perturbation functions provides a solution for increasing aerodynamic quality of the wing profile by reducing drag and keeping lift above a specified value. The obtained results are the basis for studying wing optimization in the preliminary design stage.

Keywords: Optimization; wing profile; surrogate based method; aerodynamic quality; SU2.

Nhận bài: 06/12/2021; Hoàn thiện sau phản biện: 17/03/2022; Chấp nhận đăng: 14/04/2022