

NGHIÊN CỨU QUÁ TRÌNH LAN TRUYỀN VẾT NỨT QUANH LỖ ỐC VÍT TRÊN VỎ MÁY BAY

STUDY THE PROBLEM OF CRACKING AT FASTENER HOLES IN FUSELAGE SKIN

Lê Thị Tuyết Nhung
Đại học Bách khoa Hà Nội

TÓM TẮT

Trên thực tế, các vết nứt trên thân máy bay ít được nghiên cứu đến hơn so với các bộ phận khác, tuy nhiên liên quan đến vụ tai nạn máy bay của Aloha Airlines, các vấn đề an toàn trên các máy bay cũ vẫn cần được đầu tư thích đáng nhằm đảm bảo sự an toàn bay. Tuổi thọ mỏi của các chi tiết trên máy bay, đặc biệt các chi tiết có xuất hiện vết rạn nứt nhỏ và cơ chế lan truyền của chúng cần được phân tích kỹ. Trong sự cô lập, mỗi vết nứt quanh các lỗ ốc vít là không quan trọng. Tuy nhiên, đối với các vết nứt riêng lẻ trên các lỗ liên kết trên thân máy bay có thể liên kết với nhau, giao thoa nhau tạo nên vết nứt lớn phá hủy máy bay. Mục đích của nghiên cứu này là dùng phương pháp mô phỏng số trên phần mềm tính kết cấu, dự đoán hướng lan truyền của các vết nứt xung quanh các hàng lỗ trên vỏ máy bay hợp kim nhôm, tính toán các giá trị ứng suất và chuyển vị xung quanh vết nứt, dự đoán hướng lan truyền và sự liên kết giữa các vết nứt với lỗ hổng trên một phần vỏ máy bay.

Từ khóa: Vết nứt; Vỏ thân máy bay; Cơ học rạn nứt; Lỗ ốc vít.

ABSTRACT

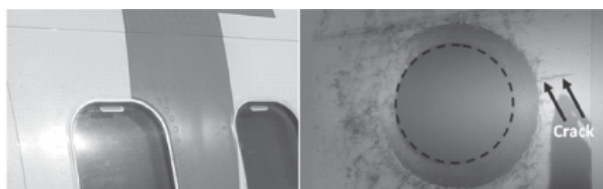
In fact, the cracks on the body of the aircraft are less studied than other parts, but with regard to the Aloha Airlines plane crash, safety issues on older aircraft still need to be properly invested in ensuring flight safety. The longevity of the details on the plane, especially those with small cracks and their spread mechanisms, needs to be thoroughly analyzed. In isolation, every crack around the screw holes doesn't matter. However, for the individual cracks on the connective holes on the aircraft body that can be linked together, intersecting creates a large crack that destroys the plane. The purpose of this study is to use a numerical simulation on a structural software to predict the spread of cracks around the lines of holes on the aluminum alloy shell, calculate the stress values and strain around the crack and hole, predict spread directions and linkages between the crack and the hole on a part of the aircraft skin.

Keywords: Crack; Fuselage; Fracture mechanics; Fastener holes.



1. TỔNG QUAN

Vấn đề dự đoán ứng xử lan truyền nứt trong chi tiết hàng không, các cuộc điều tra gần đây đã tiết lộ rằng đối với một số lượng lớn các vấn đề kỹ thuật, lịch sử tăng trưởng vết nứt tuân theo định luật Frost-Dugdale [1], cụ thể là đối với phương pháp xấp xỉ đầu tiên, nhật ký của chiều dài vết nứt tỷ lệ thuận với số giờ phục vụ, hoặc số chu kỳ, khi vết nứt hoặc gãy nhanh bị bỏ qua. Nghiên cứu của R. Jones [1] đã cố gắng làm rõ hiện tượng phát triển vết nứt trong các chỗ nối thân máy bay bằng đỉnh tán và chỉ ra rằng sự phát triển vết nứt từ rìa lỗ cho thấy mối quan hệ tuyến tính gần giữa $\log(a + r)$, chiều dài vết nứt và N – số chu kỳ làm việc. Mukhtar 2019 [2] đã tiến hành khảo sát các vết nứt ở xung quanh các lỗ ốc vít và đỉnh tán ở vị trí quanh thân của cabin. Các vị trí tập trung ứng suất xung quanh các lỗ này chính là sự khởi điểm của hình thành vết nứt quanh lỗ. Đối với quá trình lan truyền nứt và liên kết với nhau giữa vết nứt và các lỗ tiếp theo phụ thuộc vào thời gian cũng như loại tải tác động. Tiếp theo nghiên cứu đó, Mukhtar 2020 [3] tiếp tục đi sâu hơn và mô phỏng tiến triển của vết nứt quanh lỗ vít trên vỏ nhôm của thân máy bay bằng phần mềm CASCA.



Hình 1. a) Vị trí đỉnh tán xung quanh thân máy bay; b) Vị trí vết nứt nhỏ quanh lỗ [3]

Theo như khảo sát của S. DuBois [4], các vết nứt trên chiếc Boeing 737 vào tháng 4 năm 2011 là từ nguyên nhân mỏi của vật liệu kim loại. Kết luận của khảo sát cho thấy sự phá hủy diễn ra do một vết nứt nằm ở khu vực mối nối ở vỏ thân máy bay.

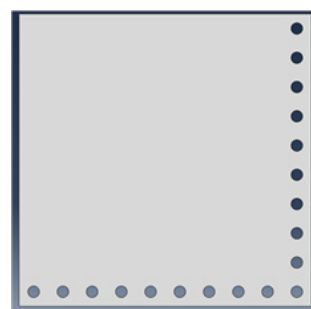
Trong nghiên cứu này, mô hình vết nứt quanh lỗ của tấm chữ nhật kích thước 500 x 500 mm có bố trí các lỗ đỉnh tán giống như trên máy bay trong nghiên cứu của Mukhtar 2020 được thiết lập, tính toán để dự đoán sự phát triển của vết nứt cũng như khả năng liên kết các vết nứt nhỏ và lỗ đỉnh tán. Nghiên cứu cũng khảo sát ảnh hưởng của cách đặt lực khác nhau đến đường lan truyền nứt.

2. MÔ HÌNH HÓA VẾT NỨT Ở CÁC LỖ GẮN ĐỈNH TÁN TRÊN VỎ THÂN MÁY BAY

2.1. Hình học và vật liệu

Mô hình được thiết kế trên phần mềm Abaqus. Kích thước tấm là 500x500 mm², kích thước lỗ do không được cung cấp cụ thể nên dựa theo hình vẽ tương đối mà kích thước lỗ được chọn có đường kính 10mm. 19 lỗ ốc vít được bố trí cách đều xung quanh mô tả vị trí lỗ đỉnh tán của tấm nối cửa sổ trên thân máy bay.

Các thông số của vật liệu hợp kim nhôm sử dụng trên máy bay như sau: Mô-đun đàn hồi 68 GPa; Hệ số Poisson 0.293; Ứng suất tới hạn dẻo của vật liệu 14 MPa, Ứng suất đứt 22 MPa.



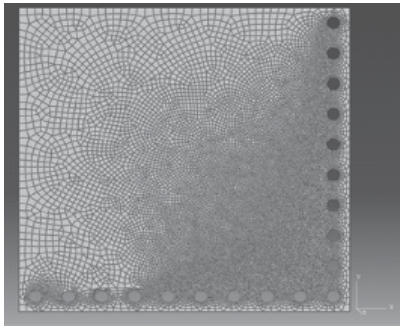
Hình 2. Mô hình tấm vỏ máy bay quanh cabin

2.2. Lưới và điều kiện biên

Trong mô hình mô phỏng sử dụng phương pháp phần tử hữu hạn (FE) để nghiên cứu sự nứt vỡ của vỏ máy bay, đặc biệt là quanh

các lỗ. Trong mô hình mô phỏng này, các điều kiện biên cố định ở các lỗ hướng x và y. Sự phân bố tải trọng được áp dụng ở các cạnh trên và bên trái tấm kim loại để tạo ra điều kiện tải dọc trục. Lưới bao gồm 27718 điểm lưới với tiêu chuẩn chất lượng lưới đạt mức tốt.

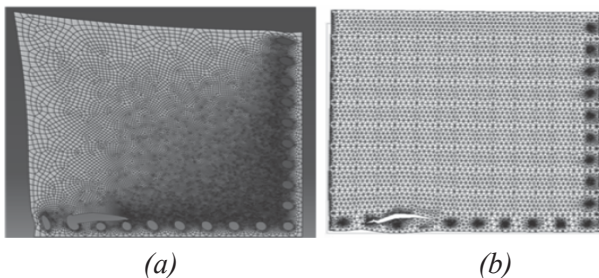
Điều kiện biên cố định được đặt ở hai cạnh bên có các hàng lỗ ốc vít. Điều kiện biên song trục được đặt. Khi mô tả quá trình tải trọng trong mô hình mô phỏng, tải trọng được phân bố song song với mặt phẳng của vết nứt và theo hướng của lực căng chính. Có nghĩa là lực tác động ngược hướng phát triển của vết nứt. Lực cắt được đặt ở mặt trên và có giá trị 1000 Pa.



Hình 3. Chia lưới cả tấm và xung quanh vết nứt

2.3. Kiểm chứng mô phỏng cơ chế lan truyền vết nứt

Với lực đặt dạng lực cắt phân bố đều ở cạnh phía trên, kết quả cho thấy ứng suất tối đa ở vị trí vết nứt là 717 Pa là kết quả biến dạng tối đa là 7.567e6.



Hình 4. Kết quả hướng lan truyền vết nứt trong nghiên cứu này (a) và kết quả của Mukhtar 2020 (b)

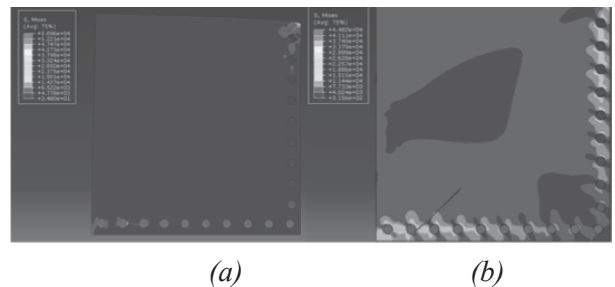
Dựa vào kết quả mô phỏng về sự lan truyền vết nứt và phương lan truyền nứt, kết quả nứt gãy khá phù hợp ở thời điểm ban đầu. Vết nứt ở lỗ đỉnh tán thứ 2 và thứ 3, sau đó lan truyền đến gần lỗ thứ 4. Hướng đi và cơ chế lan truyền vết nứt là phù hợp với nghiên cứu của Mukhtar.

2.4. Khảo sát ảnh hưởng của phương đặt lực đến vết nứt

Với các phương đặt lực vuông góc (mô phỏng phá hủy I), ta sẽ khảo sát hai kịch bản đặt lực lên tấm:

- Trường hợp 1: Ứng suất phân bố đều. Ứng suất tại mặt trái lớn hơn mặt phải và lần lượt là 10^6 Pa và 8×10^5 Pa;

- Trường hợp 2: Ứng suất phân bố đều và chỉ đặt tại một mặt trên của tấm 10^6 Pa.



Hình 5. Kết quả hướng lan truyền vết nứt trong trường hợp 1 (a) và kết quả của trường hợp 2 (b)

Đối với trường hợp tải thứ nhất, vết nứt phát triển từ điểm đặt ban đầu và lan đến đỉnh tán thứ 3 từ trái sang và dừng lại, ứng suất lớn nhất quanh lỗ là 5,69E4 Pa. Kể cả khi tăng ứng suất tác dụng lên mép trên nhưng chỉ làm cho ứng suất và biến dạng tại các lỗ lớn lên chứ không gây ra vết nứt lan truyền. Đối với trường hợp tải thứ 2, áp suất phân bố đều được đặt trên mép trái lớn hơn mép trên để theo dõi khả năng phát triển vết nứt khi không bị ảnh hưởng bởi

lỗ bên cạnh. Ứng suất lớn nhất quanh vết nứt là $4,48E4$ Pa. Vết nứt phát triển từ điểm đặt ban đầu và phát triển hướng chéo lên trên, sau đó dừng lại ở nửa dưới tấm. Vết nứt dừng lại do lực tác dụng chưa đủ lớn. Khi tiếp tục tăng lực, vết nứt sẽ tiếp tục phát triển theo hướng và dừng lại ở lỗ đỉnh tán góc phải.

3. KẾT LUẬN

Trong nghiên cứu này, phương pháp sử dụng phần mềm Abaqus đã được ứng dụng trong dự đoán hướng phát triển của vết nứt xung quanh các lỗ ốc vít trên thân vỏ máy bay. Nghiên cứu chỉ ra phương pháp mô phỏng là đáng tin cậy khi được so sánh với kết quả mô phỏng của Mukhtar và đồng nghiệp đối với trường hợp lực cắt [3]. Mô hình được khai thác để dự đoán phương tiện triển của vết nứt trong trường hợp chịu tải kéo ở cạnh trên và cạnh bên, và từ đó đưa ra phân bố ứng suất, biến dạng và các vị trí hư hại của chi tiết. ♦

Ngày nhận bài: **03/4/2024**

Ngày phản biện: **05/6/2024**

Tài liệu tham khảo:

- [1]. R. Jones, L. Molent, and S. Pitt, “*Understanding crack growth in fuselage lap joints*”, Theor. Appl. Fract. Mech., vol. 49, no. 1, pp. 38-50, 2008.
- [2]. A. M. Al-Mukhtar, “*Case Studies of Aircraft Fuselage Cracking*”, Advanced Engineering Forum, vol. 33, pp. 11-18, 2019.
- [3]. A.M. Al-Mukhtar, “*Aircraft Fuselage Cracking and Simulation*”, Procedia Structural Integrity 28 p124-131, 2020.
- [4]. S. DuBois, “*The imperfections designed into Southwest’s Boeing 737 – Apr. 12, 2011*”, 2011. [Online]. Available: http://archive.fortune.com/2011/04/12/news/companies/boeing_southwest_737_damage.fortune/index.htm. [Accessed: 21-Jan-2017].