

So sánh kết quả tính toán theo lý thuyết và theo phương pháp số cho dòng trên âm qua cánh chính của tên lửa S-125 Neva/Pechora

Trần Hà Nam ¹, Vũ Ngọc Ánh ¹, Lê Tuấn Phương Nam ²

Tóm tắt— Bài báo này so sánh kết quả tính toán bằng lý thuyết và bằng phương pháp số cho dòng trên âm qua cánh chính của tên lửa S-125 Neva/Pechora hiện đang có trong trang bị của quân đội nhân dân Việt Nam. Bài báo sẽ trình bày về lý thuyết dòng trên âm 2D, ổn định, không nhót qua mặt nghiêng, các phương trình biểu diễn mối quan hệ của các đại lượng số Mach, áp suất, nhiệt độ của dòng không khí trước và sau sóng shock, chi tiết về giải thuật lập trình trên MATLAB, mô hình rôi Spalart-Allmaras. Quá trình chia lưới được thực hiện bằng module Meshing và quá trình tính toán mô phỏng số (Computational Fluid Dynamic – CFD) được thực hiện bằng module Fluent của phần mềm ANSYS. Kết quả tính toán của cả 2 phương pháp sẽ được trình bày dưới dạng đồ thị phân bố số Mach, áp suất, nhiệt độ của dòng lưu chất theo chiều dài dây cung cánh. Và cuối cùng là các nguyên nhân gây sai lệch kết quả giữa giữa 2 phương pháp tính toán.

Từ khóa— Tổ hợp tên lửa S-125, lý thuyết dòng trên âm 2D, chia lưới, mô hình Spalart-Allmaras, sóng shock, ANSYS Meshing, ANSYS Fluent.

1 GIỚI THIỆU.

Tổ hợp tên lửa S-125 Neva/Pechora là hệ thống tên lửa đất đối không của Liên Xô, được thiết kế bởi Isayve OKB và được đưa vào trang bị từ năm 1963 [1]. Hiện nay tổ hợp tên lửa S-125 vẫn đóng vai trò quan trọng trong lực lượng phòng không của QĐND Việt Nam. Với sự phát triển công nghệ quân sự hàng không, yêu cầu về việc

Bài nhận ngày 14 tháng 7 năm 2016, hoàn chỉnh sửa chữa ngày 21 tháng 02 năm 2017

Nghiên cứu này được tài trợ bởi Quỹ Phát triển khoa học và công nghệ Quốc gia (NAFOSTED) trong đề tài mã số 107.03-2015.16

Trần Hà Nam, Vũ Ngọc Ánh - Khoa Kỹ Thuật Giao Thông, Trường Đại học Bách Khoa, Đại học Quốc gia Tp.HCM (e-mail: vungocanh@hcmut.edu.vn).

Lê Tuấn Phương Nam - Ban Toán học và Kỹ thuật Tính toán, Viện Khoa học Tính toán, Trường Đại học Tôn Đức Thắng

nâng cấp thay thế các hệ thống tên lửa phòng không đã cũ của quân đội ngày càng cao. Tuy nhiên do kinh phí quốc phòng có hạn, nên vấn đề cải tiến các hệ thống tên lửa cũ, cụ thể là tổ hợp tên lửa S-125, là rất cần thiết. Do đó bài báo này được thực hiện nhằm mục đích xây dựng một chương trình tính toán dựa trên lý thuyết dòng trên âm 2D, ổn định, không nhót để hỗ trợ việc cải tiến tên lửa S-125, cụ thể là tính toán sơ bộ dòng trên âm qua cánh tên lửa, làm điều kiện ban đầu cho các quá trình tính toán khác.



Hình 1. Tổ hợp tên lửa S-125 Neva/Pechora (Nguồn: Google Images)

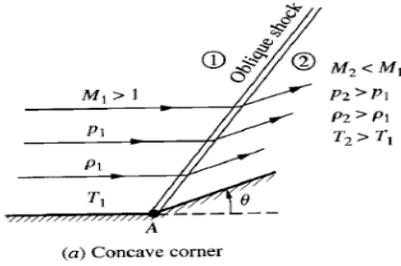
Nghiên cứu sẽ tập trung vào cánh chính của tên lửa. Có nhiều phương pháp được sử dụng để khảo sát dòng chuyển động của không khí qua cánh của tên lửa, trong đó phương pháp khảo sát bằng thực nghiệm được sử dụng khá phổ biến, tuy nhiên chi phí cao. Ngoài ra còn phương pháp tính toán mô phỏng số (CFD) cũng được sử dụng rất rộng rãi hiện nay. Bên cạnh đó, đối với bài toán dòng chuyển động trên âm, đã có những lý thuyết khảo sát khá đầy đủ các đặc tính một số trường hợp dòng chuyển động đơn giản [2], do đó có thể sử dụng các ngôn ngữ lập trình như ngôn ngữ C, MATLAB v.v... để lập trình các chương trình tính toán. Ưu điểm của phương pháp này so với phương pháp CFD là thời gian tính toán giảm rất nhiều, không cần phải chia lưới, cấu hình yêu cầu của máy tính thấp. Kết quả của 2 phương pháp tính

toán bằng lý thuyết và tính toán bằng CFD sẽ được trình bày và so sánh trong bài báo này.

2 LÝ THUYẾT DÒNG TRÊN ÂM 2D, ĐỀU, KHÔNG NHỚT [2].

2.1 Sóng shock nghiêng

Đối với trường hợp dòng trên âm đều, không nhớt, có số Mach M_1 , áp suất P_1 , nhiệt độ T_1 , đi qua một mặt nêm có góc θ lõm (hình 2), các quan hệ về số Mach, nhiệt độ, áp suất như sau:



Hình 2. Trường hợp góc θ lõm (Nguồn: Hình 9.1a, tài liệu tham khảo [2])

$$\tan(\theta) = 2 \cot(\beta) \frac{M_1^2 \sin^2(\beta) - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos(2\beta)) + 2} \quad (1)$$

$$M_{n1} = M_1 \sin(\beta) \quad (2)$$

$$M_{n2}^2 = \frac{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M_{n1}^2}{\gamma M_{n1}^2 - \left(\frac{\gamma-1}{2}\right)} \quad (3)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma+1)M_{n1}^2}{2 + (\gamma-1)M_{n1}^2} \quad (4)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_{n1}^2 - 1) \quad (5)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{P_2}{P_1} \frac{\rho_1}{\rho_2} \quad (6)$$

$$M_2 = \frac{M_{n2}}{\sin(\beta - \theta)} \quad (7)$$

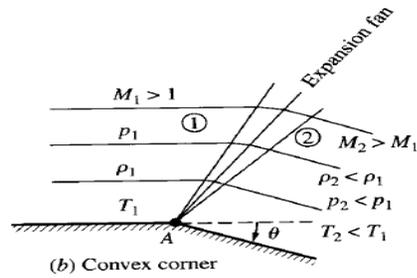
2.2 Sóng giãn nở

$$\nu(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1} (M^2 - 1)} - \tan^{-1} \sqrt{M^2 - 1} \quad (8)$$

$$\theta = \nu(M_2) - \nu(M_1) \quad (9)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M_1^2}{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M_2^2} \quad (10)$$

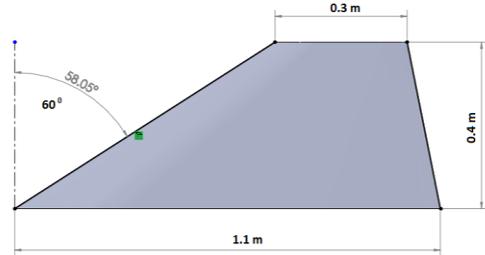
$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M_1^2}{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M_2^2} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (11)$$



Hình 3. Trường hợp góc θ lồi (Nguồn: Hình 9.1b, tài liệu tham khảo [2])

3 GIẢI THUẬT LẬP TRÌNH.

Nội dung của giải thuật là chia cánh tên lửa ra thành n mặt cắt theo phương sai cánh (phương y trên hình 4), sau đó áp dụng lý thuyết dòng siêu âm không nhớt vào để giải bài toán dòng siêu âm qua từng mặt cắt. Trình tự thực hiện được trình bày trong phần tiếp theo của mục này.



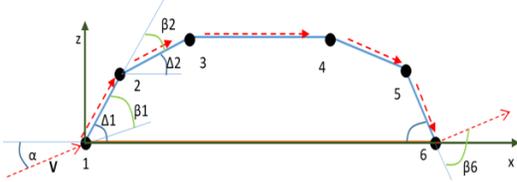
Hình 4. Mô hình 3D của cánh chính tên lửa

3.1 Xây dựng mô hình hình học

Đầu tiên, lấy tọa độ của các điểm nằm trên bề mặt của biên dạng cánh ở gốc cánh (mặt phẳng 0) và mũi cánh (mặt phẳng n) làm dữ liệu đầu vào cho quá trình tính toán. Tiếp theo, xây dựng các phương trình của các đường thẳng nối các điểm tương ứng trên 2 mặt phẳng 0 và mặt phẳng n. Sau đó xây dựng các biên dạng cánh trung gian bằng cách chia cánh có chiều dài b ra làm n phần theo phương y, các điểm trên biên dạng cánh trung gian thứ i có tọa độ (x_{ji}, y_i, z_{ji}) ($1 \leq j \leq m$, với m là số điểm trên biên dạng cánh). Với $y_i = y_0 + i*(b/n)$, x_{ji} và z_{ji} tìm được từ các phương trình đường thẳng và tọa độ y_i .

3.2 *Tính toán các góc lệch trên một biên dạng cánh tại một mặt cắt bất kỳ*

Mô hình một mặt cắt cánh bất kỳ được giới thiệu trong hình 5 dưới đây



Hình 5. Minh họa cách tính góc Δ_i và β_i

Tại một mặt cắt bất kỳ:

$$\Delta_i = \arctan \frac{z_{i+1} - z_i}{x_{i+1} - x_i}, \quad \Delta_m = \Delta_{m-1}$$

$$\beta_i = \Delta_{i-1} - \Delta_i$$

Tại điểm đầu (điểm 1) và điểm cuối (điểm m):

$$\beta_1 = |-\alpha + \Delta_1|, \quad \beta_m = |-\alpha + \Delta_m|$$

3.3 *Tính toán trên một mặt cắt*

Tại mũi của biên dạng cánh, nếu $\alpha < 0$ & $|\alpha| > \Delta_1$ thì có sóng giãn nở xuất hiện ở đây, các trường hợp khác có sóng shock nghiêng xuất hiện.

Tại các điểm trung gian, có thể thấy sóng shock xuất hiện ở vùng này là sóng giãn nở, do đó tiến hành giải các phương trình của sóng giãn nở. Tại điểm cuối (điểm m), nếu $\alpha > 0$ & $|\alpha| > \Delta_m$ thì xuất hiện sóng giãn nở, các trường hợp khác có sóng shock nghiêng xuất hiện. Quá trình giải sẽ được lặp lại cho n mặt cắt cánh trung gian.

Chương trình tính toán được viết bằng ngôn ngữ lập trình MATLAB, sử dụng phương pháp Newton-Raphson để giải với điều kiện hội tụ là 10^{-6} . Kết quả nêu trong bài báo là kết quả thu được khi chạy chương trình với số điểm tọa độ trên một biên dạng cánh là 32, cánh được chia thành 21 mặt cắt.

4 PHƯƠNG PHÁP CFD.

4.1 *Mô hình rối [3]*

Đối với các trường hợp dòng chảy ngoại (external flow), trong bài báo này là dòng không khí qua cánh tên lửa, mô hình rối Spalart-Allmaras được đánh giá là mô hình cho kết quả chính xác nhất [3][4].

Phương trình của mô hình rối Spalart-Allmaras viết cho một thể tích kiểm soát (ttks):

$$\left(\frac{\partial(\rho \tilde{v})}{\partial t} \right) + \text{div}(\rho \tilde{v} \vec{U}) = C_{b1} \rho \tilde{v} \Omega + C_{w1} \rho \left(\frac{\tilde{v}}{\kappa y} \right)^2 + \left\{ \frac{1}{\sigma_v} \text{div} \left[\mu + \rho \tilde{v} \text{grad}(\tilde{v}) + C_{b2} \rho \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_k} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_k} \right] \right\} \quad (12)$$

Trong phương trình 12:

- \tilde{v} là tham số của hệ số nhớt động học của xoáy (kinematic eddy viscosity parameter).
- I: Đại diện cho tốc độ biến thiên của năng lượng do xoáy trong ttks.
- II: Đại diện cho sự trao đổi năng lượng do xoáy giữa trong và ngoài ttks do đối lưu.
- III: Đại diện cho tốc độ tạo thành năng lượng do xoáy trong ttks
- IV: đại diện cho tốc độ tiêu tán năng lượng do xoáy trong ttks.
- V Đại diện cho sự trao đổi năng lượng do xoáy giữa trong và ngoài ttks do khuếch tán.

Các hàm f_{v2} , f_w là các hàm giảm chấn (damping function) được nêu trong tài liệu [5].

Bảng 1. Các hằng số trong mô hình Spalart-Allmaras [5]

σ_v	κ	C_{b1}	C_{b2}
2/3	0.4187	0.1355	0.622

Phần tính toán mô phỏng được thực hiện bằng phần mềm ANSYS Fluent, điều kiện hội tụ là 10^{-4} , giả sử cánh hoạt động trong điều kiện khí lý tưởng.

Bảng 2. Các thông số đầu vào

Vận tốc dòng lưu chất (m/s)	700
Nhiệt độ môi trường (độ K)	300
Áp suất môi trường (Pa)	101325
Góc tấn (độ)	5

4.2 *Chia lưới*

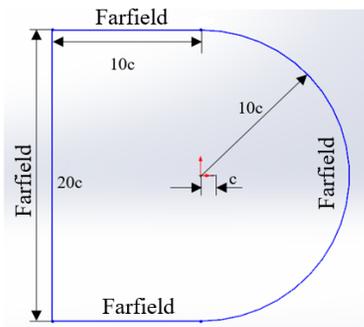
Trong phân tích CFD, với các hình học đơn giản và hướng của dòng là không thay đổi, lưới có cấu trúc là phù hợp nhất vì nó cho độ chính xác cao và việc tạo lưới trong trường hợp này là đơn giản. Tuy nhiên, việc tạo lưới có cấu trúc chiếm nhiều thời gian và đòi hỏi kỹ năng của người chia lưới. Để đơn giản cho nghiên cứu này, lưới không cấu trúc đã được sử dụng. Lưới được chia bằng module Meshing của phần mềm ANSYS. Giá trị y^+ được chọn là 5, chiều cao y của phần tử lưới nằm sát bề mặt cánh được tính như sau:

$$Re = \frac{\rho V_{\infty} c_{canh}}{\mu} \quad C_f = [2 \log_{10}(Re) - 0.65]^{-2.3} \quad (13)$$

$$\tau_w = C_f \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 \quad u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (14)$$

$$y = \frac{y^+ \mu}{\rho u_*} \quad (15)$$

Trong bài báo này $y = 0.003$ mm. Các kích thước và điều kiện biên của lưới được giới thiệu trong hình 6.



Hình 6. Kích thước và điều kiện biên của lưới

Các thông số chất lượng lưới được liệt kê ở bảng 3. Thông số độ xiên nằm trong giới hạn cho phép ở tài liệu [6]. Thông số độ co có giá trị xấu nhất lớn hơn giới hạn cho phép trong tài liệu [6] tuy nhiên giá trị này là của các phần tử nằm trong vùng lớp biên nên có thể chấp nhận được [6].

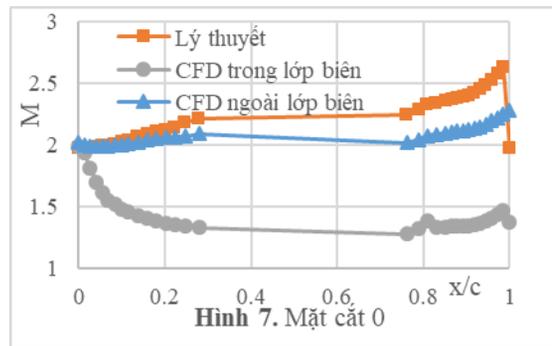
Bảng 3. Chất lượng lưới cho cánh tên lửa

Thông số	Giá trị xấu nhất
Độ xiên (Skewness)	0.92
Độ co (Aspect ratio)	64.2

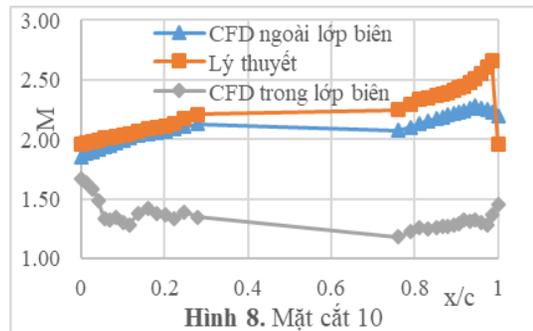
5 SO SÁNH KẾT QUẢ 2 PHƯƠNG PHÁP.

Vị trí ngoài lớp biên là vị trí có giá trị $y^+=1000$ tương ứng $y=6$ mm tính từ bề mặt cánh, thuộc vùng outer layer [3]. Vị trí trong lớp biên có $y^+=5$, $y=0.003$ mm, thuộc vùng linear sub-layer [3].

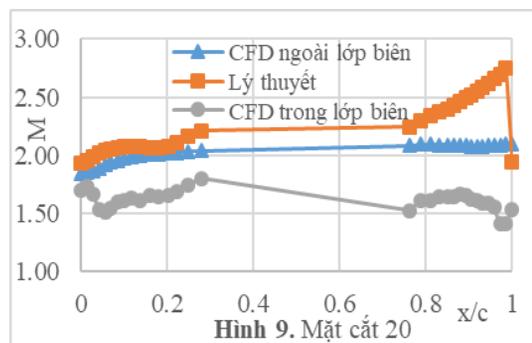
Phân bố số Mach theo vị trí x/c tại các mặt cắt.



Hình 7. Mặt cắt 0

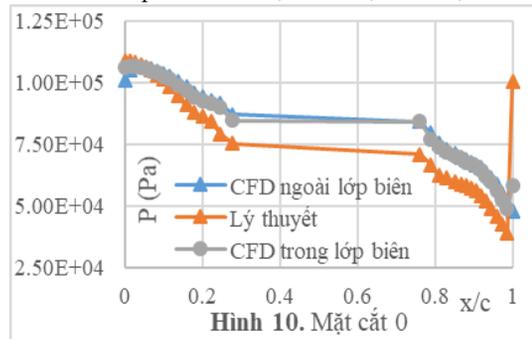


Hình 8. Mặt cắt 10

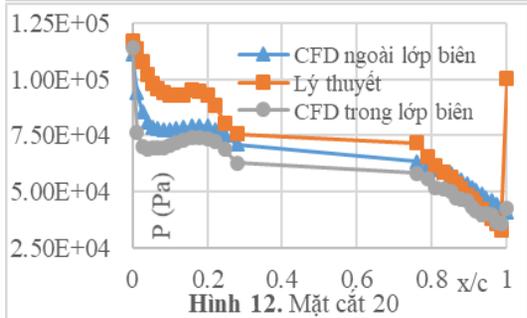
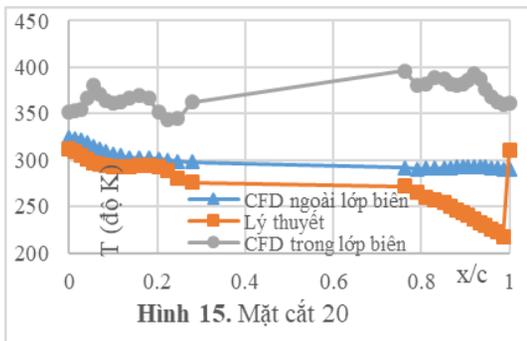
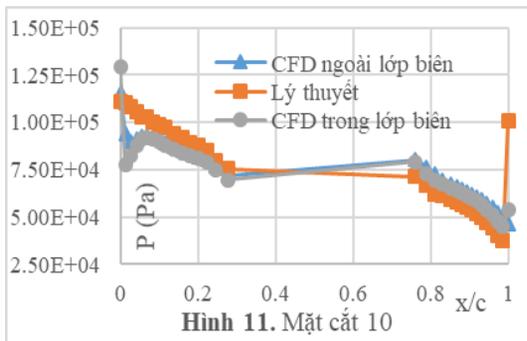


Hình 9. Mặt cắt 20

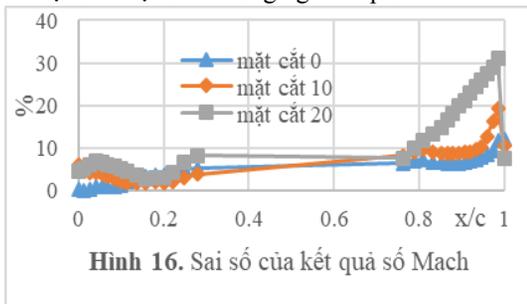
Phân bố áp suất theo vị trí x/c tại các mặt cắt.



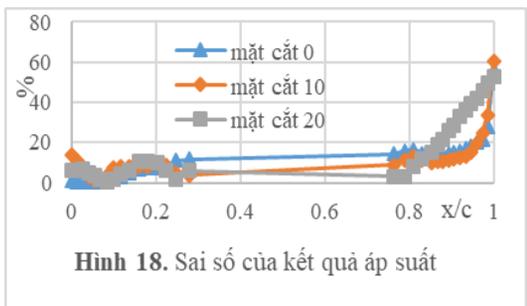
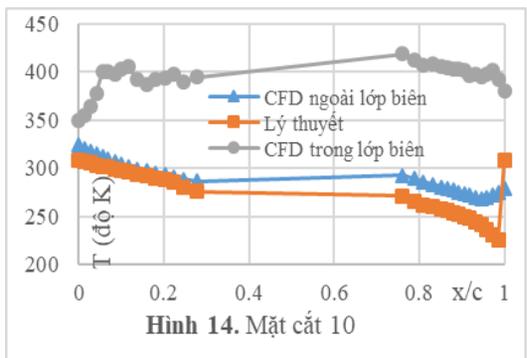
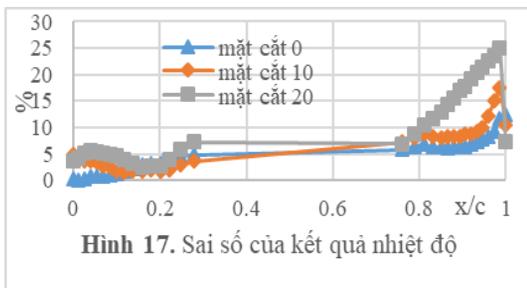
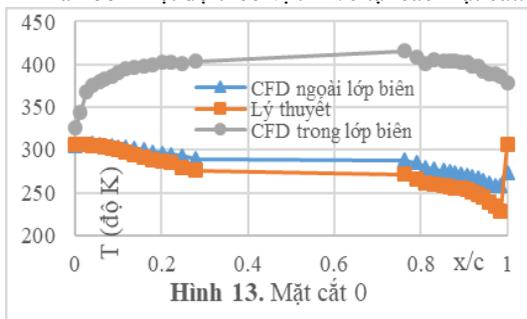
Hình 10. Mặt cắt 0

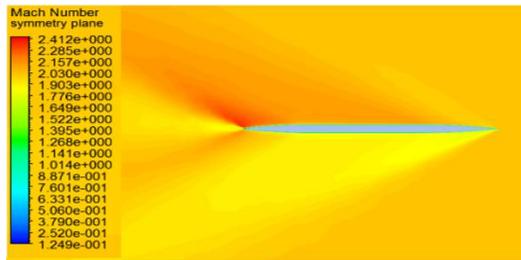


Phân bố sai số giữa 2 phương pháp theo vị trí x/c tại các mặt cắt ở vùng ngoài lớp biên.

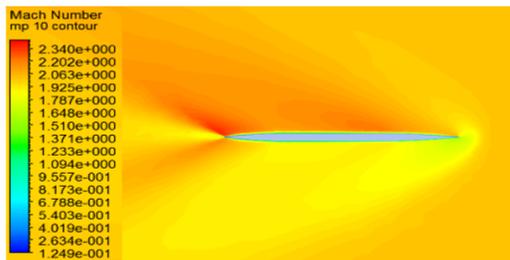


Phân bố nhiệt độ theo vị trí x/c tại các mặt cắt.

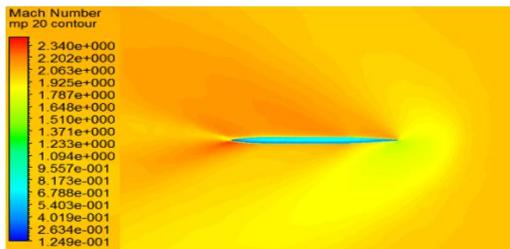




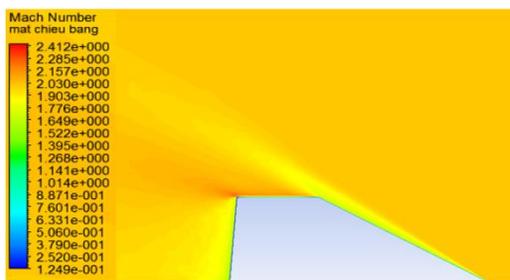
Hình 19. Mach contour tại mặt cắt 0



Hình 20. Mach contour tại mặt cắt 10



Hình 21. Mach contour tại mặt cắt 20



Hình 22. Mach contour tại mặt chiếu bằng của cánh

6 NHẬN XÉT.

Từ hình 8 đến 16, có thể thấy phương pháp tính toán theo lý thuyết không thể mô tả xu hướng biến đổi của các đại lượng nằm trong vùng lớp biên, nhưng lại mô tả khá tốt xu hướng biến đổi của các đại lượng ở vùng ngoài lớp biên theo chiều dài dây cung cánh tại vùng sát góc cánh. Theo các hình 18, 19, 20 sai số giữa kết quả tính toán lý thuyết và kết quả mô phỏng (ngoài lớp biên) khá nhỏ (dưới 5%) trong vùng $0 \leq x/c < 0.2$, tuy nhiên từ vùng $0.2 < x/c \leq 1$, sai số giữa 2 phương pháp rất lớn và có xu hướng tăng dần khi đi từ góc cánh ra mũi cánh. Nguyên nhân gây ra các sai lệch này có thể

do:

- Lý thuyết dòng trên âm không xét đến ảnh hưởng của tính nhớt. Khi có ảnh hưởng của tính nhớt, các phân tử không khí nằm trong vùng lớp biên sẽ chậm hơn vận tốc dòng không khí bên ngoài lớp biên, dẫn đến sai lệch giữa kết quả số Mach tại vùng nằm trong lớp biên. Bên cạnh đó, nhiệt độ ở ngay bề mặt cánh theo CFD cao hơn nhiều so với kết quả theo giải tích, bởi động năng của các phân tử nằm ngay sát lớp biên đã chuyển hóa thành nhiệt năng do tác động của ma sát.

- Ảnh hưởng của xoáy mũi cánh, càng gần mũi cánh thì ảnh hưởng của xoáy mũi cánh càng lớn, khiến cho sai số tăng theo chiều từ góc cánh ra mũi cánh.

- Có sóng shock xuất hiện trước cánh. Từ các hình 21, 22, 23, 24 có thể thấy trước cánh có xuất hiện một sóng shock (hình 24), tại mỗi một vị trí mặt cắt của cánh, sóng này có dạng bowshock (sóng hình cánh cung, hình 22, 23). Do sự xuất hiện của bowshock này mà các đại lượng vật lý (số Mach, nhiệt độ, áp suất) của dòng không khí đã bị thay đổi trước khi dòng không khí đến gặp cánh, do đó gây ra sự chênh lệch kết quả so với lý thuyết dòng trên âm.

7 KẾT LUẬN

Qua so sánh kết quả tính toán giữa 2 phương pháp, có thể thấy giải thuật MATLAB xây dựng trên cơ sở của lý thuyết dòng trên âm 2D đều, không nhớt có độ chênh lệch khá nhỏ so với phương pháp CFD khi sử dụng để tính toán cho vùng nằm ngoài lớp biên có tỉ số x/c và y/b nhỏ trên cánh, tuy nhiên không thể khảo sát các vùng còn lại. Giải thuật này không xem xét đến ảnh hưởng của tính nhớt, góc sweep của cánh tên lửa, ảnh hưởng của xoáy mũi cánh. Tuy nhiên với ưu điểm là ít tốn thời gian tính toán, phương pháp tính toán bằng lý thuyết có thể được sử dụng để tính toán sơ bộ dòng chuyển động siêu âm qua cánh, hỗ trợ cho công tác thiết kế, hoặc tính toán điều kiện ban đầu cho các giải thuật khác. Bên cạnh đó, giải thuật MATLAB xây dựng trên cơ sở của lý thuyết dòng trên âm 2D đều, không nhớt có thể được sử dụng vào mục đích học tập của sinh viên, đặc biệt là chuyên ngành kỹ thuật hàng không.

REFERENCES

- [1]. S-125 *Neva/Pechora*, https://vi.wikipedia.org/wiki/S-125_Neva/Pechora, truy cập ngày 29/6/2016.
- [2]. John D. Anderson, Jr.: *Fundamentals of Aerodynamics*, 3rd Edition, McGraw-Hill, Newyork (2001).

- [3]. H. K. Versteeg & W. Malalasekera.: *An Introduction to Computational Fluid Dynamics, 2nd Edition*, Pearson Education, London (2007).
- [4]. S. M. B. Rivers & R. A. Wahls.: *Turbulence model comparisons for supersonic transports at transonic and supersonic conditions*, AIAA paper 2003-3418, 21st Applied Aerodynamics Conference, June 2003.
- [5]. David C. Wilcox.: *Turbulence Modeling for CFD, 3rd Edition*, DCW Industries, Inc, California (2006).
- [6]. ANSYS, Inc (2011), *FLUENT 14.0 User's Guid*

Trần Hà Nam tốt nghiệp Đại học chuyên ngành Kỹ thuật Hàng không tại Trường Đại học Bách Khoa – Đại học Quốc gia Thành phố Hồ Chí Minh năm 2017.

Vũ Ngọc Ánh tốt nghiệp Đại học chuyên ngành Kỹ thuật Hàng Không tại Trường Đại học Bách Khoa – Đại học Quốc gia Thành phố Hồ Chí Minh

năm 2006. Sau đó nhận bằng tiến sĩ tại Trường Đại học Konkuk, Seoul, Hàn Quốc vào năm 2012. Hiện tại là giảng viên của trường Đại học Bách Khoa – Đại học Quốc gia Thành phố Hồ Chí Minh.

Lê Tuấn Phương Nam tốt nghiệp Đại học tại Khoa Cơ khí, Trường Đại học Bách Khoa – Đại học Quốc gia Thành phố Hồ Chí Minh năm 2000. Sau đó nhận bằng tiến sĩ tại Khoa Kỹ thuật Cơ khí Đại học Strathclyde, Glasgow, Vương Quốc Anh vào năm 2010. Hiện là giảng viên tại Khoa Cơ khí, Đại học Công nghiệp Thành phố Hồ Chí Minh. Đồng thời là nghiên cứu viên của Viện Khoa học Tính toán, trường Đại học Tôn Đức Thắng.

Comparing the results of analytical method and numerical simulation method for supersonic flow over main wing of S-125 Neva/Pechora missile

Ha Nam Tran ¹, Ngoc Anh Vu ¹, Tuan Phuong Nam Le ²

¹ Faculty of Transportation Engineering, Ho Chi Minh City University of Technology, Vietnam National University – Ho Chi Minh City

² Division of Computational Mathematics and Engineering, Institute of Computational Science, Ton Duc Thang

Abstract: This paper compares the results of Computational Fluid Dynamic (CFD) and analytical method when applying to the case of supersonic flow over main wing of S-125 Neva/Pechora surface-to-air missile. The theory of two-dimensional, steady, inviscid supersonic flow over oblique surface, equations of relations between Mach number, pressure, temperature of flow in front and behind of shock wave, details of MATLAB algorithm and Spalart-Allmaras turbulent model will be displayed in this paper. Meshing process had been done by Meshing module and numerical simulation process had been done by Fluent module of ANSYS software. The results of two methods were presented in graphs of Mach number, pressure, temperature distributions along the chord line of wing. The reasons of differences between two results will be presented at the end of this paper.

Index Terms: S-125 missile system, theory of 2D supersonic flow, meshing, Spalart-Allmaras turbulent model, shock wave, ANSYS Meshing, ANSYS Fluent.