BỘ GIÁO DỤC VÀ ĐÀO TẠO TRƯỜNG ĐẠI HỌC NHA TRANG

PHẠM VĂN THU

NGHIÊN CỨU ỔN ĐỊNH CỦA TẤM COMPOSITE BA PHA DÙNG TRONG CHẾ TẠO KẾT CẤU TÀU THỦY

LUẬN ÁN TIẾN SĨ

KHÁNH HÒA – 2020

BỘ GIÁO DỤC VÀ ĐÀO TẠO TRƯỜNG ĐẠI HỌC NHA TRANG

PHẠM VĂN THU

NGHIÊN CỨU ỔN ĐỊNH CỦA TẤM COMPOSITE BA PHA DÙNG TRONG CHẾ TẠO KẾT CẤU TÀU THỦY

LUẬN ÁN TIẾN SĨ

Ngành đào tạo:Kỹ thuật cơ khí động lựcMã số:9520116

HƯỚNG DẪN KHOA HỌC: 1. GS.TSKH. NGUYỄN ĐÌNH ĐỨC 2. TS. NGUYỄN VĂN ĐẠT

KHÁNH HÒA – 2020

Công trình được hoàn thành tại Trường Đại học Nha Trang

Người hướng dẫn khoa học: 1. GS.TSKH. Nguyễn Đình Đức

2. TS. Nguyễn Văn Đạt

Phản biện 1:

Phản biện 2:

Phản biện 3:

Luận án được bảo vệ tại Hội đồng đánh giá Luận án cấp Trường họp tại Trường Đại học Nha Trang vào hồi giờ ngày tháng năm

Có thể tìm hiểu Luận án tại: Thư viện Quốc gia và Thư viện Trường Đại học Nha Trang

LỜI CAM ĐOAN

Tên tôi là: Phạm Văn Thu

Xin cam đoan đây là công trình nghiên cứu của riêng tôi.

Các số liệu và kết quả được trình bày trong luận án là trung thực, đáng tin cậy và không trùng với bất kỳ một nghiên cứu nào khác đã được tiến hành.

Nha Trang, ngày tháng năm 2020 Người cam đoan

Phạm Văn Thu

LỜI CẢM ƠN

Tác giả xin bày tỏ lòng biết ơn sâu sắc tới hai thầy giáo hướng dẫn là GS.TSKH Nguyễn Đình Đức và TS Nguyễn Văn Đạt đã tận tình hướng dẫn, giúp đỡ, tạo mọi điều kiện thuận lợi và thường xuyên động viên để tác giả hoàn thành luận án.

Tác giả trân trọng cảm ơn tập thể các thầy cô giáo Bộ môn Cơ học, Trường đại học Công nghệ - ĐHQGHN đã quan tâm, giúp đỡ và tạo mọi điều kiện thuận lợi trong suốt thời gian tác giả nghiên cứu tại Bộ môn.

Tác giả xin bày tỏ lòng biết ơn chân thành tới PGS. TS Phan Đình Huấn và PGS. TS Phạm Hùng Thắng là những người thầy tận tụy truyền đạt kiến thức, kinh nghệm trong thời gian tác giả học tập và nghiên cứu thực hiện luận án.

Tác giả chân thành cảm ơn TS. Trần Quốc Quân và TS. Phạm Hồng Công đã có nhiều thảo luận giá trị, động viên và tìm giúp tác giả nhiều tài liệu nghiên cứu quý giá.

Tác giả xin cảm ơn tập thể các thầy cô giáo, các cán bộ Phòng đào tạo Sau đại học, Khoa Kỹ thuật Giao thông Trường Đại học Nha Trang đã tạo điều kiện thuận lợi trong quá trình tác giả theo học chương trình đào tạo NCS.

Tác giả trân trọng cám ơn lãnh đạo, đồng nghiệp Viện Nghiên Cứu Chế Tạo Tàu Thủy đã luôn quan tâm, giúp đỡ và động viên để tác giả hoàn thành luận án.

Tác giả xin chân thành cảm ơn gia đình và các bạn bè thân thiết, những người đã luôn ở bên cạnh động viên và giúp đỡ tác giả hoàn thành luận án.

Tác giả

Phạm Văn Thu

| LỜI CAM ĐOAN | 1 |
|---|--------|
| LỜI CẢM ƠN | iv |
| MỤC LỤC | V |
| DANH MỤC KÝ HIỆU & VIẾT TẮT | . viii |
| DANH MỤC CÁC BẢNG | . viii |
| DANH MỤC CÁC HÌNH VĨ | . xiii |
| MỞ ĐẦU | 1 |
| CHƯƠNG 1: TỔNG QUAN VỀ LĨNH VỰC NGHIÊN CỨU | 8 |
| 1.1. Vật liệu composite ba pha | 8 |
| 1.1.1. Nhựa | 9 |
| 1.1.2. Cốt sợi thủy tinh | 11 |
| 1.1.3. Hạt (hay bột) | 13 |
| 1.2. Những kết quả nghiên cứu liên quan đến luận án | 14 |
| 1.2.1. Tình hình nghiên cứu trên thế giới | 14 |
| 1.2.2. Tình hình nghiên cứu trong nước | 21 |
| 1.3. Kết luận chương 1 | 26 |
| CHƯƠNG 2: XÁC ĐỊNH MÔ ĐUN ĐÀN HỒI CHO COMPOSITE BA PHA. | 28 |
| 2.1. Xác định các hệ số đàn hồi cho composite ba pha | 28 |
| 2.1.1. Mô hình vật liệu composite ba pha cốt sợi và hạt gia cường | 28 |
| 2.1.2. Mô hình tính toán xác định các hệ số đàn hồi của vật liệu composite ba pha . | 29 |
| 2.1.3. Xác định các hệ số đàn hồi của vật liệu | 29 |
| 2.2. Tính toán số và thực nghiệm | 30 |
| 2.2.1. Tính toán số | 30 |
| 2.2.2. Thực nghiệm | 33 |
| 2.3. Kết luận chương 2 | 35 |
| CHƯƠNG 3: ỔN ĐỊNH TĨNH CỦA TẤM COMPOSITE BA PHA DƯỚI 1 | ГÁС |
| ĐỘNG CỦA TẢI CƠ HỌC | 36 |
| 3.1. Phân loại ổn định và tiêu chuẩn ổn định | 36 |

MỤC LỤC

| 3.1.1. Phân loại ổn định | 36 |
|--|--------|
| 3.1.2. Các tiêu chuẩn ổn định | 37 |
| 3.2. Phương trình cơ bản ổn định tĩnh | 38 |
| 3.2.1. Ôn định của tấm trực hướng ba pha chịu nén đồng thời theo hai phương | 44 |
| 3.2.2. Ôn định của tấm trực hướng ba pha chịu nén theo một phương | 45 |
| 3.2.3. Ôn định của tấm trực hướng ba pha chịu cắt | 45 |
| 3.3. Khảo sát ổn định của tấm composite ba pha dưới tác động của tải cơ học | 49 |
| 3.3.1. Ôn định của tấm trực hướng ba pha chịu nén đồng thời theo hai phương | 49 |
| 3.3.2. Ôn định của tấm trực hướng ba pha chịu nén theo một phương | 52 |
| 3.3.3. Ôn định của tấm trực hướng ba pha chịu cắt | 56 |
| 3.3.4. So sánh kết quả với một số nghiên cứu khác | 59 |
| 3.4. Kết luận chương 3 | 59 |
| CHƯƠNG 4: ỔN ĐỊNH ĐỘNG CỦA PANEL COMPOSITE BA PHA | 62 |
| 4.1. Tiêu chuẩn ổn định | 63 |
| 4.1.1. Tiêu chuẩn Budiansky-Roth | 63 |
| 4.1.2. Tiêu chuẩn thiết kế kết cấu tàu cánh ngầm (Hydrofoil ship) | 64 |
| 4.2. Phương trình ổn định động của panel composite ba pha chịu tác dụng của tải | thủy |
| động | 81 |
| 4.2.1. Trường hợp panel tựa tự do | 85 |
| 4.2.2. Trường hợp panel ngàm bốn cạnh | 87 |
| 4.3. Kiểm tra độ tin cậy của chương trình tính | 88 |
| 4.3.1. Trường hợp tấm trực hướng - [0/90/0/90/90/0/90/0]5 | 89 |
| 4.3.2. Trường hợp tấm xếp lớp [90/0/45/-45/-45/45/0/90]5 | 92 |
| 4.4. Khảo sát ảnh hưởng của một số yếu tố đến ổn định của panel composite ba pha | ı chịu |
| tải thủy động | 93 |
| 4.4.1. Ånh hưởng của cách bố trí lớp | 95 |
| 4.4.2. Ảnh hưởng của kích thước hình học panel | 96 |
| 4.4.3. Ảnh hưởng của tốc độ tàu | 97 |
| 4.4.4. Ảnh hưởng của sự không hoàn hảo ban đầu | 98 |

| 4.4.5. Ảnh hưởng của tỉ lệ vật liệu composite ba pha |
|---|
| 4.4.6. Ảnh hưởng kích thước hình học, tỉ lệ thành phần sợi, hạt lên tần số dao động của |
| panel composite ba pha101 |
| 4.4.7. Ånh hưởng của khoảng cách hai cánh102 |
| 4.5. Khảo sát cho một tàu cánh ngầm cỡ nhỏ bằng vật liệu composite106 |
| 4.5.1. Thông số tàu106 |
| 4.5.2. Thông số hệ thống cánh107 |
| 4.5.3. Tính lực nâng, lực cản và ổn định cánh (Tham khảo phụ lục F)109 |
| 4.6. Kết luận chương 4108 |
| KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ110 |
| DANH MỤC CÁC CÔNG TRÌNH NGHIÊN CỨU ĐÃ CÔNG BỐ CỦA TÁC GIẢ CÓ |
| LIÊN QUAN ĐẾN LUẬN ÁN111 |
| TÀI LIỆU THAM KHẢO112 |
| PHỤ LỤC A, B I |
| PHỤ LỤC C II |
| PHỤ LỤC D XXV |
| PHỤ LỤC EXLI |
| PHỤ LỤC FXLVIII |
| PHŲ LŲC F1LXVII |

DANH MỤC KÝ HIỆU& VIẾT TẮT

| Ký hiệu | Tên các đại lượng | |
|-----------------------------|--|--|
| a | Chiều dài của panel (m) | |
| b | Chiều rộng của panel (m) | |
| В | Hệ số hình dáng | |
| с | Chiều dài dây cung của cánh (ft) | |
| CCCC | Clamped Clamped Clamped (ngàm bốn cạnh) | |
| $C_{L.max}$ | Hệ số lực nâng lớn nhất | |
| C_L | Hệ số lực nâng, $C_L = 0.86$ (khi L/D lớn nhất) | |
| $C_{LS}\left(C_{ZS}\right)$ | Hệ số lực nâng cánh sau | |
| CLT (CZT) | Hệ số lực nâng cánh trước | |
| $D = q_2$ | Lực cản tác động lên cánh (N) | |
| D_{ij} (i, j = 1, 2, 6) | Độ cứng đặc trưng của tấm trực hướng (Pa.m ³) | |
| E _C | Mô đun đàn hồi của vật liệu composite lấy theo phương 45^{0} (phương | |
| | chịu lực bé nhất) (GPa) | |
| E _{Al} | Mô đun đàn hồi của vật liệu nhôm (GPa) | |
| E_m | Mô đun đàn hồi kéo của nền (GPa) | |
| Ea | Mô đun đàn hồi kéo của sợi (GPa) | |
| Ec | Mô đun đàn hồi kéo của hạt (GPa) | |
| E_{11} | Mô đun đàn hồi theo phương dọc (GPa) | |
| E_{22} | Mô đun đàn hồi theo phương ngang (GPa) | |
| E | Mô đun đàn hồi của vật liệu đẳng hướng (GPa) | |
| FGM | Functionally graded material (vật liệu có cơ tính biến thiên) | |
| G_m | Mô đun đàn hồi trượt của nền (GPa) | |
| Ga | Mô đun đàn hồi trượt của sợi (GPa) | |
| G_c | Mô đun đàn hồi trượt của hạt (GPa) | |
| h | Chiều dày cánh hoặc panel (m) | |
| $h=e = e_0 + e_{90}$ | Chiều dày của tấm (m) | |
| k | Hệ số ứng với chiều cao tính toán sóng | |
| K | Hệ số ổn định đối với tấm phẳng chịu nén | |
| 1 | Khoảng cách hai ngàm (m) | |
| L/D _{max} | Tỉ số lực nâng/sức cản lớn nhất | |
| Ls | Lực nâng cánh sau (N) | |
| L _T | Lực nâng cánh trước (N) | |

| L | Lực nâng tổng (N) | | |
|------------------------------|---|--|--|
| \mathbf{M}_{cp} | Mô men uốn cho phép (N.m) | | |
| $\mathbf{M}_{y.cp}$ | Mô men uốn cho phép (đối với trục y) của mặt cắt ngang cánh (N.m) | | |
| $N_{th}(1,1)$ | Lực tới hạn đối với tấm chịu nén đồng thời theo hai phương tươn | | |
| | ứng với giá trị m = n = 1 (N/m) | | |
| $N_{th}(m,1)$ | Lực tới hạn đối với tấm chịu nén theo một phương tương ứng với | | |
| | giá trị m và n=1 (N/m) | | |
| $\mathbf{N}_{\mathrm{xmin}}$ | Giá trị nhỏ nhất của lực tới hạn khi tấm chịu nén đồng thời theo | | |
| | hai phương hoặc một phương (N/m) | | |
| \mathbf{S}_{th} | Lực tới hạn đối với tấm chịu tải cắt (N/m) | | |
| Ν | Công suất máy chính (HP) | | |
| $\mathbf{P}_{\mathbf{x}}$ | Lực nén theo phương x (N/m) | | |
| $\mathbf{P}_{\mathbf{y}}$ | Lực nén theo phương y (N/m) | | |
| PTHH | Phần tử hữu hạn | | |
| Panel | Tấm có độ cong R/b>5, R là bán kính cong của tấm | | |
| \mathbf{q}_1 | Lực nâng tác động lên cánh (N) | | |
| R _T | Sức cản tàu (N) | | |
| R = a/b | Tỉ số chiều dài/chiều rộng tấm | | |
| $R_Q = E_{22}/E_{11}$ | Tỉ số giữa các mô đun | | |
| $R_e = e_0/e_{90}$ | Tỉ số tổng chiều dày lớp 0^0 /tổng chiều dày lớp 90^0 | | |
| R | Bán kính cong của panel (m) | | |
| S | Diện tích cánh thủy lực chiếu theo hình chiếu bằng phương dòng | | |
| | chảy (m ²) | | |
| SSSS | Simply Supported Simply Supported Simply | | |
| | Supported (tựa đơn bốn cạnh) | | |
| t | Chiều dày của tấm hoặc vỏ (mm) | | |
| tg | Chiều dày gân chịu lực (mm) | | |
| V | Tốc độ của tàu (m/s) | | |
| W | Độ võng của tấm, panel (m) | | |
| $w^*(x,y)$ | Hàm đại diện cho tính không hoàn hảo hình dáng ban đầu của panel | | |
| \mathbf{W}_{y} | Mô men chống uốn (đối với trục y) của mặt cắt ngang cánh (m ³) | | |
| $\mathbf{W}_{y.cp}$ | Mô men chống uốn cho phép (đối với trục y) của mặt cắt ngang cánh (m ³) | | |
| W | Biên độ của độ võng (m) | | |

| σ_{max} | Ứng suất uốn cực đại sinh ra ở lớp da trên cánh (Ksi hoặc N/m ²) | |
|------------------------------|--|--|
| σ_{cr} | Ứng suất ổn định uốn cho phép (Ksi hoặc N/m²) | |
| σ_{ch} | Ứng suất chảy của vật liệu (MPa) | |
| \mathbf{J}_{y} | Mô men quán tính (đối với trục y) của mặt cắt ngang cánh (m ⁴) | |
| $\mathbf{J}_{\mathrm{y.cp}}$ | Mô men quán tính cho phép (đối với trục y) của mặt cắt ngang | |
| | cánh (m ⁴) | |
| \mathbf{J}_{Al} | Mô men quán tính tiết diện ngang cánh nhôm (m ⁴) | |
| J_{C} | Mô men quán tính tiết diện ngang cánh composite (m ⁴) | |
| f_{max} | Độ võng cực đại của cánh tại vị trí giữa hai ngàm (m) | |
| f(x, y) | Hàm ứng suất | |
| ρ= 1025 | Khối lượng riêng của nước biển (kg/m ³) | |
| μ | Thông số không hoàn hảo | |
| ω _{mn} | Tần số dao động của panel (rad/s) | |
| ν_{m} | Hệ số poisson của nền | |
| ν_{a} | Hệ số poisson của sợi | |
| ν_{c} | Hệ số poisson của hạt | |
| ψ_a | Tỉ lệ theo thể tích của sợi (%) | |
| ψ_{c} | Tỉ lệ theo thể tích của hạt (%) | |
| θ | Thông số độ cứng | |
| $\frac{K_x}{2}$ | Thông số ổn định trường hợp tải nén | |
| $\frac{\pi^2}{k_s}$ | Thông số ổn định cắt | |
| 5(90/0) | [90/0/90/0/90] tương đương với chiều dày e=0.0025(m) | |
| 5(0/90) | [0/90/0/90/0] tương đương với chiều dày e=0.0025(m) | |
| 7(90/0) | [90/0/90/0/90/0/90] tương đương với chiều dày e=0.0035(m) | |
| 7(0/90) | [0/90/0/90/0/90/0] tương đương với chiều dày e=0.0035(m) | |
| 9(90/0) | [90/0/90/0/90/0/90/0/90] tương đương với chiều dày e=0.0045(m) | |
| 9(0/90) | [0/90/0/90/0/90/0] tương đương với chiều dày e=0.0045(m) | |
| 11(90/0) | [90/0/90/0/90/0/90/0/90] tương đương với chiều dày e=0.0055(m) | |
| 11(0/90) | [0/90/0/90/0/90/0/90/0] tương đương với chiều dày e=0.0055(m) | |
| [90/0/90/0/90/0] | Tấm lớp vuông | |

DANH MỤC CÁC BẢNG

| Bång 1.1: Các thông số kỹ thuật của nhựa Polyester11 |
|---|
| Bảng 2.1: Thông số vật liệu thành phần composite |
| Bảng 2.2: Kết quả tính toán các hệ số đàn hồi của vật liệu composite ba pha31 |
| Bảng 2.3: Kết quả so sánh giữa lý thuyết và thực nghiệm khi có mặt 20% TiO ₂ 34 |
| Bảng 2.4: Thông số vật liệu thành phần composite |
| Bảng 2.5: Kết quả so sánh giữa lý thuyết và thực nghiệm khi có mặt 5% TiO_2 35 |
| Bảng 3.1: Xác định thông số ổn định cắt k_s đối với tấm trực hướng CCCC48 |
| Bảng 3.2: Ảnh hưởng tỉ lệ sợi lên lực tới hạn của tấm chịu nén hai phương49 |
| Bảng 3.3: Ảnh hưởng tỉ lệ hạt lên lực tới hạn của tấm chịu nén hai phương50 |
| Bảng 3.4: Ảnh hưởng R=a/b lên lực tới hạn của tấm chịu nén hai phương51 |
| Bảng 3.5: Ảnh hưởng của e lên lực tới hạn của tấm chịu nén hai phương51 |
| Bảng 3.6: Ảnh hưởng tỉ lệ sợi lên lực tới hạn của tấm chịu nén một phương53 |
| Bảng 3.7: Ảnh hưởng tỉ lệ hạt lên lực tới hạn của tấm chịu nén một phương53 |
| Bảng 3.8: Ảnh hưởng R=a/b lên lực tới hạn của tấm chịu nén một phương54 |
| Bảng 3.9: Ảnh hưởng của e lên lực tới hạn của tấm chịu nén một phương55 |
| Bảng 3.10: Ảnh hưởng của tỉ lệ sợi lên lực tới hạn của tấm chịu tải cắt56 |
| Bảng 3.11: Ảnh hưởng của tỉ lệ hạt lên lực tới hạn của tấm chịu tải cắt56 |
| Bảng 3.12: Ảnh hưởng hệ số R=a/b lên lực tới hạn của tấm chịu tải cắt57 |
| Bảng 3.13: Ảnh hưởng của chiều dày e lên lực tới hạn của tấm chịu tải cắt |
| Bảng 4.1: Hình dạng chiều dày cơ sở của cánh NACA 16-01868 |
| Bảng 4.2: Mối liên hệ độ võng của cánh khi mô đun đàn hồi vật liệu thay đổi74 |
| Bảng 4.3: Các giá trị cho phép của cánh NACA 16-018 có $c = 4 \div 7(ft)$ |
| Bảng 4.4: Các giá trị cho phép của cánh NACA 16-018 có $c = 1 \div 3(ft)$ 77 |
| Bảng 4.5: Các hệ số của phương trình hồi quy cho mối liên hệ giữa f_{cp} và c, σ_{cr} 79 |
| Bảng 4.6: Phương trình hồi quy độ võng cho phép của cánh80 |
| Bảng 4.7: Kết quả so sánh kiểm tra độ tin cậy chương trình tính với tấm trực hướng89 |
| Bảng 4.8: Kết quả so sánh kiểm tra độ tin cậy chương trình tính với tấm composite xếp |
| lớp [90/0/45/-45/-45/45/0/90]591 |
| Bảng 4.9: Ảnh hưởng của cách bố trí lớp đến biến dạng của panel |

| Bảng 4.10: Ảnh hưởng chiều rộng b đến biến dạng của panel |) 6 |
|--|----------------|
| Bảng 4.11: Ảnh hưởng chiều dày h đến biến dạng của panel |) 6 |
| Bảng 4.12: Ảnh hưởng vận tốc của panel V đến biến dạng của panel |) 8 |
| Bảng 4.13: Ảnh hưởng sự không hoàn hảo ban đầu μ đến biến dạng của panel9 |) 9 |
| Bảng 4.14: Ảnh hưởng của tỉ lệ sợi và hạt đến biến dạng của panel |) 9 |
| Bảng 4.15: Ảnh hưởng của tỉ lệ hạt đến biến dạng của panel10 |)0 |
| Bảng 4.16: Ảnh hưởng của tỉ lệ sợi đến biến dạng của panel10 |)0 |
| Bảng 4.17: Ảnh hưởng kích thước hình học, tỉ lệ thành phần sợi, hạt lên tần số dao độn | ıg |
| riêng của panel composite ba pha10 |)1 |
| Bảng 4.18: Ảnh hưởng khoảng cách hai cánh trước, sau đến biến dạng của panel10 |)4 |
| Bång 4.19: Phương án tăng chiều dày và ứng xử của panel10 |)5 |

DANH MỤC CÁC HÌNH VĨ

| Hình 1.1. Mô hình composite polyme ba pha8 |
|---|
| Hình 1.2. Sợi thủy tinh dạng Chopped Strand Mat12 |
| Hình 1.3. Vải thủy tinh dạng Woven Roving12 |
| Hình 1.4. Phân bố lực trên cánh26 |
| Hình 2.1. Mô hình composite polyme ba pha có sợi và hạt gia cường |
| Hình 2.2. Đồ thị quan hệ giữa E_{11} , E_{22} với ψ_a |
| Hình 2.3. Đồ thị quan hệ giữa G_{12} , G_{23} với ψ_a |
| Hình 2.4. Đồ thị quan hệ giữa v ₂₁ , v ₂₃ với ψ_a |
| Hình 2.5. Chuẩn bị mẫu kéo trước khi thử |
| Hình 2.6. Thiết bị thử vạn năng HOUNSFEILD H50K-S |
| Hình 3.1a. Mất ổn định theo kiểu rẽ nhánh (mất ổn định loại 1); |
| Hình 3.1b. Mất ổn định theo kiểu cực trị (mất ổn định loại 2) của các kết cấu vỏ36 |
| Hình 3.2. Tấm composite lớp |
| Hình 3.3. Thông số ổn định cắt đối với tấm trực hướng CCCC47 |
| Hình 3.4. Ảnh hưởng của tỉ lệ sợi lên lực tới hạn của tấm chịu nén đồng thời hai phương 50 |
| Hình 3.5. Ảnh hưởng của tỉ lệ hạt lên lực tới hạn của tấm chịu nén đồng thời hai phương 50 |
| Hình 3.6. Ảnh hưởng của hệ số R=a/b lên lực tới hạn của tấm chịu nén đồng thời hai phương52 |
| Hình 3.7. Ảnh hưởng của chiều dày e lên lực tới hạn của tấm chịu nén đồng thời hai |
| phương52 |
| Hình 3.8. Ảnh hưởng tỉ lệ sợi lên lực tới hạn của tấm chịu nén theo một phương54 |
| Hình 3.9. Ảnh hưởng tỉ lệ hạt lên lực tới hạn của tấm chịu nén theo một phương54 |
| Hình 3.10. Ảnh hưởng của hệ số R=a/b lên lực tới hạn của tấm chịu nén theo một phương 55 |
| Hình 3.11. Ảnh hưởng của chiều dày e lên lực tới hạn của tấm chịu nén theo một phương 55 |
| Hình 3.12. Ảnh hưởng của tỉ lệ sợi lên lực tới hạn của tấm chịu tải cắt |
| Hình 3.13. Ảnh hưởng của tỉ lệ hạt lên lực tới hạn của tấm chịu tải cắt |
| Hình 3.14. Ảnh hưởng của hệ số R=a/b lên lực tới hạn của tấm chịu tải cắt58 |
| Hình 3.15. Ảnh hưởng của chiều dày e lên lực tới hạn của tấm chịu tải cắt58 |
| Hình 4.1.a. Tàu cánh ngầm (Hydrofoil boat)62 |
| Hình 4.1.b. Bố trí cánh nâng gắn vào vỏ tàu cánh ngầm63 |
| Hình 4.2. Đường cong ổn định của lớp da66 |
| Hình 4.3. Mô men uốn cho phép của cánh và thanh giằng67 |

| Hình 4.4. Hình dạng tiết diện cánh NACA 16-01869 |
|---|
| Hình 4.5. Tiết diện ngang cánh dạng NACA 16-018 thỏa mãn (*)70 |
| Hình 4.6. Sự phụ thuộc giữa lực nâng và sức cản70 |
| Hình 4.7. Sự phụ thuộc giữa hệ số lực nâng và góc tấn71 |
| Hình 4.8. Hệ thống cánh nâng Hydrofoil72 |
| Hình 4.9. Vật liệu tựa đẳng hướng73 |
| Hình 4.10. Tiết diện ngang cánh composite tương đương với cánh nhôm |
| Hình 4.11. Mô phỏng mặt cắt ngang của một cánh ngầm74 |
| Hình 4.12. Đường cong hồi quy độ võng cho phép của cánh |
| Hình 4.13. Hình dạng và hệ tọa độ của panel composite ba pha trên nền đàn hồi81 |
| Hình 4.14. Tính uốn tấm trực hướng bằng Ansys với trường hợp các cạnh tựa tự do89 |
| Hình 4.15. Tính theo Buckling of Panel với tấm trực hướng có các cạnh tựa tự do89 |
| Hình 4.16. Tính uốn tấm trực hướng bằng Ansys với trường hợp 4 cạnh ngàm90 |
| Hình 4.17. Tính theo Buckling of Panel với tấm trực hướng 4 cạnh ngàm |
| Hình 4.18. Giải Ansys tấm lớp [90/0/45/-45/-45/45/0/90]5 với 4 cạnh tựa tự do91 |
| Hình 4.19. Tính theo Buckling of Panel tấm [90/0/45/-45/-45/45/0/90]5 4 cạnh tựa tự do92 |
| Hình 4.20. Giải Ansys tấm lớp [90/0/45/-45/-45/45/0/90]5 với trường hợp 4 cạnh ngàm 92 |
| Hình 4.21. Tính theo Buckling of Panel tấm [90/0/45/-45/-45/45/0/90]5 4 cạnh ngàm93 |
| Hình 4.22. Tàu cánh ngầm với cánh ngập hoàn toàn trong nước có tâm hình học ở |
| (±0.5L _f ,0,-h) được biểu thị cùng với vỏ tàu và thanh giằng94 |
| Hình 4.23. Đáp ứng động của panel composite ba pha với trình tự xếp lớp khác nhau95 |
| Hình 4.24. Ảnh hưởng của <i>b</i> lên đáp ứng động phi tuyến panel composite ba pha96 |
| Hình 4.25. Ảnh hưởng của <i>h</i> lên đáp ứng động phi tuyến panel composite ba pha97 |
| Hình 4.26. Đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha với vận tốc khác nhau97 |
| Hình 4.27. Ảnh hưởng của thông số không hoàn hảo μ lên đáp ứng động phi tuyến của |
| panel composite ba pha98 |
| Hình 4.28. Ảnh hưởng tỉ lệ sợi, hạt ψ_a, ψ_c lên đáp ứng động panel composite ba pha 99 |
| Hình 4.29. Ảnh hưởng của tỉ lệ hạt ψ_c lên đáp ứng động panel composite ba pha100 |
| Hình 4.30. Ảnh hưởng tỉ lệ sợi ψ_a lên đáp ứng động của panel composite ba pha101 |
| Hình 4.31. Ảnh hưởng khoảng cánh hai cánh lên đáp ứng động panel104 |
| Hình 4.32. Phương án tăng chiều dày và ứng xử của panel105 |
| Hình 4.33. Hệ thống cánh thực của tàu UNINSHIP 2014107 |

MỞ ĐẦU

1. Lý do thực hiện đề tài

Composite là loại vật liệu được cấu thành từ hai hoặc nhiều vật liệu thông thường nhằm mục đích phát huy các tính chất tốt của các loại thành phần và tạo cho composite có nhiều tính chất ưu việt hơn hẳn các vật liệu thông thường. Vì vậy, vật liệu composite được sử dụng rộng rãi trong mọi lĩnh vực: Điện năng, hàng không, xây dựng, đóng tàu, dân dụng, y tế.....



Vật liệu composite được ứng dụng trong mọi lĩnh vực

Hiện nay, vật liệu composite ở nước ta được ứng dụng rất mạnh trong lĩnh vực đóng tàu để chế tạo thân tàu, kết cấu và nội thất. Các kết cấu phần lớn là tấm và vỏ được cấu thành từ nhiều lớp composite. Một số hình ảnh minh họa sau:



Tàu hai thân Long Phú 17



Tàu tuần tra Cồn Cỏ 01 bằng composite



Tàu đẩy vỏ composite phục vụ vận tải Sông



Tàu đánh cá bằng vật liệu composite

Vật liệu composite được ứng dụng trong đóng tàu

Vật liệu composite ngày càng thông dụng do có các ưu điểm sau:

 Có khả năng kết hợp linh hoạt với một số vật liệu khác nhằm tăng độ bền và giảm giá thành.

- Nhẹ, bền với môi trường ăn mòn, có tính trơ với môi trường, không bị nước biển và hàu hà ăn mòn.

- Dễ thi công, dễ sửa chữa, dễ tạo dáng, có độ bóng bề mặt và tính thẩm mỹ cao, thiết bị thi công đơn giản.

- Tuổi thọ cao: trên 20 năm.

Bên cạnh những ưu điểm trên, vật liệu composite vẫn còn tồn tại những nhược điểm như: thẩm thấu, dễ cháy, dễ mài mòn, độ cứng và độ bền va đập thấp.

Trong đóng tàu bằng vật liệu composite ở Việt Nam, để cải thiện những nhược điểm trên, bên cạnh cốt sợi thường bổ sung vào nền polyme các hạt gia cường. Như vậy trên thực tế xuất hiện composite ba pha: nền polyme, sợi gia cường và các hạt.

Trong thực tế đóng tàu vật liệu composite, theo yêu cầu kỹ thuật để chống lại tia tử ngoại, chống thấm và tăng độ cứng bề mặt chống hiện tượng xâm thực vỏ tàu, các cơ sở đóng tàu trong nước đã bổ sung vào nền polyme các hạt TiO₂. Ngoài ra, để làm vật liệu khó cháy hơn họ cũng đã bổ sung vào nền polyme chất phụ gia chống cháy FiregardB cho các sản phẩm như: Xuồng cấp cứu, thiết bị xử lý nước thải hoặc khu vực buồng máy của tàu cao tốc nhằm đáp ứng các yêu cầu về an toàn chống cháy của Quy phạm. Tuy nhiên mới dừng lại ở dạng thử nghiệm chưa có một công trình nghiên cứu nào về chúng. Vấn đề đặt ra, khi bổ sung vào nền polyme các hạt gia cường thì cơ tính của tấm và kết cấu vỏ sẽ thay đổi (ảnh hưởng đến độ bền kéo và uốn [18]). Nghĩa là, cần phải kiểm soát được ảnh hưởng của tỉ lệ các pha thành phần đến độ bền của kết cấu mà vẫn đáp ứng được các tiêu chí mong muốn như: chống thấm hoặc chống cháy....

Mặt khác, trong lĩnh vực tàu thuyền phục vụ du lịch và vận tải, một trong những vấn đề đáng quan tâm ở Việt Nam hiện nay là mục tiêu nâng cao tốc độ tàu nhưng không thay đổi nhiều về công suất máy, đồng thời với các tàu hoạt động khu vực đường sông hoặc sông pha biển, điều kiện giảm độ tạo sóng của dòng theo để đảm bảo cho các phương tiện thủy khác hoạt động an toàn là vấn đề đang được quan tâm. Giải pháp hiệu quả nhất để đạt được các mục tiêu trên là trang bị hệ thống cánh ngầm.

Hiện nay, các cơ sở đóng tàu trong nước đang có nhu cầu nghiên cứu chế tạo tàu cánh ngầm phục vụ chương trình du lịch cao tốc và tuần tra kiểm soát trên biển đảo. Tuy nhiên cánh của các tàu nước ngoài chủ yếu chế tạo bằng kim loại (hợp kim nhôm hoặc Inox) có độ bền cao mà Việt Nam chưa có công nghệ.



Tàu cánh ngầm được chế tạo bằng hợp kim nhôm [143]

Cánh nâng là bộ phận có kết cấu từ các tấm chịu tải trọng lớn và phức tạp. Việc mất ổn định của chúng sẽ dẫn đến suy giảm lực nâng, và do đó làm mờ đi vai trò chủ yếu của cánh (mất ổn định của toàn bộ con tàu). Do đó, việc nghiên cứu ổn định của tấm có vai trò quan trọng. NCS chọn tấm có sợi thủy tinh độ bền cao và các hạt góp phần chống thấm, chống hiện tượng thủy phân và chống mòn do xâm thực làm đối tượng nghiên cứu.

Vì vậy, nghiên cứu ổn định của tấm và panel (tấm có độ cong R/b>5, R là bán kính cong của tấm) composite ba pha có ý nghĩa thực tiễn, nhằm giải quyết vấn đề ổn định kết cấu tàu nói chung và cánh nâng của tàu cánh ngầm nói riêng, và ứng dụng tổ hợp vật liệu này *trong chế tạo kết cấu tàu thủy* mà các cơ sở đóng tàu trong nước đang quan tâm.

2. Mục tiêu nghiên cứu

Vấn đề nghiên cứu ổn định của tấm composite ba pha phục vụ đóng tàu hiện nay ở trong nước chưa có công trình nào đề cập tới.

Xuất phát từ tình hình thực tế chế tạo tàu thủy cũng như các kết cấu khác từ vật liệu composite, việc sử dụng các hạt phụ gia hoặc hạt gia cường nhằm cải thiện những nhược điểm của composite là vấn đề đang được quan tâm nghiên cứu và giải quyết. Khi có thêm các hạt phụ gia hoặc hạt gia cường vào thành phần của composite thì mỗi lớp vật liệu composite có ba pha: nền, hạt và sợi gia cường. Mục tiêu của luận án gồm:

 Nghiên cứu xác định các mô đun đàn hồi cho composite ba pha, phụ thuộc vào các tham số và tỷ lệ vật liệu thành phần.

- Xây dựng cơ sở lý thuyết xác định ổn định tĩnh tấm composite ba pha chịu tải cơ học. Trên cơ sở đó nghiên cứu đánh giá ảnh hưởng của các yếu tố như: thành phần vật liệu, kích thước hình học và tải trọng lên ổn định tấm composite ba pha dùng trong chế tạo kết cấu tàu.

- Xây dựng cơ sở lý thuyết xác định ổn định động của panel composite ba pha chịu tải thủy động. Trên cơ sở đó nghiên cứu đánh giá ảnh hưởng của các yếu tố như: thành phần vật liệu, kích thước hình học và tải trọng lên ổn định của panel composite ba pha dùng trong chế tạo kết cấu tàu.

- Trong khuôn khổ các thiết bị hiện có trong nước và Viện Nghiên Cứu Chế Tạo Tàu Thủy, chế tạo một số mẫu vật liệu và tấm composite ba pha. Xác định các mô đun đàn hồi cho composite polyme ba pha bằng thực nghiệm và thử nghiệm xác định độ bền, khả năng khác của vật liệu này.

3. Đối tượng và phạm vi nghiên cứu

3.1. Đối tượng nghiên cứu

- Tấm và panel bằng vật liệu composite ba pha theo thứ tự là tấm vỏ của kết cấu tàu và lớp vỏ của cánh nâng tàu cánh ngầm.

Vật liệu composite ba pha nền polyme trên cơ sở sợi thủy tinh với hạt titan oxit
(TiO₂). Những vật liệu này đang có mặt tại thị trường Việt Nam hiện nay.

3.2. Phạm vi nghiên cứu

- Tấm và panel composite polyme ba pha.

- Tiêu chuẩn ổn định tĩnh và động.

 Xây dựng các phương trình cơ bản nghiên cứu ổn định tĩnh của tấm trực hướng ba pha trong ba trường hợp: Chịu nén đồng thời theo hai phương; Chịu nén theo một phương; Chịu tải cắt (gọi tắt là tải cơ học) được dùng trong đóng tàu.

- Xây dựng các phương trình cơ bản nghiên cứu ổn định động của panel composite ba pha.

- Khảo sát tính toán số cho một số trường hợp vật liệu cụ thể.

4. Nội dung nghiên cứu

1/ Tổng quan về tình hình nghiên cứu ổn định tĩnh và động của tấm composite trong và ngoài nước.

2/ Xác định các mô đun đàn hồi cho composite ba pha phụ thuộc vào các tham số và tỷ lệ vật liệu thành phần.

3/ Xây dựng các phương trình cơ bản nghiên cứu ổn định tĩnh của tấm composite ba pha chịu tải cơ học. Trên cơ sở đó nghiên cứu đánh giá ảnh hưởng của các yếu tố như: thành phần vật liệu, kích thước hình học và tải trọng lên ổn định của tấm composite polyme ba pha.

4/Xây dựng các phương trình cơ bản nghiên cứu ổn định động của panel composite ba pha chịu tải thủy động. Trên cơ sở đó nghiên cứu đánh giá ảnh hưởng của các yếu tố như: thành phần vật liệu, kích thước hình học và tải trọng lên ổn định của panel composite ba pha.

5. Phương pháp nghiên cứu

5.1. Phương pháp lý thuyết

Luận án sẽ sử dụng các phương pháp đang được dùng rộng rãi trong cơ học vật rắn và cơ học vật liệu composite như: lý thuyết tấm mỏng, phương pháp Bubnov-Galerkin và Runge-Kutta để thiết lập và giải các phương trình cơ bản với nghiệm giải tích. Đồng thời kết hợp tính toán trên phần mềm Excel, Matlab. Các kết quả tính toán theo cách tiếp cận trong luận án, được so sánh với kết quả thu được của tác giả khác bằng phương pháp khác, hoặc với phần mềm Ansys được sử dụng phổ biến hiện nay, trong những trường hợp có thể để kiểm tra độ tin cậy của phương pháp.

5.2. Phương pháp thực nghiệm

Chế tạo mẫu, làm thực nghiệm xác định các hệ số vật liệu composite ba pha và xác định độ bền của tấm (có khả năng chống cháy) composite polyme ba pha tại phòng thí nghiệm Viện NCCT Tàu Thủy theo các quy định hiện hành của Đăng kiểm.

6. Ý nghĩa khoa học và thực tiễn của đề tài

Vật liệu composite ba pha là loại vật liệu phát huy được đặc tính cơ lý của các thành phần chính (nền và cốt), đồng thời khai thác được vai trò của pha thứ ba thường là các hạt gia cường trong việc chống cháy, chống thấm, giảm các biến dạng không đàn hồi,...và được sử dụng chủ yếu trong các kết cấu xây dựng, giao thông, đóng tàu và cả các kết cấu trong công nghiệp,...phục vụ dân sinh và an ninh quốc phòng. Đặc biệt polyme sợi thủy tinh và hạt titan oxit, được xem là sợi và hạt gia cường tốt và phổ biến ở Việt Nam hiện nay.

Với những kết quả nhận được theo giải tích, các công thức được biểu diễn tường minh qua các tham số tính chất vật liệu và hình học của tấm, từ đó chúng ta có thể thay đổi các tham số này để lựa chọn tấm hợp lý, đáp ứng yêu cầu kỹ thuật.

Luận án sẽ cung cấp những cơ sở khoa học về ứng xử của vật liệu composite ba pha và các phương trình cơ bản nghiên cứu ổn định tấm ba pha là bài toán có ý nghĩa thực tiễn thường gặp trong công nghiệp đóng tàu, phù hợp với chuyên ngành và đáp ứng phục vụ nhu cầu thực tiễn của cơ sở là Viện Nghiên Cứu Chế Tạo Tàu Thủy, nơi NCS đang làm việc.

Kết quả nghiên cứu của luận án cũng có thể làm tài liệu góp phần phục vụ nghiên cứu, giảng dạy cho sinh viên, học viên cao học ngành Kỹ thuật tàu thuỷ, ngành Cơ học kỹ thuật, Toán cơ và các lĩnh vực liên quan đến Cơ học ở một số trường đại học kỹ thuật và các Viện nghiên cứu có liên quan đến cơ học vật liệu composite.

7. Cấu trúc của luận án

Luận án có cấu trúc: Mở đầu, bốn chương, kết luận và kiến nghị, danh mục các bài báo của tác giả đã công bố liên quan đến luận án, danh mục tài liệu tham khảo và các phụ lục.

Mở đầu

Chương 1: Tổng quan về lĩnh vực nghiên cứu.

Chương 2: Xác định mô đun đàn hồi cho composite ba pha.

Chương 3: Ôn định tĩnh của tấm composite ba pha dưới tác động của tải cơ học.

Chương 4: Ôn định động của panel composite ba pha dưới tác dụng của tải thủy động.

Kết luận và kiến nghị

Danh mục các công trình nghiên cứu đã công bố của tác giả có liên quan đến luận án.

Tài liệu tham khảo

Phụ lục

8. Hạn chế của luận án

Các nghiệm được tìm theo phương pháp bán giải tích, phương pháp này có ưu điểm là các kết quả như lực tới hạn, các đáp ứng phi tuyến tĩnh và động được biểu diễn hiển qua các tham số đầu vào như tính chất vật liệu, kích thước kết cấu, lực ngoài tác động,.... và do vậy có thể thay đổi các tham số này để lựa chọn phương án thiết kế hợp lý và chủ động điều khiển ứng xử của kết cấu. Tuy nhiên, có nhược điểm với hình dạng phức tạp, thường khó tìm dạng nghiệm do vậy phải sử dụng phương pháp phần tử hữu hạn.

CHƯƠNG 1: TỔNG QUAN VỀ LĨNH VỰC NGHIÊN CỨU

1.1. Vật liệu composite ba pha

Hiện nay vật liệu composite được ứng dụng rộng rãi trong lĩnh vực đóng tàu để chế tạo thân tàu, kết cấu và nội thất. Các kết cấu phần lớn là tấm và vỏ được cấu thành từ nhiều lớp composite. Composite là loại vật liệu được cấu thành từ hai hoặc nhiều loại vật liệu thành phần khác nhau nhằm đạt được các tính năng ưu việt như: chống thấm, chống cháy, chịu được nhiệt độ cao, độ cứng cao... hơn hẳn các vật liệu thông thường [13, 15].

Vật liệu composite gồm một thành phần liên tục gọi là vật liệu nền (hay pha nền) và các thành phần cốt (các pha gia cường). Vật liệu nền có tác dụng phối hợp làm việc hài hoà của toàn khối composite, phân bố lại nội lực, chống chịu các tác động lý-hoá của môi trường, trong khi tác dụng nổi bật của các pha gia cường là làm cho composite trở nên cứng hơn, làm tốt hơn khả năng khác như khả năng chống lại biến dạng không đàn hồi, giảm sự phát triển của vết nứt và các khuyết tật trong vật liệu,...

Thành phần gia cường gồm sợi hoặc các hạt. Các sợi làm tăng khả năng chịu lực của kết cấu, còn các hạt thường làm giảm sự rạn nứt, giảm sự xuất hiện các biến dạng dẻo và tăng khả năng chống thấm, chống cháy cho composite. Chính vì vậy, sự kết hợp sợi và hạt trong composite làm cho composite hoàn hảo hơn, đáp ứng tốt hơn các yêu cầu của kỹ thuật hiện đại.



Hình 1.1. Mô hình composite polyme ba pha

Trong đóng tàu bằng vật liệu composite ở Việt Nam, để cải thiện những nhược điểm đã nêu, bên cạnh cốt sợi thường bổ sung vào nền polyme các hạt gia cường. Như

vậy tổ hợp vật liệu composite thực tế sẽ là ba pha: nền polyme (nhựa), sợi gia cường và các hạt (hình 1.1).

1.1.1. Nhựa [15]

Có hai loại nhựa polyme: nhựa nhiệt dẻo và nhựa nhiệt cứng.

- Tính chất của nhựa nhiệt dẻo: có thể tạo hình được nhiều lần nhờ sấy nóng và làm nguội liên tục. Có thể sử dụng lại nhựa nhiệt dẻo.

- Tính chất của nhựa nhiệt cứng: cho phép tạo hình một lần. Thực vậy, sau quá trình polyme hóa, nhờ nhiệt độ và chất xúc tác, nhựa cho ta một kết cấu hình học nhất định, khó phá vỡ. Nhựa nhiệt cứng có cơ tính cao, đặc biệt là độ bền nhiệt cao hơn hẳn nhựa nhiệt dẻo.

Vì những lý do trên nhựa nhiệt cứng ngày càng được ứng dụng nhiều trong ngành vật liệu composite nói chung và trong lĩnh vực đóng tàu nói riêng.

Các loại nhựa nhiệt cứng chính hay được sử dụng trong công nghiệp đóng tàu gồm:

- Nhựa polyester không no: nhựa polyester, nhựa vinyleste.... Theo thực tế sử dụng nhựa polyester không no chiếm khoảng 40-60% trọng lượng của vật liệu composite.

- Nhựa epoxy.

Nhựa polyester có hai loại thường dùng trong ngành vật liệu composite: Nhựa orthophthalic được ứng dụng làm các sản phẩm đa dụng chủ yếu đặt trong bóng râm ít chịu ảnh hưởng của nhiệt và nhựa isophthalic lại có khả năng chịu môi trường ngoài trời, chịu hóa chất tốt nên được ứng dụng nhiều cho ngành công nghiệp biển, sản xuất các bồn nước, két dầu...

Hiện nay trên thị trường đã có chừng 40 đến 50 chủng loại mang tên gọi polyester dùng làm vật liệu composite. Những mã hiệu nhựa quen thuộc trên thị trường Việt Nam có nguồn từ Bắc Âu (Đan Mạch, Na Uy), Úc, Hàn Quốc, Nhật Bản và Trung Quốc. Trong công nghiệp đóng tàu, nhựa polyester phải được các tổ chức Đăng kiểm quốc tế thử nghiệm, cấp chứng chỉ công nhận chất lượng mới được thi công đóng mới.

Trong thực tế sản xuất, các cơ sở đóng tàu composite ở Việt Nam thường dùng các loại nhựa có mã hiệu như sau: 9509, 8201, C114, 8120, UC123LC, 901...ứng dụng cho từng mục đích sử dụng khác nhau.

Thông thường nhựa polyester sử dụng tại Việt Nam có màu nhạt, có thể pha loãng nhờ styren để giảm độ nhớt và dễ dàng hơn trong quá trình thi công, lượng styren này có thể lên đến 50%.

Polyester có tuổi thọ ngắn do sau một thời gian có hiện tượng tự đóng rắn. Thông thường, để ngăn ngừa hiện tượng này nhà sản xuất đã thêm vào một ít chất ức chế trong quá trình tổng hợp polyester.

Nhựa được cung cấp từ nhà sản xuất có thể là dạng tự nhiên hay đã pha chế. Trong quá trình sản xuất cần lưu ý đến vấn đề này, tránh tình trạng nhựa polyester khó xảy ra đóng rắn hoặc đóng rắn quá nhanh khi gặp chất xúc tác.

Tùy thuộc nhu cầu sử dụng, có thể kiểm soát tốc độ trùng hợp mong muốn bằng việc điều chỉnh lượng chất xúc tác và xúc tiến. Quá trình đóng rắn xảy ra được gọi là quá trình polyme hóa, khi đó polyester rất cứng chịu được tải trọng và hóa chất. Trước khi dùng, cần hòa trộn đều hỗn hợp nhựa và các phụ gia khác trước khi cho chất đông rắn vào, và loại bỏ bọt khí trong nhựa tránh ảnh hưởng đến quá trình gia công sản phẩm composite, ảnh hưởng đến tính chất cơ lý của sản phẩm. Với tỉ lệ chất xúc tác và xúc tiến hợp lý sẽ cho vật liệu những tính chất tốt nhất.

Để nhựa polyester không no đóng rắn thường sử dụng các chất xúc tiến hay còn gọi là chất gia tốc như Peroxid, MEKP (Methyl Ethyl Ketone Peroxide), BPO (Benzoyl Peroxide)...Tuy nó chiếm tỷ lệ trọng lượng rất nhỏ (khoảng 1%) nhưng không thể thiếu.

Trong đó, MEKP được dùng phổ biến với nhựa polyester không no. Đây là chất hóa cứng sử dụng nhiều nhất trong công nghệ composite. Nó được chế tạo bằng cách cho Methyl Ethyl Keton phản ứng với Hydro Peroxid, cô đặc loại nước cho ra MEKP. Trên thị trường MEKP ở dạng dung dịch lỏng chứa 9% oxy hoạt tính với tên thương mại là Trigonox V388.

Khi nhựa polyester kết hợp với chất gia tốc ở nhiệt độ bình thường sẽ đông rắn lại. Trong quá trình thi công vỏ tàu, thời gian đông rắn phù hợp đảm bảo yêu cầu kỹ thuật cũng như công nghệ thi công là khoảng một giờ. Sản phẩm cấu thành từ vật liệu composite polyme được đông cứng và định hình theo khuôn mẫu đã định.

Nhựa Polyester có nhiều ưu điểm nổi bật như:

- Cứng, cơ tính sau khi đóng rắn tương đối cao.
- Khả năng bám dính cao.
- Ôn định kích thước.
- Khả năng thấm vào sợi cao.
- Chống môi trường hóa học, tác động của tia cực tím, chịu được nước biển.
- Giá thành rẻ.

- Hấp thụ lượng nước nhỏ.

 Thân thiện với môi trường, không gây tác hại cho người và hàng hóa khi tiếp xúc với nó.

| Khối lượng riêng | 1200 kg/m ³ |
|-----------------------|------------------------|
| Mô đun đàn hồi kéo | 2.8 ÷ 3.5 GPa |
| Mô đun đàn hồi uốn | 3.0 ÷ 4.0 GPa |
| Ứng suất phá hủy kéo | 50 ÷ 80 MPa |
| Ứng suất phá hủy uốn | 90 ÷ 130 MPa |
| Biến dạng phá hủy kéo | 2÷5 % |
| Biến dạng phá hủy uốn | 7÷9% |
| Độ bền nén | 90 ÷ 200 MPa |
| Độ bền cắt | 10÷20 MPa |

Bảng 1.1: Các thông số kỹ thuật của nhựa Polyester [15]

1.1.2. Cốt sợi thủy tinh [15]

Sợi thủy tinh (đường kính khoảng vài chục micron) được chế tạo từ thủy tinh ở nhiệt độ nóng chảy với thành phần chứa silic, alumin, manhê...

Có nhiều loại sợi khác nhau được phân loại theo cấu tạo:

- Sợi thủy tinh E được ứng dụng chung cho tất cả các lĩnh vực, tính dẫn điện tốt, khả năng kháng nước cao.

- Sợi thủy tinh D có khả năng cách điện cao nên được dùng trong chế tạo linh kiện điện tử viễn thông.

 Sợi thủy tinh C có độ bền cao dùng làm chế tạo các lớp phủ chi tiết máy, các kết cấu chống ăn mòn hóa học.

- Sợi thủy tinh R và S dùng để chế tạo các kết cấu có độ bền cơ học cao [15].

Trong lĩnh vực đóng tàu, sợi thủy tinh được dùng phổ biến là sợi thủy tinh E. Loại sợi này có đường kính tính bằng đơn vị micron. Ví dụ: mỗi sợi thuỷ tinh dùng làm tấm CSM có đường kính khoảng 8 ÷15µm.

Sợi thủy tinh liên kết với nhau thành các sản phẩm:

- Bó sợi (Strand) gồm nhiều sợi đơn kết hợp.

- Sợi thủy tinh có chiều dài ngắn (Chopped Strand)

- Vải thủy tinh Chopped Strand Mat – CSM (hình 1.2) được dệt từ các nhóm sợi thủy tinh có chiều dài khoảng 50 mm, được sắp xếp tùy ý. Loại vải này được nhà chế tạo dệt theo tiêu chuẩn về độ dày và phân loại theo trọng lượng riêng. Các loại CSM đang dùng trên thị trường là: 250 g/m², 300 g/m², 450 g/m², 600 g/m². Vải được bó thành từng gói có khối lượng 30÷50 kg, chiều rộng khoảng 1m.



Hình 1.2. Sợi thủy tinh dạng Chopped Strand Mat [27].

- Vải thủy tinh (Woven Roving Glass) được dệt thành tấm bằng cách đan bó sợi thành lưới, tấm vải có phương sợi theo hai chiều vuông góc thường được dùng trong đóng tàu. Đặc tính cơ học thuỷ tinh nhóm E: tỉ trọng 2600 kg/m³; giới hạn bền kéo 3400 MPa; mô đun đàn hồi kéo: 73 GPa [15].

- Sợi thủy tinh có thể được kết hợp lại thành dây thủy tinh, mỗi dây có khoảng 60 đến 120 sợi. Trong công nghệ gia công sản phẩm bằng phương pháp súng phun, các cuộn dây thủy tinh liên tục được sử dụng.

Các tấm vải có tên gọi Woven Roving Glass (hình 1.3) được dệt từ các sợi thủy tinh. Trên thị trường thường cung cấp các loại vải sau: loại có khối lượng riêng 600g/m², 800g/m² và 1000g/m².



Hình 1.3. Vải thủy tinh dạng Woven Roving [27].

Ngoài sợi thủy tinh, ngày nay sợi Kevlar và sợi carbon có độ bền cao (nhẹ hơn sợi thủy tinh) cũng được ứng dụng nhiều trong lĩnh vực đóng tàu do giá thành vật liệu giảm nhờ cải tiến công nghệ chế tạo vật liệu sợi. Sợi thủy tinh E thường được dùng làm vật liệu composite ở nước ta, sợi có nguồn gốc từ Đài Loan, Hàn Quốc, Nhật và Trung Quốc.

Trong kết cấu vỏ tàu luôn có mặt CMS và WR. Tấm CMS là tấm vô hướng, tấm WR là tấm vải được đan hoặc dệt theo hướng $0^{0}/90^{0}$ hoặc ± 45⁰ được phân bố đều nhau. Tùy thuộc công nghệ chế tạo và thiết kế sản phẩm mà quyết định số lớp, thứ tự xếp lớp, chiều dày lớp. Thành phần sợi này chiếm khoảng 40 ÷ 60% trọng lượng của vật liệu composite.

1.1.3. Hạt (hay bột) [15]

Có thể thêm vào nhựa một số chất phụ khi chế tạo vật liệu composite nhằm cải thiện cơ tính vật liệu theo mong muốn và góp phần làm giảm giá thành sản phẩm, khắc phục một số khó khăn khi gia công.

1.1.3.1. Hạt dùng làm cốt [15]

Có thể dùng hạt làm cốt để cải thiện cơ tính của nhựa. Theo đặc trưng hình học, hạt được phân loại thành: hạt cầu và hạt không phải cầu.

+ Hạt cầu: Ưu điểm: dạng cầu tránh tập trung ứng suất, vì thế nó góp phần làm giảm độ nhạy của nhựa với các vết nứt. Hạt cầu có thể đặc, có thể rỗng, đường kính có thể là khoảng vài chục nm hoặc khoảng 10 đến 150 μm tùy theo loại hạt được sử dụng. Trong thực tế thường hay sử dụng một số hạt như: TiO₂, graphit, SiO₂, Talc, thủy tinh, carbon, phenol...

Hạt thủy tinh: Ưu điểm chính là giảm giá thành sản phẩm, có thể làm tăng mô đun riêng của nhựa và làm tăng khả năng chịu nén của vật liệu composite.

Hạt TiO₂: Ưu điểm cải thiện khả năng chống thấm và tăng khả năng chịu mài mòn của vật liệu composite [16].

+ Hạt không phải cầu: Trong số các hạt tăng cường không có dạng cầu, mica là loại hay được dùng nhất. Mica được sử dụng dưới dạng "vảy" với kích thước ngang từ 100÷500µm, bề dày từ 1÷20µm. Thông thường, trộn mica vào nhựa nhiệt dẻo hoặc nhiệt cứng để chế tạo các thiết bị điện, điện tử.

1.1.3.2. Hạt không dùng làm cốt [15]

Các hạt không dùng làm cốt được dùng với mục đích làm giảm giá thành của nhựa hoặc cải thiện một số tính chất của nhựa.

1) Hạt giá thành thấp: Các loại hạt này được "chiết" từ đá, khoáng chất ... do đó giá thành hạ. Thường dùng các loại hạt sau: CaCO₃, kaolin, talo, feldspath, Silic... Nhìn chung, việc trộn thêm các loại hạt dẫn đến:

 Làm tăng khối lượng riêng vật liệu nền, mô đun đàn hồi, độ cứng, độ ổn định kích thước.

- Làm giảm: giá thành, độ bền kéo và độ bền uốn.

2) Hạt dẫn điện, dẫn nhiệt: Nhựa hữu cơ là vật cách điện và cách nhiệt. Nhà chế tạo thêm vào nhựa một số thành phần dẫn điện, dẫn nhiệt để phục vụ cho các nhu cầu riêng. Các loại hạt chính hay sử dụng như: sắt, đồng, nhôm, bạc, sợi kim loại...

1.2. Những kết quả nghiên cứu liên quan đến luận án

Các kết quả nghiên cứu của các nhà khoa học trong nước và nước ngoài tập trung vào những vấn đề: Nghiên cứu về ổn định, dao động của tấm và vỏ composite lớp tuyến tính và phi tuyến hình học, tấm và vỏ composite lớp chịu tải cơ học có xét đến ảnh hưởng của nhiệt độ và độ ẩm; tấm và vỏ composite lớp có gia cường; tấm và vỏ composite lớp có xét đến biến dạng trượt ngang hoặc theo mô hình biến dạng bậc cao, tấm composite áp điện, tấm composite có cơ tính biến thiên bằng phương pháp giải tích và phương pháp phần tử hữu hạn.

Về ổn định động của tấm và vỏ composite lớp phần lớn sử dụng phương pháp giải tích để xây dựng các phương trình, áp dụng phương pháp Bubnov-Galerkin cho một số trường hợp tấm và vỏ với các điều kiện biên và tải trọng đơn giản, tiến hành khảo sát ảnh hưởng của các yếu tố đến lực tới hạn và đáp ứng động của kết cấu. Ở Việt Nam các kết quả nghiên cứu về ổn định động của tấm và vỏ composite còn chưa nhiều.

Từ lịch sử phát triển tàu cánh ngầm, cho thấy việc chế tạo và đưa vào sử dụng tàu cánh ngầm đều trải qua quá trình thực nghiệm trên nhiều mô hình khác nhau. Vấn đề thiết kế, chế tạo và tính toán ổn định cho hệ thống cánh của tàu cánh ngầm vẫn chưa được phổ biến, các công ty luôn giữ bí mật thiết kế và công nghệ.

1.2.1. Tình hình nghiên cứu trên thế giới

* Composite ba pha

Nghiên cứu sớm nhất về kết cấu composite ba pha của Newton và Fowler [87] vào năm 1972, là thí nghiệm về nén ống composite ba pha (gồm: nhựa, sợi và lá kim loại). Dựa trên kết quả thí nghiệm, tác giả đề xuất một phương pháp tính lực tới hạn và thời điểm mất ổn định của kết cấu ống. 9 mẫu ống với sợi, số lớp và cách sắp xếp lớp khác nhau được chế tao cho thí nghiêm nén dọc trục. Các ống bị phá hủy do sự phân tách giữa các pha và phân tách doc truc trong các pha. Căn cứ trên kiểu hư hỏng quan sát được, tác giả đã dư đoán được tải tới han bằng tính toán lý thuyết. Kết quả thí nghiêm và lý thuyết phù hợp với 6/9 trường hợp. Năm 1973, [50] trình bày các thí nghiệm về tấm composite ba pha phân lớp (nhưa, sơi và lá kim loại) tưa bản lề hai canh đối diện và chiu nén trên hai canh này. 8 tấm chữ nhật được chế tao với các thành phần lá kim loại khác nhau (nhôm, thép, titan) và cách sắp xếp các pha, cũng như phương sơi khác nhau. Các ứng xử biến dang lớn, miền sau khi mất ổn đinh được đo đạc. Chương trình thử nghiêm này được thiết kế nhằm nghiên cứu biến dang lớn, những đặc trưng sau khi mất ổn định của tấm và theo cách này cung cấp những hiểu biết xa hơn về những đặc trưng hự hỏng của các thành phần kết cấu composite nhiều pha. Bên canh đó bài báo cũng trình bày một số khó khăn trong việc chế tao tấm composite phân lớp ba pha và các biện pháp kỹ thuật để khắc phục. Tuy nhiên, những nghiên cứu này chưa phản ánh được những dự báo về sự thay đổi cơ tính của vật liệu và khả năng chiu tải của kết cấu vào tỷ lệ gia cường của từng pha cũng như sự phân bố cấu trúc, và còn han chế do công nghệ chế tao....và khi đó hầu như chưa có công bố nào về tính chất cơ lý của vật liệu composite ba pha.

Khi nghiên cứu mô hình composite ba pha, đầu tiên phải xác định được mô đun đàn hồi của composite hai pha chỉ bao gồm nền và cốt. Các nghiên cứu về composite hai pha được trình bày và đề cập trong các công trình [39, 119]. Trong [39], Christensen sử dụng giả thiết tỷ lệ các hạt độn là nhỏ. Sau đó, vào năm 1995, Noriko Katsube trình bày một phương pháp giải tích khác để tính toán các hằng số đàn hồi cho vật liệu composite hạt độn hình cầu [102]. Tác giả sử dụng lý thuyết ứng suất trung bình và thể tích biến dạng trung bình, và kết quả thu được phù hợp với kết quả của Hashin (1983).

Các nghiên cứu cơ học về vật liệu composite ba pha bao gồm nền, sợi và hạt đã sớm được đề xuất nghiên cứu trong [120] vào năm 1996. Ý tưởng nghiên cứu về composite ba pha của các tác giả Vanin G.A và Nguyễn Đình Đức nảy sinh khi nghiên cứu vật liệu composite carbon-carbon có cấu trúc không gian: Thực tế cho thấy các mô đun đàn hồi trượt của vật liệu composite carbon-carbon 3D giữa thực nghiệm và tính toán lý thuyết khác nhau quá xa, và tác giả đặt vấn đề phải lý giải hiện tượng này. Soi trên kính hiển vi điện tử cho thấy có vô vàn lỗ rỗng bọt khí xuất hiện trong vật liệu (các lỗ rỗng này có thể chiếm tỷ lệ đến 15 \div 20%). Nguyên nhân xuất hiện các lỗ rỗng bọt khí là do quá trình graphit hóa, ủ vật liệu khi chế tạo composite carbon-carbon ở nhiệt độ cực cao (lên đến hàng vài nghìn độ). Để tính toán ảnh hưởng của các lỗ rỗng bọt khí, các tác giả đã đề xuất mô hình composite ba pha 3Dm gồm nền carbon, các sợi carbon và lỗ rỗng hình cầu, kết quả tính toán cho thấy các bọt khí rỗng làm giảm mô đun đàn hồi của vật liệu [120], nhưng nếu xem pha thứ 3 là hạt vật chất (không rỗng, có mô đun đàn hồi cao) thì tính năng vật liệu lại được cải thiện [120, 122]. Lưu ý trong [122] tác giả đã đề xuất công thức mới tính mô đun đàn hồi của composite hai pha và đã tính đến tương tác giữa nền và các hạt. Mô hình composite ba pha 3Dm được tác giả đề xuất giải quyết theo mô hình composite hai pha liên tiếp: Ban đầu gộp nền với các hạt để tính các mô đun đàn hồi, composite như vậy được gọi là composite nền giả định, ở bước tiếp theo: xác định các mô đun đàn hồi của composite giữa nền giả định và các sợi gia cường. Theo thuật toán này, tác giả đã nghiên cứu tính toán các mô đun đàn hồi và tính toán hiện tượng từ biến cũng như hệ số dãn nở nhiệt cho composite ba pha 3Dm [100-101, 123-124].

Năm 1997, Vanin G.A. và Nguyễn Đình Đức đã đưa ra công thức tính toán mô đun đàn hồi cho composite hai pha độn các hạt cầu, có tính đến tương tác giữa nền và các hạt [122], kết quả cho thấy mối quan hệ phi tuyến giữa mô đun đàn hồi và tỷ lệ các hạt độn trong composite. Gần đây năm 2004, một số kết quả tính toán mô đun đàn hồi cho composite hai pha với nền polystyren và các hạt titanium oxit được Thomas và các cộng sự nghiên cứu và kiểm tra bằng thực nghiệm trong [115].

Composite ba pha gồm nền và hai pha khác đều là các hạt độn (từ vật liệu khác nhau) được xem xét và nghiên cứu trong [40] (gồm nền, hạt cầu và spherical annulus) và [97] (gồm nền và hai pha hạt đều là các hạt cầu). Composite ba pha gồm nền và các pha hạt đều được xem là composite đồng nhất, đẳng hướng.

Composite ba pha gồm nền và hai pha đều là sợi cũng đã được nghiên cứu vào năm 2005 trong bài báo của Iwahori và các cộng sự [61]. Bài báo này trình bày hàng loạt thí nghiệm tĩnh để xác định độ bền cho vật liệu composite hai pha (nền nhựa epoxy EPIKOTE 827 và sợi carbon nano CARBERE-Nhật) và 3 pha (nền nhựa epoxy EPIKOTE 827, sợi vải TORAYCA C6343 và sợi carbon nano CARBERE-Nhật) nhằm đánh giá tác dụng của việc bổ sung sợi carbon nano vào vật liệu composite. Kiểm tra với độ dài khác nhau là 1000nm và 5000nm, và hai tỉ lệ khối lượng khác nhau của sợi carbon nano là 5% và 10%. Điều kiện lưu hóa với chất EPIKURE W^R là 100⁰C trong

2h, kèm theo lưu hóa ở nhiệt độ 175°C trong 4h. Thí nghiệm sức bền của vật liệu ở trạng thái tĩnh cho kết luận rằng: việc bổ sung sợi carbon nano cải thiện đặc trưng cơ học của composite hai pha và trong khi đó, với vật liệu 3 pha, không làm thay đổi đáng kể độ bền và mô đun đàn hồi của vật liệu: Tăng sức bền nén, mô đun đàn hồi giảm trong thí nghiệm kéo và uốn, tăng nhẹ trong thí nghiệm nén. Như vậy, khi bổ sung sợi carbon nano vào nền epoxy và composite hai pha (nền epoxy và sợi vải) thì cải thiện đặc tính cơ học của vật liệu composite hai pha và ba pha.

Năm 2005, các tác giả Afonso và Ranalli đề nghị một phương pháp đơn giản để tính toán các hệ số đàn hồi cho vật liệu composite ba pha (nền, sợi ngắn hoặc dài, hạt) sử dụng hiệu ứng shear lag và phần tử đại diện [19]. Mô hình tính toán cho vật liệu hai pha sử dụng phương pháp sợi giả tưởng. Phần tính toán các hệ số đàn hồi cho vật liệu ba pha được thực hiện bằng phương pháp phần tử đại diện: vật liệu ba pha thực tế được thay thế bởi những phần tử đại diện đơn lẻ chỉ gồm hai pha là nền và một trong hai pha gia cường. Sau đó các hệ số đàn hồi được tính toán các hệ số cho vật liệu ba pha từ các hệ số đàn hồi đơn giản để tính toán các hệ số cho vật liệu ba pha từ các hệ số đàn hồi và tỉ lệ thể tích của các phần tử đại diện đó. Kết quả tính toán cho cả trường hợp hai pha lẫn ba pha đều phù hợp với kết quả thực nhiệm. Tuy nhiên, bài báo chỉ trình bày phần tính toán cho mô đun Young.

Fu và cộng sự [53] công bố kết quả nghiên cứu về các hệ số đàn hồi của vật liệu composite lai (hybrid composite) gồm các pha hạt độn, sợi ngắn và nền polyme sử dụng luật phân phối và phương pháp phân lớp. Trong phương pháp sử dụng luật phân phối, tác động qua lại giữa sợi và hạt không được tính đến. Trong phương pháp phân lớp, vật liệu hai pha gồm nền và hạt được coi như nền giả định kết hợp với sợi trong tính toán sử dụng lý thuyết phân lớp composite như ở [120].

Năm 2010, Mogilevskaya và cộng sự đã đưa ra phương pháp mới xác định các hệ số đàn hồi của composite [85]. Trước đây thường sử dụng hai phương pháp truyền thống để tính toán các hệ số đàn hồi cho vật liệu composite là phần tử thể tích đại diện (representative volume element, RVE) và phần tử tuần hoàn (repeating unit cell, RUC). Hai phương pháp này đều sử dụng những phần tử vật liệu hữu hạn với các điều kiện biên phức tạp được chọn theo các giả thiết và điều kiện của người thực hiện. Trong bài báo này tác giả đề xuất một phương pháp mới sử dụng phần tử vô hạn không đồng nhất để tính toán các hệ số đàn hồi cho vật liệu composite, có tính toán đến sự tương tác trên

bề mặt giữa các pha vật liệu. Một số ví dụ so sánh kết quả tính toán mô đun đàn hồi cho thấy sự phù hợp với các kết quả của các tác giả khác. Ưu điểm của phương pháp mới so với hai phương pháp truyền thống RVE và RUC là không có những điều kiện biên phức tạp mà chỉ yêu cầu điều kiện đặt lực tại vô cùng, dễ dàng ứng dụng cho những điều kiện tương tác bề mặt khác nhau giữa các pha vật liệu, và không cần bước trung bình hóa ứng suất và biến dạng của miền không đồng nhất.

Trong [75], các tác giả đã nghiên cứu vật liệu composite ba pha gồm nền epoxy, các hạt ceramic và các hạt áp điện và nghiên cứu tính chất cách điện, cách âm của vật liệu này.

* Ôn định tĩnh của tấm composite

Birman và Bert [28] đã sử dụng lý thuyết vỏ trụ dài, kể đến ảnh hưởng của tính không thoải để nghiên cứu các ứng xử vồng và sau vồng của các vỏ trụ composite lớp có gân gia cường chịu đồng thời tải nén cơ học và trường nhiệt độ. Họ đã chọn cách tiếp cận giải tích trong nghiên cứu và đã xem xét các tiêu chuẩn để xảy ra hiện tượng hóp đối với vỏ trụ có gân gia cường.

Reddy J.N. [105] và Timoshenko S, Krieger S [116] trình bày lý thuyết và phân tích ứng xử cơ học của tấm và vỏ composite lớp. Brush và Almroth [29] lý thuyết ổn định thanh, tấm và vỏ. Kolli và Chandrashekhara đã phân tích ổn định tĩnh và động của tấm composite lớp có gia cường [64]. Ôn định phi tuyến của các vỏ cầu thoải làm từ vật liệu trực hướng và composite phân lớp đã được giải quyết trong các nghiên cứu [36, 44, 86].

Úng xử của các panel composite lớp đã được nghiên cứu bởi Chang và Librescu [35], panel rất nhạy với áp lực ngoài và sẽ bị võng ngay khi có áp lực ngoài tác dụng.

Ôn định của các panel trụ làm từ vật liệu đồng nhất đẳng hướng được nghiên cứu bởi Yamada và Croll [133]. Librescu và các cộng sự đã sử dụng cách tiếp cận theo hướng giải tích để nghiên cứu trạng thái sau vồng của các panel phẳng và cong làm từ vật liệu composite phân lớp dưới các điều kiện tải trọng khác nhau như là tải nén dọc trục, áp lực ngoài và sự kết hợp của các loại tải này đối với panel trụ và phẳng làm từ vật liệu phân lớp trong các công trình [74].

Shen và các cộng sự [109, 110] đã sử dụng lý thuyết lớp biên cho bài toán ổn định của vỏ trụ, cho các kết quả tải tới hạn chính xác hơn mặc dù khá phức tạp về mặt toán học.

Nghiên cứu trạng thái sau khi kết cấu mất ổn định (Postbuckling analysis) trong [35,59,86,131].

Nghiên cứu trạng thái mất ổn định (buckling) của panel trụ khi chịu tải áp lực hoặc lực tập trung ngang [38,42,133].

Lawrence C. Bank và Jiansheng Yin [67] nghiên cứu ổn định của tấm trực hướng tựa đơn trên các cạnh mang tải, tự do và hạn chế quay trên các cạnh không mang tải. Đã thiết lập phương trình siêu việt đặc trưng để nghiên cứu tham số và giới thiệu đường cong ổn định như là một hàm của các hệ số tấm dị hướng. Sự cần thiết để định rõ hệ số poisson trong tấm với các cạnh tự do đã được nêu bật. Đường cong ổn định cũng đã được giới thiệu đối với vật liệu composite riêng. Những đường cong này được dùng để đánh giá tải ổn định đối với tấm composite với các cạnh tự do và hạn chế quay. Giới thiệu điều chỉnh dạng của đường cong ổn định, đường cong này được dùng để xác định giá trị hệ số ngàm bởi kết hợp với dữ liệu thử.

Leissa [68] đã giới thiệu một cách tổng quát ổn định của tấm composite lớp và panel vỏ với các trường hợp của tấm trực hướng, tấm lớp không đối xứng, ảnh hưởng của sự không hoàn hảo, phân tích ứng xử sau khi kết cấu mất ổn định, tấm được tăng độ cứng, ổn định của panel vỏ trụ có tính đến không hoàn hảo chịu tải nén hoặc cắt, tải kết hợp nén và cắt, và tải khác với liên kết trên các cạnh của tấm, panel là tương đối đa dạng.

Ôn định của tấm trực hướng gần như tốt bằng tấm đẳng hướng đã được thảo luận với nhiều bài viết tấm có gân và trong những bài viết với tấm vật liệu composite như: Jones [63], Lekhnitskii [72], Vinson và Sierakowski [128] và Whitney [129]. Leissa [69] trình bày về những cân nhắc liên quan đến ổn định của các tấm composite làm từ các lớp có sợi song song liên tục. Các tấm như vậy bị ảnh hưởng bởi lý thuyết ổn định của tấm trực hướng hoặc dị hướng với các lớp được xếp chồng lên nhau đối xứng mặt phẳng giữa tấm. Tấm lớp không đối xứng đòi hỏi một lý thuyết phức tạp hơn với tương tác uốn - kéo.

Ôn định động của tấm (hoặc panel) composite

Frederic và Paolo Manganelli [51] đã nghiên cứu đáp ứng động học của panel composite có độ cong đối tượng của thân tàu chịu sóng va đập. Tác giả đặt vấn đề: thông thường trong kỹ thuật đối với những tàu đua, việc phân tích vỏ dựa trên nguyên lý tính toán panel đầu tiên hoặc dựa trên hướng dẫn đóng mới và phân cấp thuyền đua xa bờ của ABS 1994. Theo phương pháp truyền thống, dựa vào phân tích một panel đã biết chịu phân bố áp lực đều, với giới hạn hệ số biến đổi áp lực "c" đối với ảnh hưởng của độ cong panel. Theo ABS ảnh hưởng duy nhất bởi sức bền uốn lớp da nhưng không tính đến ảnh hưởng do cắt lõi, điều này có xu hướng làm hư hỏng lớn đến kết cấu sandwich. Vì vậy, cần phải nghiên cứu chi tiết ảnh hưởng của độ cong panel theo suốt chiều dày lõi chịu cắt trong kết cấu sandwich của vỏ chịu tác động do sóng va đập.

Tác giả đã đơn giản hóa phương pháp phân tích panel vỏ tàu chịu sóng va đập không dùng phần mềm riêng. So sánh tiếp cận tiêu chuẩn, phương pháp này đã được đơn giản dựa trên một miêu tả hợp lý hơn về phân bố áp lực và mô phỏng đúng hơn về ảnh hưởng của độ cong panel trên ứng suất cắt của lõi trong đáp ứng màng riêng biệt.

Chi tiết sự phân bố ứng suất và biến dạng, và sử dụng tối ưu phân lớp panel với những giới hạn được thực hiện và độ tin cậy của phương pháp. Trong đó ảnh hưởng của màng là đáng kể trong sự giảm bớt ứng suất cắt lõi, khối lượng kết cấu cũng có thể được lưu ý, lựa chọn vật liệu lõi tương xứng bền hơn.

Bỏ qua tác dụng của động học và thủy đàn hồi để đơn giản đến mức tối thiểu cho việc tính toán, kết quả tính được so sánh với thử nghiệm mô hình thủy đàn hồi.

Sohn và Kim nghiên cứu tính toán ổn định và ứng xử sau khi mất ổn định của kết cấu tấm khi chịu tải khí động-nhiệt [112].

Faltinsen [48] giới thiệu lý thuyết động lực học tàu tốc độ cao, trong đó có phần lý thuyết cánh và tàu cánh ngầm. Vellinga [125] giới thiệu sơ bộ về cách thiết kế, chế tạo và lái xuồng cánh ngầm.

Howard Loveday [57] giới thiệu thiết kế, chế tạo thuyền buồm hai thân cánh ngầm: lý thuyết thủy động và thiết kế cánh ngầm, tính toán lực nâng và sức cản. Thu thập số liệu kết quả giữa thực nghiệm và lý thuyết để so sánh đánh giá các yếu tố ảnh hưởng đến sức cản như: có và không có cánh ngầm, tọa độ trọng tâm tàu... Tuy nhiên không đề cập đến tính toán bền, ổn định hệ thống cánh.

Martin [81] giới thiệu tiêu chuẩn thiết kế kết cấu tàu cánh ngầm, từ tiêu chuẩn này có thể lựa chọn kết cấu đảm bảo bền, ổn định và tuổi thọ.

Drela [141,142] đã giới thiệu biểu thức tính độ võng của cánh, diện tích và mô men quán tính uốn của tiết diện cánh máy bay.

Steven De Lannoy [145, 146] giới thiệu phương pháp xây dựng biểu thức tính mô đun chống uốn và mô men quán tính uốn của tiết diện ngang đặc, rỗng với lớp da phân bố đều hoặc không đều. Các giá trị này dùng để xác định ứng suất và độ võng của cánh ngầm.

Eric Besnard [46,47] giới thiệu phương pháp thiết kế tối ưu tàu chạy nhanh bố trí cánh ngầm. Phương pháp này được dùng để xác định tỉ số lực nâng/sức cản (L/D) đạt được lớn nhất nhờ việc bố trí cánh-thanh giằng hợp lý nhất tại tốc độ di chuyển cao (lớn hơn 75hl/h) với lực nâng 5000 và 10000 tấn. Chúng gồm: phương pháp panel tính dòng chảy 3D quanh một mô hình có cấu hình tùy ý, công cụ tối ưu tiết diện ngang cánh, công

cụ thiết kế tiết diện ngang thanh giằng, và công cụ phân tích kết cấu. Tuy nhiên, tác giả chỉ giới thiệu mô hình hóa phần tử hữu hạn của cánh và thanh giằng; sự phân bố tải trọng và điều kiện biên. Ba kiểu tải trọng chi phối đến thiết kế sức bền là: Tải trọng đứng (xác định bởi khối lượng và tải trọng của tàu), tải ngang (được mô phỏng kết hợp mặt tới hạn của sóng đập và khi tàu đổi hướng với tốc độ cao) và sức cản của tàu. Hệ số an toàn là 200% được sử dụng cho tải đứng. Tải ngang được lựa chọn là 50% của tải đứng và được mô phỏng khi lực tập trung cung cấp trên thanh chống tại 60% chiều chìm. Lực cản được cung cấp tại cùng vị trí như tải ngang nhưng theo hướng streamwise. Sự phân bố tải đứng lên cánh được thừa nhận là đều. Sự phân bố tải ngang và sức cản ở giữa các thanh chống là cân đối với tổng tải trọng đứng được thực hiện bởi mỗi thanh chống riệng.

Mặt khác, tác giả giới thiêu phân tích kết cấu: Tiêu chuẩn thiết kế kết cấu bao gồm sức bền uốn của cánh, kết hợp sức bền uốn và sức bền hướng trục của thanh chống, và ổn định toàn bộ kết cấu của hệ thống cánh – thanh chống. Tải ổn định toàn bộ hệ thống xấp xỉ 30 lần tải cung cấp, vì vây không lo ngai đến thiết kế. Nôi lực của hê thống sinh ra từ sức cản là thứ yếu. Vì vậy, ảnh hưởng lớn đến tiêu chuẩn thiết kế là lực uốn lên cánh và kết hợp lực uốn và lực hướng trực lên thanh chống do tải trong đứng và tải trong ngang. Điều này cũng cho thấy rằng ứng suất hướng trục trong thanh chống chỉ là một phần nhỏ (ít hơn 5%) của ứng suất cực đại. Để hiệu quả trong việc tiếp cận nghiên cứu, lực uốn được sử dụng như là chỉ số an toàn để hiệu chỉnh cánh và kích thước thanh chống, và khoảng cách giữa các thanh chống. Bởi vì lực uốn thay đổi dọc theo sải cánh và thanh chống, điều này là thuận lợi để sử dụng những dây cung lớn hơn tại những vị trí tới hạn trên cánh và thanh chống, và những dây cung nhỏ hơn cho những miền dưới ứng suất. Sự lựa chọn dây cung này đòi hỏi đánh giá kết quả từ phân tích kết cấu, sự thay đổi mô hình phần tử hữu hạn và sự đầu tư máy tính mới để chạy cho việc phân tích tiếp theo. Quá trình lựa chọn này được lặp lại cho đến lúc sức bền uốn là thỏa mãn mọi nơi trên cánh và thanh chống.

Tuy nhiên, tài liệu này chỉ giới thiệu sơ bộ về thiết kế tối ưu, không hướng dẫn và cũng không đưa ra kết quả tính toán bền kết cấu, cũng như ổn định toàn hệ thống cánh.

1.2.2. Tình hình nghiên cứu trong nước

Trong những năm gần đây, ở nước ta đã có một số kết quả nghiên cứu quan trọng về lĩnh vực:
* Composite ba pha

Sử dụng phương pháp tiếp cận trong [120], khi tính đến tương tác giữa hạt và nền, Nguyễn Đình Đức đã đề xuất công thức tính toán mô đun đàn hồi cho composite với hạt cầu rỗng trong [120] có thể áp dụng tính cho composite khi độn các hạt nano [98], trên cơ sở đó trong [99], tác giả đưa ra thuật toán xác định các mô đun đàn hồi cho nanocomposite ba pha (trong composite ba pha, có hai pha hạt, trong đó có các hạt nano) theo mô hình hai pha liên tiếp, và áp dụng tính hệ số dãn nở nhiệt cho composite ba pha gồm nền polyme, sợi và hạt gia cường theo thuật toán sử dụng hai pha liên tiếp đã được trình bày trong [92].

Nguyễn Đình Đức, Trần Quốc Quân và Đỗ Nam [89] đã phân tích đáp ứng phi tuyến của tấm composite polyme ba pha tựa đơn chịu tải nén theo một trục. Cơ sở tính dựa trên lý thuyết tấm cổ điển với sự tính toán tương tác giữa nền và sợi, thông số hình học, và sự không hoàn hảo hình dáng ban đầu. Sử dụng phương pháp Galerkin, mối liên hệ tường minh tải – độ võng được xác định. Nghiên cứu này cho thấy ảnh hưởng của sợi, hạt, thông số hình học và sự không hoàn hảo của tấm lên đáp ứng phi tuyến của tấm dưới tác dụng của tải nén theo một trục như sau:

- Gia tăng tỉ lệ sợi và hạt trong composite polyme ba pha cải thiện khả năng mang tải của chúng, nhưng ảnh hưởng của sợi là lớn hơn.

- Khả năng mang tải của tấm đối xứng cao hơn so với tấm không đối xứng.
- Hình dạng của tấm ảnh hưởng đáng kể đến ổn định của chúng.

Nguyễn Đình Đức và Đinh Khắc Minh [95] trình bày kết quả xác định bằng thực nghiệm một số mô đun đàn hồi cho composite polyme ba pha, nền polyester được gia cường bởi sợi thủy tinh và các hạt titanium oxit theo những tỷ lệ khác nhau. Kết quả kiểm tra cho thấy sự phù hợp khá tốt giữa lý thuyết và thực nghiệm.

Nguyễn Đình Đức và Đinh Khắc Minh [96] trình bày kết quả nghiên cứu giữa lý thuyết và thực nghiệm uốn tấm composite ba pha, nền polyester được gia cường bởi sợi thủy tinh và các hạt titanium oxit dùng trong đóng tàu. Kết quả kiểm tra cho thấy sự phù hợp khá tốt giữa lý thuyết và thực nghiệm.

Trong các công bố [8, 89, 92-95] tác giả đã xác định mô đun đàn hồi composite polyme ba pha phụ thuộc vào các tham số và tỷ lệ vật liệu thành phần bằng phương pháp lý thuyết. Kết quả được so sánh với thực nghiệm là phù hợp. Để đáp ứng các tiêu chí như: chống thấm, chống cháy, tăng độ cứng của vật liệu composite, người ta thường độn composite cốt sợi và hạt. Composite ba pha ngày nay được sử dụng rộng rãi. Tuy nhiên mới chỉ có các nghiên cứu tính chất nhiệt [92], uốn có tính đến biến dạng cắt phi tuyến [93], nghiên cứu các ứng xử của vật liệu ba pha khi thay đổi các pha thành phần và ứng xử uốn cho tấm nền polyme sợi thủy tinh hạt titan [8] và hiện tượng từ biến của composite ba pha [94].

Nguyễn Đình Đức và các cộng sự [88] đã nghiên cứu các hạt nano composite còn làm tăng cường hệ số chuyển đổi năng lượng trong các tấm pin mặt trời. Bài báo trình bày khảo sát đáp ứng động học phi tuyến và dao động của tấm pin mặt trời nhiều lớp nanocomposite hình chữ nhật không hoàn hảo chịu tải cơ học sử dụng lý thuyết tấm cổ điển. Tấm pin mặt trời nanocomposite bao gồm 5 lớp: Al, P3HT:PCBM, PEDOT:PSS, IOT và thủy tinh. Các phương trình chuyển động và tương thích xuất phát từ lý thuyết tấm cổ điển được sử dụng để xem xét ảnh hưởng sự không hoàn hảo hình học ban đầu và tính phi tuyến hình học theo Von Karman – Donnell Sense. Phương pháp Galerkin và phương pháp Runge – Kutta bậc bốn được sử dụng cho những biểu thức tường minh với mối liên quan biên độ và tần số. Kết quả số cho thấy ảnh hưởng của thông số hình học, chiều dày tấm, sự không hoàn hảo, và tải cơ học lên đáp ứng động học phi tuyến và dao động phi tuyến của tấm pin mặt trời nanocomposite.

* Ôn định tĩnh của tấm composite

Đào Huy Bích và Khúc Văn Phú [5] đã thiết lập các hệ thức cơ bản của vỏ trụ composite lớp có dạng lượn sóng. Phát triển ý tưởng của Seydel, tác giả đã thiết lập được quy luật ứng xử của vỏ trụ composite lớp lượn sóng có tính đến yếu tố phi tuyến hình học. Tính toán số ổn định của vỏ trụ composite lớp lượn sóng, phân tích ảnh hưởng của các yếu tố đến khả năng ổn định, so sánh kết quả khảo sát với vỏ trụ trơn. Tác giả đã xây dựng bài toán ổn định của vỏ trụ composite lớp có tính đến yếu tố phi tuyến hình học dưới tác dụng của tải trọng tĩnh và động. Khảo sát ảnh hưởng của một số yếu tố hình học và vật liệu của vỏ composite lớp, ảnh hưởng của biên độ tải trọng, tần số tải trọng, hệ số cản và lỗ khoét đến khả năng ổn định của vỏ trụ composite lớp.

Hoàng Văn Tùng và Nguyễn Đình Đức [9, 55] đã sử dụng tiêu chuẩn tĩnh về ổn định và phương pháp tiếp cận giải tích để nghiên cứu ổn định phi tuyến bao gồm các ứng xử vồng và sau vồng của một số loại kết cấu tấm và vỏ khi chúng làm từ vật liệu FGM chịu các loại tải cơ, nhiệt và cơ - nhiệt kết hợp. Tác giả đã xác định tải tới hạn của các kết cấu và khảo sát khả năng làm việc của chúng khi tải tác dụng vượt giá trị tới hạn.

* Ôn định động của tấm (hoặc panel) composite

Nguyễn Đình Đức [91] đã phân tích những đặc trưng dao động vượt âm tấm, vỏ mỏng FGM trên nền đàn hồi dưới tác dụng của tải khí động. Dựa trên lý thuyết tấm, vỏ cổ điển và lý thuyết khí động vượt âm phi tuyến của Ilyushin, nhận được phương trình chủ đạo của tấm, vỏ FGM chuyển động trong dòng khí vượt âm. Áp dụng phương pháp Galerkin với lời giải gần đúng để thiết lập các phương trình đáp ứng động học phi tuyến xác định vận tốc tới hạn. Kết quả số cho đáp ứng động của tấm, vỏ FGM thu được bởi phương pháp Runge-Kutta. Kết quả này cho thấy ảnh hưởng của thông số hình dáng, đặc tính vật liệu, sự không hoàn hảo, những điều kiện ban đầu và nền đàn hồi lên đặc trưng dao động vượt âm.

Bùi Tiến Cường [2] sử dụng phương pháp PTHH tính ổn định của tấm composite lớp chịu tải trọng điều hòa tác dụng trong mặt phẳng trung bình. Đã xây dựng các miền ổn định, miền cộng hưởng với các thông số khác nhau của tấm composite: tần số riêng, tần số tải trọng, biên độ tải trọng, kích thước tấm, tỉ lệ cốt, góc đặt cốt và chiều dày cho thấy ảnh hưởng của các thông số này tới ổn định của tấm chữ nhật composite lớp.

Trần Thế Văn [17] sử dụng phương pháp PTHH để nghiên cứu dao động và ổn định phi tuyến của tấm composite lớp chịu tác dụng đồng thời của lực khí động và nhiệt độ. Xác định được giá trị áp suất tới hạn và đáp ứng động flutter của tấm sau giới hạn ổn định theo hai mô hình lực khí động: tuyến tính và phi tuyến. Đánh giá được mức độ ảnh hưởng của các yếu tố như: tải trọng, kích thước hình học, vật liệu, nhiệt độ, điều kiện biên và chiều cao khí quyển đến ổn định khí động của tấm.

Đặng Đức Cường và Đặng Văn Phước [4] thực hiện nghiên cứu khoa học "Thiết kế, chế tạo thử nghiệm thuyền cánh ngầm chạy bằng sức người ở Việt Nam". Thuyền cánh ngầm chạy bằng sức người là loại thuyền Kayak (một người) có gắn hệ thống cánh ngầm dưới đáy thuyền. Sản phẩm vẫn còn nhiều vấn đề cần hoàn thiện về lý thuyết, thiết kế và công nghệ chế tạo để được ứng dụng trong ngành du lịch sinh thái.

Uninship [147] tổ chức hội thảo về "Thiết kế chế tạo tàu cánh ngầm phục vụ du lịch biển". Hội thảo mới dừng lại ở giới thiệu thiết kế sơ bộ tàu cánh ngầm, tính toán

thủy động lực nâng, chọn công suất máy chính và kiểm tra bền hệ thống cánh ngầm bằng vật liệu composite. Tuy nhiên, các kết quả nghiên cứu vẫn chưa có cơ sở để so sánh và đánh giá hoặc dựa trên bất kỳ một tiêu chuẩn nào về thiết kế tàu cánh ngầm.

Nguyễn Minh Nhật [14] sử dụng phần mềm Ansys Fluent để xác định lực nâng và lực cản tác dụng lên hệ thống cánh, phân bố áp suất trên bề mặt cánh. Bên cạnh đó, tác giả sử dụng phần mềm Ansys Static Structural để xác định ứng suất và biến dạng của hệ thống cánh bằng vật liệu composite theo các chiều dày khác nhau. Sau đó, kiểm tra hệ thống cánh theo các thuyết bền Tsai-Wu và biến dạng lớn nhất, và lựa chọn được kết cấu hệ thống cánh phù hợp cho tàu cánh ngầm CN-01.

Tuy nhiên, kết quả nghiên cứu chỉ xét cho tải trọng tĩnh, chưa đề cập đến ổn định của hệ thống cánh dưới tác dụng của tải trọng động trong điều kiện thời tiết sóng gió, và cũng chưa xét đến dao động của hệ thống cánh là nguyên nhân gây nên hiện tượng mỏi ảnh hưởng đến tuổi thọ của hệ thống cánh và các trang thiết bị trên tàu.

Ngoài ra, theo [1] độ bền cơ cấu cánh phải được kiểm tra dưới tác động tải trọng do lực thẳng đứng có trị số xác định như sau:

Đối với cánh mũi: $P_f = kF_{tf}$; Đối với cánh lái: $P_a = 0.75kF_{ta}$

trong đó: k - hệ số ứng với chiều cao tính toán sóng h (khi tàu hoạt động trên cánh) lấy bằng: 2.2 khi h = 1.5 m; 2.0 khi h = 1.3 m; 1.8 khi h \leq 0.8 m;

Với chiều cao sóng trung gian trị số k được xác định theo phép nội suy bậc nhất;

F_{tf}, F_{ta} - lực nâng ở cánh phía mũi và lái;

Độ bền cơ cấu cánh phải được kiểm tra khi chịu tác động đồng thời của lực nâng F_{tf} , F_{ta} và tải trọng ngang do lực tập trung ngang (kN), có điểm đặt ở vị trí nối giữa thanh chống và cánh có trị số được xác định theo công thức:

$$P_c = 20.59 x 10^{-3} \Delta v^2 / l_o$$

trong đó: l₀ - khoảng cách giữa các điểm đặt lực nâng ở cánh phía mũi và lái, m;

Lực tổng hợp P_c được phân bố giữa các cánh tỷ lệ thuận với hình chiếu vùng diện tích ngập nước của chúng trên mặt phẳng dọc tâm.

Các lực F_{tf} , F_{ta} , P_f và P_a phân bố đều theo dây cung của cánh và có hướng vuông góc với mặt phẳng phía dưới của chúng (hình 1.4).



Hình 1.4. Phân bố lực trên cánh

Từ đó có thể thấy tài liệu đã quy định cách xác định lực nâng và lực cản tác động lên cánh có tính đến hệ số chiều cao sóng, nghĩa là hệ số làm việc của hệ thống cánh trong điều kiện thực tế. Tuy nhiên, tài liệu không hướng dẫn cách tính bền và ổn định hệ thống cánh.

1.3. Kết luận chương 1

Chương này đã giới thiệu tổng quan về vật liệu composite ba pha và kết quả nghiên cứu trong nước và trên thế giới về ổn định tĩnh, động của tấm và vỏ composite lớp và các vấn đề liên quan đến composite polyme ba pha. Qua đó cho thấy một số vấn đề về phân tích ứng xử của kết cấu composite còn chưa được nghiên cứu, hoặc còn nhiều vấn đề có thể tập trung nghiên cứu sâu hơn là:

- Ôn định (tĩnh và động) của tấm composite ba pha.

- Ôn định (tĩnh và động) của vỏ composite ba pha.

- Các bài toán liên quan đến tối ưu hóa kết cấu; ứng xử của kết cấu tấm và vỏ composite ba pha khi tính chất vật liệu thay đổi theo nhiệt độ,....

- Ôn định của các kết cấu tấm vỏ khi chịu tác động đồng thời của nhiều loại tải trọng khác nhau: tải cơ và tải nhiệt, tải cơ-nhiệt-điện, và tải cơ-nhiệt-khí động kết hợp.

- Dao động tự do và phi tuyến của các kết cấu tấm, vỏ composite ba pha.

- Các vấn đề về ổn định động lực học, tính phi tuyến hình học, tính không hoàn hảo hình dáng ban đầu của composite ba pha.

- Nghiên cứu các kết cấu chịu tải trọng đặc biệt (nhất là tải xung động, tải trọng nổ,...).

- Nghiên cứu các kết cấu có hình dáng phức tạp như bản tròn, bản xiên, các loại panel hình trụ và hình nón, các vỏ nón và vỏ cầu bằng composite ba pha.

- Các nghiên cứu về tấm và vỏ không sử dụng lý thuyết cổ điển (pháp tuyến mặt giữa sau biến dạng vẫn thẳng nhưng không còn vuông góc với mặt giữa sau biến dạng (hiệu ứng trượt), tính đến bậc nhất hoặc bậc cao hơn.

Như vậy có thể thấy còn rất nhiều vấn đề về composite ba pha còn mở. Từ những yêu cầu thực tiễn (đã nêu trong phần mở đầu) và những hướng mở đã đề cập, NCS tiếp cận đề xuất hướng nghiên cứu về ổn định tĩnh và động của composite ba pha dùng trong chế tạo kết cấu tàu thủy. Để giải quyết vấn đề, NCS tập trung nghiên cứu các vấn đề cốt lõi sau:

- Xác định mô đun đàn hồi của composite polyme ba pha phụ thuộc vào các tham số và tỷ lệ vật liệu thành phần.

- Nghiên cứu ổn định tĩnh của tấm (vách, boong tàu....) composite lớp trực hướng ba pha chịu tải nén đồng thời theo hai phương; chịu nén theo một phương và chịu tải cắt.

- Nghiên cứu ổn định động của panel composite ba pha dùng trong chế tạo cánh nâng tàu cánh ngầm (từ giới hạn cho phép của mô men uốn và ứng suất ổn định uốn đối với biên dạng cánh ngầm, xây dựng mô hình tính toán thiết kế cánh ngầm bằng vật liệu đồng nhất đẳng hướng từ đó chuyển đổi về vật liệu bất đẳng hướng composite).

CHƯƠNG 2:

XÁC ĐỊNH MÔ ĐUN ĐÀN HỒI CHO COMPOSITE BA PHA

Hiện nay, có hai phương pháp chủ yếu để xác định các mô đun đàn hồi của vật liệu composite ba pha là: thực nghiệm và giải tích. Ưu điểm của phương pháp thực nghiệm là xác định chính xác mô đun đàn hồi cho composite, tuy nhiên với composite ba pha là vật liệu nhiều thành phần nên thực nghiệm không phản ảnh được ảnh hưởng của các pha vật liệu thành phần lên tính chất cơ học của composite một cách tổng thể như thế nào. Phương pháp giải tích được xây dựng như sau:

2.1. Xác định các hệ số đàn hồi cho composite ba pha

2.1.1. Mô hình vật liệu composite ba pha cốt sợi và hạt gia cường

Trong công nghiệp đóng tàu, hiện nay các tàu cỡ vừa và nhỏ ở Việt Nam chủ yếu được chế tạo từ vật liệu composite. Để tăng khả năng chống thấm, chống cháy, mài mòn và tăng độ cứng của vật liệu, bên cạnh các cốt sợi thường bổ sung vào nền polyme các hạt gia cường. Như vậy, trên thực tế xuất hiện composite ba pha: nền polyme, sợi gia cường và các hạt. Giả thiết mỗi lớp của tấm là composite ba pha cốt sợi đồng phương, khi đó mô hình composite polyme ba pha như hình 2.1.





Đối với vật liệu composite polyme hai pha thông thường, việc xác định các hệ số đàn hồi của vật liệu khá đơn giản và đã được nhiều tài liệu công bố. Vấn đề đặt ra đối với vật liệu composite ba pha là làm thế nào để tính toán được các hệ số đàn hồi của vật liệu, đồng thời phải được thể hiện qua các tham số cơ học - vật lý và phân bố hình học của các vật liệu thành phần.

2.1.2. Mô hình tính toán xác định các hệ số đàn hồi của vật liệu composite ba pha

Đến nay, đã có nhiều nghiên cứu xác định hệ số đàn hồi của vật liệu đối với composite đồng phương [13,104,119]. Vật liệu đồng phương thường vẫn được xem như đẳng hướng ngang với 5 hệ số đàn hồi [13,15]. Những kết quả mới và hiện đại nhất theo 2 cách tiếp cận độc lập của Pobedria B.E. [104] và Vanin G.A. [119] đã xác định được thêm hệ số thứ 6 của vật liệu này.

Composite ba pha đã được đề xuất nghiên cứu và giải quyết, vấn đề khoa học đặt ra theo các phương pháp trong [13,97], tức là được giải quyết từng bước theo mô hình hai pha trên quan điểm được mô tả bởi công thức:

$$1D_{\rm m} = O_{\rm m} + 1D \tag{2.1}$$

Bước thứ nhất: xem xét composite hai pha gồm: pha nền ban đầu và các hạt độn, composite như vậy được xem là đồng nhất, đẳng hướng và có 2 hệ số đàn hồi. Việc xác định các hệ số đàn hồi cho composite độn các hạt cầu O_m đã được xác định trong [13,119], trong đó [13] đã tính đến tương tác giữa các hạt với nền. Các hệ số đàn hồi của composite O_m lúc này được gọi là composite giả định.

Bước thứ hai: xác định các hệ số đàn hồi của composite giữa nền giả định và các sợi gia cường.

2.1.3. Xác định các hệ số đàn hồi của vật liệu

Giả thiết các thành phần của composite (nền, sợi, hạt) đều là đồng nhất, đẳng hướng, khi đó chúng ta sẽ ký hiệu E_m , G_m , v_m , ψ_m ; E_a , G_a , v_a , ψ_a ; E_c , G_c , v_c , ψ_c tương ứng là các mô đun đàn hồi, hệ số poisson và tỉ lệ thành phần (theo thể tích) của nền, sợi và các hạt. Từ đây về sau, các đại lượng liên quan đến nền sẽ viết có chỉ số là m; liên quan đến sợi sẽ có chỉ số a và hạt là chỉ số c. Theo [120], nhận được các mô đun đàn hồi của composite giả định như sau:

$$\overline{G} = G_m \frac{1 - \psi_c (7 - 5\nu_m) H}{1 + \psi_c (8 - 10\nu_m) H}$$
(2.2)

$$\overline{K} = K_m \frac{1 + 4\psi_c G_m L(3K_m)^{-1}}{1 - 4\psi_c G_m L(3K_m)^{-1}}$$
(2.3)

Với:
$$L = \frac{K_c - K_m}{K_c + \frac{4G_m}{3}}; H = \frac{G_m / G_c - 1}{8 - 10\nu_m + (7 - 5\nu_m)\frac{G_m}{G_c}}$$
 (2.4)

 $G_i = \frac{E_i}{2(1+\nu_i)}$ với i = m, a, c

 $\overline{E}, \overline{v}$ được tính từ $\overline{K}, \overline{G}$ như sau:

$$\overline{E} = \frac{9\overline{K}\overline{G}}{3\overline{K} + \overline{G}} \qquad \qquad \overline{\nu} = \frac{3\overline{K} - 2\overline{G}}{6\overline{K} - 2\overline{G}}$$
(2.5)

 $\overline{G}, \overline{K}$: Mô đun đàn hồi trượt và mô đun khối của nền giả định

Mô đun đàn hồi composite ba pha cốt sợi đồng phương được chúng tôi chọn xác định theo các công thức của G.S Vanin [119] với 6 hệ số độc lập như sau:

$$\begin{split} E_{11} &= \psi_{a} E_{a} + (1 - \psi_{a}) \overline{E} + \frac{8 \overline{G} \psi_{a} (1 - \psi_{a}) (v_{a} - \overline{v})}{2 - \psi_{a} + \overline{\chi} \psi_{a} + (1 - \psi_{a}) (\chi_{a} - 1) \frac{\overline{G}}{G_{a}}} \\ E_{22} &= \left\{ \frac{v_{21}^{2}}{E_{11}} + \frac{1}{8 \overline{G}} \left[\frac{2(1 - \psi_{a}) (\overline{\chi} - 1) + (\chi_{a} - 1) (\overline{\chi} - 1 + 2\psi_{a}) \overline{G}_{a}}{2 - \psi_{a} + \overline{\chi} \psi_{a} + (1 - \psi_{a}) (\chi_{a} - 1) \frac{\overline{G}}{G_{a}}} + 2 \frac{\overline{\chi} (1 - \psi_{a}) + (1 + \psi_{a} \overline{\chi}) \overline{G}_{G_{a}}}{\overline{\chi} + \psi_{a} + (1 - \psi_{a}) (\chi_{a} - 1) \overline{G}_{a}} \right] \right\}^{-1} \\ G_{12} &= \overline{G} \frac{1 + \psi_{a} + (1 - \psi_{a}) \overline{G}_{a}}{1 - \psi_{a} + (1 + \psi_{a}) \overline{G}_{a}}; \\ G_{12} &= \overline{G} \frac{1 + \psi_{a} + (1 - \psi_{a}) \overline{G}_{a}}{1 - \psi_{a} + (1 + \psi_{a}) \overline{G}_{a}}; \\ G_{23} &= - \frac{E_{22} v_{21}^{2}}{E_{11}} + \frac{E_{22}}{8 \overline{G}} \left[2 \frac{(1 - \psi_{a}) \overline{\chi} + (1 + \psi_{a} \overline{\chi}) \overline{G}_{a}}{\overline{\chi} + \psi_{a} + (1 - \psi_{a}) \overline{G}_{a}} - \frac{2(1 - \psi_{a}) (\overline{\chi} - 1) + (\chi_{a} - 1) (\overline{\chi} - 1 + 2\psi_{a}) \overline{G}_{a}}{2 - \psi_{a} + \overline{\chi} \psi_{a} + (1 - \psi_{a}) (\overline{G}_{a}} \right] \\ v_{21} &= \overline{v} - \frac{(\overline{\chi} + 1) (\overline{v} - v_{a}) \psi_{a}}{2 - \psi_{a} + \overline{\chi} \psi_{a} + (1 - \psi_{a}) (\chi_{a} - 1) \overline{G}_{a}} \end{aligned}$$
(2.6)

2.2. Tính toán số và thực nghiệm

2.2.1. Tính toán số

Xem xét ảnh hưởng của sợi và hạt tới tính chất cơ lý của vật liệu composite ba pha theo thuật toán nêu trên, xét vật liệu composite ba pha có các đặc trưng trong bảng 2.1:

| Vật liệu | Mô đun đàn hồi (GPa) | Hệ số poisson |
|----------------------------------|----------------------|---------------|
| Nền polyester AKA (Việt Nam) | $E_{m} = 1.43$ | $v_m = 0.345$ |
| Cốt sợi thuỷ tinh (Hàn Quốc) | $E_{a} = 22.0$ | va=0.24 |
| Hạt TiO ₂ (Australia) | $E_c = 5.58$ | vc=0.20 |

Bảng 2.1: Thông số vật liệu thành phần composite

Thay các giá trị trong bảng 2.1 vào các công thức $(2.2) \div (2.6)$ xác định được các hệ số đàn hồi của vật liệu composite ba pha như trong bảng 2.2.

| Ψc | Ψa | E ₁₁ (GPa) | E ₂₂ (GPa) | G ₁₂ (GPa) | G ₂₃ (GPa) | v ₂₁ | V 23 |
|-----|------|---------------------------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|------------------------|-------------|
| 0.2 | 0 | 1.935 | 1.935 | 0.691 | 0.691 | 0.42 | 0.037 |
| 0.2 | 0.05 | 2.808 | 2.179 | 0.736 | 0.732 | 0.41 | 0.111 |
| 0.2 | 0.10 | 3.799 | 2.374 | 0.783 | 0.776 | 0.40 | 0.153 |
| 0.2 | 0.15 | 4.791 | 2.553 | 0.834 | 0.823 | 0.39 | 0.181 |
| 0.2 | 0.20 | 5.786 | 2.728 | 0.889 | 0.874 | 0.38 | 0.202 |
| 0.2 | 0.25 | 6.783 | 2.905 | 0.947 | 0.929 | 0.37 | 0.219 |
| 0.2 | 0.30 | 7.782 | 3.088 | 1.010 | 0.988 | 0.36 | 0.236 |

Bảng 2.2: Kết quả tính toán các hệ số đàn hồi của vật liệu composite ba pha

Đồ thị biểu diễn mối quan hệ tỉ lệ thành phần vật liệu với các hệ số đàn hồi của composite ba pha.







Hình 2.3. Đồ thị quan hệ giữa G_{12} , G_{23} với ψ_a



Hình 2.4. Đồ thị quan hệ giữa v₂₁, v₂₃ với ψ_a

2.2.2. Thực nghiệm

Mục tiêu làm thực nghiệm để kiểm chứng kết quả lý thuyết vừa tìm được. Vật liệu thành phần chế tạo mẫu như trong bảng 2.1.

Quy cách chế tạo mẫu theo 4 tổ hợp: 1) 20% $TiO_2+15\%$ Sợi; 2) 20% $TiO_2+20\%$ Sợi; 3) 20% $TiO_2+25\%$ Sợi; 4) 20% $TiO_2+30\%$ Sợi và quy trình chế tạo vật liệu composite ba pha được thực hiện như sau:

- Cân đong tỷ lệ vật liệu thành phần. Trước tiên, trộn TiO₂ vào nhựa polyeste ở dạng sệt để trong vòng 4h để hai thành phần này thẩm thấu vào nhau, sau đó trộn theo tỷ lệ quy định. Sử dụng máy khuấy với tốc độ 750 vòng/phút, khuấy trong vòng 24h cho TiO₂ hòa đồng đều vào trong nhựa.

 Bắt đầu gia công mẫu, tiến hành cho đông rắn vào hỗn hợp nhựa và TiO₂, và khuấy đều trong vòng 1 phút.

- Sau khi đã chuẩn bị kỹ lưỡng khuôn và phủ lên bề mặt lớp chống dính, là công đoạn trát, xếp cốt sợi lên khuôn và sau đó cẩn thận trát tiếp lên từng lớp cốt những lớp nền đã được trộn kỹ với các chất xúc tác hóa rắn. Để tránh tạo ra những bọt khí và để tẩm đều nhựa vào cốt, thường dùng con lăn sắt lăn đều từ đầu tấm đến cuối tấm mẫu.

Mẫu kéo được gia công theo tiêu chuẩn BS EN ISO 527-4: 1997 với kích thước bxh=10x3÷4mm như hình 2.5.



Hình 2.5. Chuẩn bị mẫu kéo trước khi thử

Thiết bị thử là máy HOUNSFEILD H50K-S của Anh, khả năng tải tối đa 50000N, độ chính xác của lực và độ dãn dài theo thứ tự là $\pm 0.5\%$ và $\pm 0.05\%$ được thể hiện ở hình 2.6.



Hình 2.6. Thiết bị thử vạn năng HOUNSFEILD H50K-S

Kết quả tính toán lý thuyết theo công thức (2.2)÷(2.6) so sánh với thực nghiệm [18] (hoặc Phụ lục C) được trình bày trên bảng 2.3.

| Composite be nhe | | Kết quả | i (MPa) |
|--|-------------|-----------------|-------------------|
| Composite da pila | | E ₁₁ | \mathbf{E}_{22} |
| 200/ T:O 150/ W200 | Thực nghiệm | 5064.9 | 2680.3 |
| 20%1102 + 15%00000 + 65% phys AVA | Lý thuyết | 4791.1 | 2553.2 |
| + 05 /0 IIIųa AKA | Sai số | 5.71% | 4.98% |
| 200/ T:O 200/ W200 | Thực nghiệm | 5620.1 | 2951.7 |
| $20\%110_2 + 20\%000000$ | Lý thuyết | 5785.9 | 2728.2 |
| + 00 /0 miųa AKA | Sai số | 2.87% | 8.19% |
| 200/ T:O . 250/ W200 | Thực nghiệm | 6570.2 | 3106.1 |
| 20%1102 + 25%000000 + 55% phys AVA | Lý thuyết | 6782.9 | 2905.4 |
| + 55 /0 miųa AKA | Sai số | 3.14% | 6.91% |
| 200/ T'O . 200/ W200 | Thực nghiệm | 6258.4 | 2663.4 |
| $20\%110_2 + 30\%0000000000000000000000000000000000$ | Lý thuyết | 7782.2 | 3088.4 |
| + 50 /0 miųa AKA | Sai số | 19.58% | 13.76% |

Bảng 2.3: Kết quả so sánh giữa lý thuyết và thực nghiệm khi có mặt 20% TiO₂

Tương tự, kết quả lý thuyết và thực nghiệm với vật liệu nhựa 9509 (Malaysia) và sợi thủy tinh E (Trung Quốc) theo các bảng 2.4 và 2.5 như sau:

| Dang 2.4. Thong so vật hệu thành phân composi | Bång 2.4: | : Thông số | vật liệu | thành phần | composit |
|---|-----------|------------|----------|------------|-----------------|
|---|-----------|------------|----------|------------|-----------------|

| Vật liệu | Mô đun đàn hồi (GPa) | Hệ số Poisson |
|----------------------------------|----------------------|----------------------|
| Nền polyester 9509 (Malaysia) | $E_{m} = 1.50$ | v _m =0.34 |
| Cốt sợi thuỷ tinh E (Trung Quốc) | $E_{a} = 25.0$ | v _a =0.24 |
| Hạt TiO ₂ (Australia) | $E_{c} = 5.58$ | vc=0.20 |

| Composito bo pho | | Kết quả | (MPa) |
|--|-------------|-----------------|--------|
| Composite da plia | | E ₁₁ | E22 |
| 5% TiO. + 25% W800 + | Thực nghiệm | 7905.6 | 2497.2 |
| 5/01102 + 25/00000 + 70% 000 + 70% | Lý thuyết | 7367.5 | 2629.0 |
| 70 /0 miųa 3303 | Sai số | 7.30% | 5.01% |
| 50/ T:O. + 200/ W800 + | Thực nghiệm | 9104.7 | 2695.4 |
| 5 / 01102 + 30 / 0000 + 65% nhure 0500 | Lý thuyết | 8529.0 | 2805.7 |
| 05 /0 miųa 5505 | Sai số | 6.75% | 3.93% |
| 5% TiO. 1 40% W800 1 | Thực nghiệm | 11389.2 | 3353.0 |
| 5/01102 + 40/00000 + 55% nhuro 0500 | Lý thuyết | 10858.1 | 3190.3 |
| 5570 mių a 7509 | Sai số | 4.89% | 5.10% |

Bảng 2.5: Kết quả so sánh giữa lý thuyết và thực nghiệm khi có mặt 5% TiO₂

Bảng 2.3 và 2.5 cho thấy:

-Trong thực tế thi công vật liệu composite, tỉ lệ tốt giữa cốt và nền là vào khoảng 45%÷55%, kết hợp kết quả nghiên cứu cho thấy có sự phù hợp khá tốt giữa kết quả tính theo lý thuyết với thực nghiệm.

- Ảnh hưởng của sợi đến cơ tính của vật liệu tốt hơn so với hạt TiO₂.

Qua kết quả thu được cho phép chúng ta tự tin khi sử dụng công thức tính các hệ số đàn hồi của vật liệu và thuật toán đã được đề cập ở trên.

2.3. Kết luận chương 2

Trong chương 2, luận án đã giải quyết được nội dung sau:

Xác định được các mô đun đàn hồi cho composite ba pha, phụ thuộc vào các tham số và tỷ lệ vật liệu thành phần.

Phương pháp giải tích được trình bày trong phần này, được xây dựng trên cơ sở mô hình bài toán cơ học, thường đưa về mô hình composite ba pha cốt sợi (thường là hình trụ) độn các hạt (thường xem là có dạng hình cầu) để xác định mô đun đàn hồi của vật liệu. Phương pháp này có ưu điểm là mô đun đàn hồi được xác định phụ thuộc vào tính chất và tỷ lệ phân bố của các vật liệu thành phần, vì vậy chỉ cần thay đổi các thông số này, chúng ta có thể nhận được các composite mới với các tính năng cơ học-vật lý khác nhau và chúng ta cũng có thể tính toán dự báo trước các giá trị của chúng, là cơ sở tính toán thiết kế tối ưu hóa vật liệu mới.

CHƯƠNG 3:

ÔN ĐỊNH TĨNH CỦA TẤM COMPOSITE BA PHA DƯỚI TÁC ĐỘNG CỦA TẢI CƠ HỌC

Trong thực tế đóng tàu vật liệu composite, theo yêu cầu kỹ thuật để làm vật liệu khó cháy hơn, các Cơ sở đóng tàu trong nước đã bổ sung vào nền polyme chất phụ gia chống cháy Firegard B cho các sản phẩm như: Xuồng cấp cứu, thiết bị xử lý nước thải hoặc khu vực buồng máy của tàu cao tốc nhằm đáp ứng các yêu cầu về an toàn chống cháy của Quy phạm. Tuy nhiên, khi bổ sung vào nền polyme các hạt phụ gia chống cháy thì cơ tính của tấm sẽ thay đổi: sức bền kéo và uốn giảm 13.2% và 43.8%; mô đun đàn hồi kéo và uốn giảm 12.5% và 39.9% ([18] và phụ lục D). Bên cạnh đó, để chống lại tia tử ngoại, chống thấm, tăng cơ tính và độ cứng bề mặt chống hiện tượng xâm thực vỏ tàu, các nhà chế tạo tàu đã bổ sung vào nền polyme các hạt TiO₂. Tỉ lệ hạt hợp lý đáp ứng toàn bộ các tiêu chí đó là 5% TiO₂ [16]. Như vậy, khi cơ tính của tấm thay đổi đáng kể sẽ ảnh hưởng đến khả năng chịu tải và ổn định của kết cấu.

Do yêu cầu khác nhau về sản phẩm đáp ứng cho nhiều mục đích sử dụng nên pha thứ ba cũng khác nhau và tỉ lệ hòa trộn vào nền polyme cũng khác nhau. Trong phần này sẽ trình bày lời giải về ổn định tĩnh của tấm composite ba pha dưới tác động của tải nén đồng thời theo hai phương, nén theo một phương và tải cắt (gọi tắt là tải cơ học) xét cho trường hợp cụ thể pha thứ ba là hạt TiO_2 và cũng chính là phương pháp tổng quát khi thay thế pha này bằng một chất độn khác.

3.1. Phân loại ổn định và tiêu chuẩn ổn định

3.1.1. Phân loại ổn định





Hình 3.1a. Mất ổn định theo kiểu rẽ nhánh (mất ổn định loại 1); (1) - cho tấm hoàn hảo, (2) - cho vỏ hoàn hảo Hình 3.1b. Mất ổn định theo kiểu cực trị (mất ổn định loại 2) của các kết cấu vỏ Xuất phát từ hai quan niệm khác nhau về trạng thái tới hạn của Euler và Poincarre, có thể chia thành hai loại mất ổn định với các đặc trưng như sau (tham khảo [11]).

3.1.1.1. Mất ổn định theo kiểu rẽ nhánh

Mất ổn định theo kiểu rẽ nhánh (bifurcation type buckling) như được minh hoạ trong hình 3.1a là trường hợp tải tới hạn đạt được tại điểm rẽ nhánh, tức là kết cấu vẫn chưa bị mất ổn định khi tải chưa đạt giá trị tới hạn, và khi tải đạt tới hạn thì kết cấu bị mất ổn định ngay lập tức. Các đặc trưng của mất ổn định loại này ([11,68] gọi là mất ổn định loại một) là:

+) Dạng cân bằng có khả năng rẽ nhánh.

+) Phát sinh dạng cân bằng mới khác dạng cân bằng ban đầu về tính chất.

+) Trước trạng thái tới hạn dạng cân bằng ban đầu là duy nhất và ổn định, sau trạng thái tới hạn dạng cân bằng ban đầu là không ổn định.

3.1.1.2. Mất ổn định theo kiểu cực trị

Mất ổn định theo kiểu cực trị (extremum type buckling) như được minh họa trong hình 3.1b là trường hợp tải tới hạn đạt được ở điểm cực trị của đường cong độ võng – tải trọng, tức là kết cấu bị võng ngay từ khi đặt tải, và khi độ võng đạt đến giá trị W_e thì sự mất ổn định xảy ra. Các đặc trưng của mất ổn định loại này ([11] gọi là mất ổn định loại hai) là:

+) Dạng cân bằng không phân nhánh.

+) Biến dạng và dạng cân bằng của kết cấu không thay đổi về tính chất.

Giá trị của tải p tương ứng với khi độ võng tăng mà không cần tăng tải trọng gọi là tải tới hạn. Trạng thái giới hạn xác định từ điều kiện dp/dW = 0.

3.1.2. Các tiêu chuẩn ổn định

Nghiên cứu ổn định của hệ đàn hồi có một số tiêu chuẩn sau đây [6,11].

3.1.2.1. Tiêu chuẩn chuyển động

Theo tiêu chuẩn này, hệ cân bằng ổn định nếu như đầu tiên nó ở cân bằng, sau đó kích động nó một ít, thì tự nó sẽ có xu hướng trở lại vị trí ban đầu, sau khi thực hiện một dao động nhỏ.

3.1.2.2. Tiêu chuẩn tĩnh

Theo tiêu chuẩn này, ta cần khảo sát kết cấu ở trạng thái lệch khỏi dạng cân bằng cơ bản. Với một giá trị nào đấy của tải có thể tồn tại dạng cân bằng mới đồng thời với

dạng cân bằng cơ bản. Nếu ở trạng thái lệch này sự cân bằng có thể thực hiện được thì ta cần tìm giá trị p^* của tải trọng từ các điều kiện cân bằng tĩnh học của kết cấu ở trạng thái lệch để đối chiếu với giá trị p của tải trọng đã cho ở trạng thái ban đầu (xem [11]) và

+) Nếu $p < p^*$, kết cấu cân bằng ổn định.

+) Nếu $p \ge p^*$, kết cấu mất ổn định.

Khi sự cân bằng ở trạng thái lệch không thể thực hiện được thì ta cần căn cứ vào tải tác dụng trên kết cấu để dự đoán ứng xử ổn định. Nếu độ võng tăng thì sự cân bằng là không ổn định (như ứng xử hóp của kết cấu vỏ) còn nếu độ võng giảm thì sự cân bằng là ổn định.

3.1.2.3. Tiêu chuẩn năng lượng

Theo tiêu chuẩn này (áp dụng cho hệ bảo toàn), điều kiện đủ để hệ ổn định là ở trạng thái cân bằng ổn định thế năng toàn phần của hệ có giá trị cực tiểu.

Luận án sử dụng tiêu chuẩn tĩnh về ổn định [6,11]. Sự mất ổn định xảy ra khi tải tác dụng đạt giá trị tới hạn tại điểm rẽ nhánh, tức là giá trị tải trọng làm kết cấu chuyển từ dạng cân bằng ổn định ban đầu (trạng thái cân bằng cơ bản, độ võng bằng không) sang dạng mất ổn định. Trên quan điểm đó, các tải tới hạn tại điểm rẽ nhánh (trong trường hợp tồn tại) sẽ được xác định bằng giới hạn của hàm độ võng – tải trọng tiến đến không.

3.2. Phương trình cơ bản ổn định tĩnh

Tấm composite lớp và panel vỏ ngày càng được sử dụng nhiều trong lĩnh vực hàng không, đóng tàu và những ứng dụng khác. Sự hiểu biết đúng đắn về tải tới hạn mất ổn định, mode hình dáng và ứng xử sau mất ổn định là cần thiết cho việc thiết kế kết cấu nhẹ và đáng tin cậy.

Tấm composite lớp được chế tạo nhiều lớp, mỗi lớp được tạo thành bởi sợi thẳng song song (sợi thủy tinh, boron, graphite) được gắn và kết dính nhau bởi vật liệu nền (nhựa Polyester, Vinylester, Epoxy). Tấm lớp vuông trường hợp riêng của tấm trực hướng, khi trục dọc của những lớp kề nhau là vuông góc, trong khi tấm lớp góc xảy ra khi những lớp kề nhau lần lượt được đặt một góc $+\theta$ và $-\theta$ đối với cạnh của tấm.

Theo [15, 21-22,27, 37,68] phương trình chủ đạo ổn định của tấm composite lớp, cũng như trong bài báo khoa học [43], cho thấy rằng tính phức tạp của phương trình chủ đạo khác nhau lớn phụ thuộc trật tự xếp lớp.

Để xác định ứng xử của tấm, xét tấm composite lớp đặt trong hệ tọa độ đề các Oxyz. Trong đó: Oxy là mặt phẳng giữa của tấm và z hướng theo chiều dày h của tấm. Theo Kirchhoff giả thiết rằng: Biến dạng của pháp tuyến với mặt trung bình là



Hình 3.2. Tấm composite lớp

một đoạn thẳng vuông góc với mặt biến dạng của mặt trung bình. Do đó, ứng xử của tấm được biểu diễn bởi mối liên hệ sau:

$$u = u_0 - z \frac{\partial w}{\partial x}; \text{ (Leissa, 1985, [68])}$$

$$v = v_0 - z \frac{\partial w}{\partial y} \tag{3.1}$$

Trong đó: u, v, w lần lượt là thành phần chuyển vị dọc theo phương x, y và z, và u_0 , v_0 là chuyển vị tại một điểm của mặt trung bình. u_0 , v_0 và w_0 là hàm của x và y. Sử dụng phương trình biến dạng – chuyển vị theo lý thuyết đàn hồi phẳng cổ điển có [68]:

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x}, \quad \varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y}, \quad \gamma_{xy} = \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y};$$
(3.2)

Trong đó: ε_x , ε_y là biến dạng theo phương x và y, γ_{xy} là biến dạng cắt, phương trình (3.1) được viết lại như sau:

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{x} \\ \varepsilon_{y} \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \varepsilon_{x}^{0} \\ \varepsilon_{y}^{0} \\ \gamma_{xy}^{0} \end{pmatrix} + z \begin{pmatrix} k_{x} \\ k_{y} \\ k_{xy} \end{pmatrix},$$
(3.3)

Trong đó: ε_x^0 , ε_y^0 và γ_{xy}^0 là biến dạng của mặt trung bình, và k_x, k_y và k_{xy} là độ cong của tấm chịu uốn.

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{x}^{0} \\ \varepsilon_{y}^{0} \\ \gamma_{xy}^{0} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_{0}}{\partial x} \\ \frac{\partial v_{0}}{\partial y} \\ \frac{\partial v_{0}}{\partial x} + \frac{\partial u_{0}}{\partial y} \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} k_{x} \\ k_{y} \\ k_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\partial^{2} w_{0}}{\partial x^{2}} \\ -\frac{\partial^{2} w_{0}}{\partial y^{2}} \\ -2\frac{\partial^{2} w_{0}}{\partial x \partial y} \end{bmatrix}$$
(3.4)

Định luật Hooke cho tấm composite được xác định như sau:

$$\begin{pmatrix} \sigma_{x} \\ \sigma_{y} \\ \sigma_{xy} \end{pmatrix}_{k} = \begin{pmatrix} Q_{11}^{'} & Q_{12}^{'} & Q_{16}^{'} \\ Q_{12}^{'} & Q_{22}^{'} & Q_{26}^{'} \\ Q_{16}^{'} & Q_{26}^{'} & Q_{66}^{'} \end{pmatrix}_{k} \begin{pmatrix} \varepsilon_{x} \\ \varepsilon_{y} \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix}_{k},$$
(3.5)

Trong đó k là số lớp

$$Q'_{11} = Q_{11}c^{4} + Q_{22}s^{4} + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^{2}c^{2}$$

$$Q'_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})c^{2}s^{2} + Q_{12}(s^{4} + c^{4})$$

$$Q'_{22} = Q_{11}s^{4} + Q_{22}c^{4} + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^{2}c^{2}$$

$$Q'_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})c^{3}s + (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})cs^{3}$$

$$Q'_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})cs^{3} + (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})c^{3}s$$

$$Q'_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})c^{2}s^{2} + Q_{66}(c^{4} + s^{4})$$
(3.6)

s = sin θ ; c = cos θ ; θ là góc giữa phương của sợi và hệ tọa độ.

Và:

$$Q_{11} = \frac{E_{11}}{1 - \frac{E_{22}}{E_{11}}v_{12}^2} = \frac{E_{11}}{1 - v_{12}v_{21}}$$

$$Q_{22} = \frac{E_{22}}{1 - \frac{E_{22}}{E_{11}}v_{12}^2} = \frac{E_{22}}{E_{11}}Q_{11}$$

$$Q_{12} = \frac{v_{12}E_{22}}{1 - v_{12}v_{21}} = v_{12}Q_{22}; \quad Q_{66} = G_{12}$$
(3.7)

(trong đó: 1, 2 là phương của sợi)

Lực và mô men của tấm composite được xác định như sau:

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k dz$$
(3.8)
$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} z \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k dz$$
(3.9)

Trong đó: σ_{xx} và σ_{yy} là ứng suất pháp, và τ_{xy} là ứng suất cắt.

Mối liên hệ lực và mô men với biến dạng mặt trung bình và độ cong của tấm như sau:

$$\begin{bmatrix} N_{x} \\ N_{y} \\ N_{xy} \\ N_{xy} \\ M_{x} \\ M_{y} \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11}A_{12} A_{16} B_{11} B_{12} B_{16} \\ A_{12}A_{22}A_{26}B_{12} B_{22} B_{26} \\ A_{16}A_{26} A_{66} B_{16} B_{26} B_{66} \\ B_{11} B_{12} B_{16} D_{11} D_{12} D_{16} \\ B_{12} B_{22} B_{26} D_{12} D_{22} D_{26} \\ B_{16} B_{26} B_{66} D_{16} D_{26} D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{x}^{0} \\ \varepsilon_{y}^{0} \\ \gamma_{xy}^{0} \\ k_{x} \\ k_{y} \\ k_{xy} \end{bmatrix}$$
(3.10)

Hoặc dưới dạng rút gọn:

$$\begin{bmatrix} N\\M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B\\B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon\\k \end{bmatrix}$$
(3.11)

Trong đó:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^{n} (Q_{ij})_{k} (h_{k} - h_{k-1}), i, j = 1, 2, 6$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{n} (Q_{ij})_{k} (h_{k}^{2} - h_{k-1}^{2}), i, j = 1, 2, 6$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^{n} (Q_{ij})_{k} (h_{k}^{3} - h_{k-1}^{3}), i, j = 1, 2, 6$$
(3.12)

Mặt khác, tấm chịu áp lực q theo phương z và lực màng (N_x , N_y , N_{xy}). Do đó, có hệ phương trình cân bằng như (Leissa, 1985, [68]):

$$\frac{\partial N_x}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} - Q_x \frac{\partial w_0}{\partial x} = 0$$
(3.13a)

$$\frac{\partial N_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial N_y}{\partial y} - Q_y \frac{\partial w_0}{\partial y} = 0$$
(3.13b)

$$\frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} + N_x \frac{\partial^2 w_o}{\partial x^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} + N_y \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} + q = 0$$
(3.13c)

Và:

$$Q_x = \frac{\partial M_x}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y}$$
(3.14a)

$$Q_y = \frac{\partial M_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial M_y}{\partial y}$$
(3.14b)

Do Q_x và Q_y, cũng như $\frac{\partial w_0}{\partial x}$ và $\frac{\partial w_0}{\partial y}$ là khá nhỏ. Thế phương trình (3.14a, 3.14b) vào (3.13a, 3.13b, 3.13c) trở thành [68]:

$$\frac{\partial N_x}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} = 0 \tag{3.15a}$$

$$\frac{\partial N_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial N_y}{\partial y} = 0$$
(3.15b)

$$\frac{\partial^2 M_x}{\partial x^2} + 2\frac{\partial^2 M_{xy}}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_y}{\partial y^2} + N_x \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} + N_y \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} + q = 0$$
(3.15c)

Biểu thức trường chuyển vị có dạng:

$$u_{0} = u_{o}^{i} + \lambda u_{0}$$

$$v_{0} = v_{o}^{i} + \lambda v_{0}$$

$$w_{0} = w_{o}^{i} + \lambda w_{0}$$
(3.16)

Trong đó: (u_0^i, v_0^i, w_0^i) : là trường chuyển vị trước khi mất ổn định

 (u_0, v_0, w_0) : là trường chuyển vị khả dĩ bất kỳ (thỏa mãn điều kiện biên và điều kiện liên tục)

 λ : là đại lượng rất nhỏ, không phụ thuộc vào tọa độ điểm khảo sát.

Hiện tượng mất ổn định được xem như một quá trình sinh ra một sự thay đổi vô cùng bé từ vị trí cân bằng.

Kết hợp (3.16) và (3.11) sẽ được quan hệ sau:

$$\begin{cases} N = A\varepsilon^{i} + Bk^{i} + \lambda(A\varepsilon + Bk) = N^{i} + \lambda N \\ M = B\varepsilon^{i} + Dk^{i} + \lambda(B\varepsilon + Dk) = M^{i} + \lambda M \end{cases}$$
(3.17)

Thế (3.16) và (3.17) vào phương trình (3.15c) được một phương trình bậc nhất của λ , bỏ qua các số hạng bậc 2 của λ . Phương trình này thỏa mãn với mọi λ , nếu các số hạng của λ triệt tiêu, có:

$$\frac{\partial^2 M_x^i}{\partial x^2} + 2\frac{\partial^2 M_{xy}^i}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_y^i}{\partial y^2} + N_x^i \frac{\partial^2 w_0^i}{\partial x^2} + 2N_{xy}^i \frac{\partial^2 w_0^i}{\partial x \partial y} + N_y^i \frac{\partial^2 w_0^i}{\partial y^2} + q^i = 0$$
(3.18)

$$\frac{\partial^2 M_x}{\partial x^2} + 2 \frac{\partial^2 M_{xy}}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_y}{\partial y^2} + N_x^i \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} + N_x \frac{\partial^2 w_0^i}{\partial x^2} + N_x \frac{\partial^2 w_0^i}{\partial x^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w_0^i}{\partial x \partial y} + N_y^i \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} + N_y \frac{\partial^2 w_0^i}{\partial y^2} + q = 0$$
(3.19)

Phương trình (3.18) trùng với phương trình (3.15c) cho phép chúng ta xác định cấu hình đàn hồi (cấu hình ban đầu) trong trường hợp biến dạng ngang lớn. Đây là phương trình không hoàn toàn tuyến tính, tuy nhiên, để đơn giản, khi xác định cấu hình đàn hồi ta sử dụng lý thuyết tuyến tính.

Vì w_0^i khá nhỏ nên ta bỏ qua số hạng độ cong của tấm chịu uốn trong phương trình (3.19). Khi ấy phương trình này trở thành.

$$\frac{\partial^2 M_x}{\partial x^2} + 2\frac{\partial^2 M_{xy}}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_y}{\partial y^2} + N_x^i \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} + 2N_{xy}^i \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} + N_y^i \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} + q = 0$$
(3.20)

Phương trình (3.20) thiết lập phương trình mất ổn định. Thế phương trình (3.10) vào (3.15a; 3.15b; 3.15c), kết hợp đưa (3.20) vào ta có:

$$A_{11}\frac{\partial^{2} u_{0}}{\partial x^{2}} + 2A_{16}\frac{\partial^{2} u_{0}}{\partial x \partial y} + A_{66}\frac{\partial^{2} u_{0}}{\partial y^{2}} + A_{16}\frac{\partial^{2} v_{0}}{\partial x^{2}} + (A_{12} + A_{66})\frac{\partial^{2} v_{0}}{\partial x \partial y} + A_{26}\frac{\partial^{2} v_{0}}{\partial y^{2}} - B_{11}\frac{\partial^{3} w_{0}}{\partial x^{3}} - 3B_{16}\frac{\partial^{3} w_{0}}{\partial x^{2} \partial y} - (B_{12} + 2B_{66})\frac{\partial^{3} w_{0}}{\partial x \partial y^{2}} - B_{26}\frac{\partial^{3} w_{0}}{\partial y^{3}} = 0$$
(3.21a)

$$A_{16}\frac{\partial^{2}u_{0}}{\partial x^{2}} + (A_{12} + A_{66})\frac{\partial^{2}u_{0}}{\partial x\partial y} + A_{26}\frac{\partial^{2}u_{0}}{\partial y^{2}} + A_{66}\frac{\partial^{2}v_{0}}{\partial x^{2}} + 2A_{26}\frac{\partial^{2}v_{0}}{\partial x\partial y} + A_{22}\frac{\partial^{2}v_{0}}{\partial y^{2}} - B_{16}\frac{\partial^{3}w_{0}}{\partial x^{3}} - (B_{12} + 2B_{66})\frac{\partial^{3}w_{0}}{\partial x^{2}\partial y} - 3B_{26})\frac{\partial^{3}w_{0}}{\partial x\partial y^{2}} - B_{22}\frac{\partial^{3}w_{0}}{\partial y^{3}} = 0$$
(3.21b)

$$D_{11}\frac{\partial^{4}w_{0}}{\partial x^{4}} + 4D_{16}\frac{\partial^{4}w_{0}}{\partial x^{3}\partial y} + 2(D_{12} + 2D_{66})\frac{\partial^{4}w_{0}}{\partial x^{2}\partial y^{2}} + 4D_{26}\frac{\partial^{4}w_{0}}{\partial x\partial y^{3}} + D_{22}\frac{\partial^{4}w_{0}}{\partial y^{4}}$$

$$-B_{11}\frac{\partial^{3}u_{0}}{\partial x^{3}} - 3B_{16}\frac{\partial^{3}u_{0}}{\partial x^{2}\partial y} - (B_{12} + 2B_{66})\frac{\partial^{3}u_{0}}{\partial x\partial y^{2}} - B_{26}\frac{\partial^{3}u_{0}}{\partial y^{3}} - B_{16}\frac{\partial^{3}v_{0}}{\partial x^{3}}$$

$$-(B_{12} + 2B_{66})\frac{\partial^{3}v_{0}}{\partial x^{2}\partial y} - 3B_{26}\frac{\partial^{3}v_{0}}{\partial x\partial y^{2}} - B_{22}\frac{\partial^{3}v_{0}}{\partial y^{3}} = N_{x}\frac{\partial^{2}w_{0}}{\partial x^{2}} + 2N_{xy}\frac{\partial^{2}w_{0}}{\partial x\partial y} + N_{y}\frac{\partial^{2}w_{0}}{\partial y^{2}} + q$$

(3.21c)

Trong trường hợp tấm nhiều lớp đối xứng ($B_{ij}=0$) các phương trình màng tách biệt với các phương trình uốn, và với trường hợp uốn thuần túy: $u_0 = v_0 = 0$ (3.21a) và (3.21b) triệt tiêu. Khi đó các phương trình (3.21a, b, c) được viết dưới dạng sau:

$$D_{11}\frac{\partial^{4}w_{0}}{\partial x^{4}} + 4D_{16}\frac{\partial^{4}w_{0}}{\partial x^{3}\partial y} + 2(D_{12} + 2D_{66})\frac{\partial^{4}w_{0}}{\partial x^{2}\partial y^{2}} + 4D_{26}\frac{\partial^{4}w_{0}}{\partial x\partial y^{3}} + D_{22}\frac{\partial^{4}w_{0}}{\partial y^{4}} = N_{x}\frac{\partial^{2}w_{0}}{\partial x^{2}} + 2N_{xy}\frac{\partial^{2}w_{0}}{\partial x\partial y} + N_{y}\frac{\partial^{2}w_{0}}{\partial y^{2}} + q$$
(3.22)

Đối với tấm trực hướng đối xứng (D₁₆=D₂₆=0) phương trình (3.22) trở thành:

$$D_{11}\frac{\partial^4 w_0}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66})\frac{\partial^4 w_0}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22}\frac{\partial^4 w_0}{\partial y^4}$$

$$= N_x\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} + 2N_{xy}\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} + N_y\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} + q$$
(3.23)

Phương trình (3.23) chính là phương trình ổn định của tấm trực hướng.

Đối với tấm lớp không đối xứng, tồn tại tương tác giữa uốn và kéo của mặt phẳng giữa tấm. Hiện tượng này được minh họa trong nghiên cứu của Reissner và Stavsky [106] năm 1961. Tương tác giữa uốn và kéo là giống nhau đã bắt gặp trong biến dạng vỏ vật liệu đẳng hướng, bậc của hệ phương trình vi phân chủ đạo gia tăng giống nhau từ bốn (đối với tấm bất đẳng hướng) đến tám, số điều kiện biên là riêng biệt gia tăng từ hai đến bốn cho mỗi cạnh, và vấn đề ổn định giải quyết sẽ khó khăn hơn.

Phân tích ổn định tấm trực hướng xuất hiện lần đầu được ứng dụng cách đây gần một thế kỷ để giải quyết tấm đẳng hướng có gân và sau đó được sử dụng rộng rãi để nghiên cứu tấm gỗ dán. Tuy nhiên, tốc độ ấn bản của kết quả nghiên cứu gia tăng nhanh chóng bắt đầu cách đây nửa thế kỷ khi panel composite sợi được phân tích cho ứng dụng trong ngành hàng không. Nhiều tài liệu nghiên cứu về ổn định của tấm composite đã được viết trong [20,25,26,70,71], và sổ tay thiết kế [49].

Như vậy, từ những tài liệu và hướng ứng dụng rộng rãi trong thực tế, bên cạnh đó hầu hết vật liệu composite dùng trong đóng tàu ở Việt Nam hiện nay có cấu hình trực hướng, NCS lựa chọn tấm trực hướng để làm cơ sở xây dựng phương trình ổn định tĩnh cho tấm composite ba pha.

3.2.1. Ôn định của tấm trực hướng ba pha chịu nén đồng thời theo hai phương

Theo (3.23) phương trình chủ đạo ổn định của tấm trực hướng chữ nhật tựa bản lề trên bốn cạnh và chịu nén đều với lực tương ứng là N_x = - N_0 và N_y = - βN_0 , không có tải trọng ngang là:

$$D_{11}\frac{\partial^4 w_0}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66})\frac{\partial^4 w_0}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22}\frac{\partial^4 w_0}{\partial y^4} = -N_0\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} - \beta N_0\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \quad (3.24)$$

Diều kiện biên: - Khi x = 0 và x = a: $w_0 = 0$; $M_x = -D_{11} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} - D_{12} \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} = 0$

- Khi y = 0 và y = b: $w_0 = 0$; $M_y = -D_{12} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} - D_{22} \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} = 0$

Thế hàm độ võng $w_0(x, y) = A_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}$ (thỏa mãn điều kiện biên) vào (3.24) cho ta nghiệm sau:

$$N_0 = \frac{\pi^2 [D_{11}m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})m^2n^2R^2 + D_{22}n^4R^4]}{a^2(m^2 + \beta n^2R^2)}$$
(3.25)

Trong đó: w₀: là độ võng của tấm

R = a/b: tỉ số chiều dài/chiều rộng tấm

$$D_{11} = \left[(R_Q - 1)\alpha + 1 \right] \frac{Q_{11}e^3}{12} = \left[(R_Q - 1)\alpha + 1 \right] \frac{e^3}{12} \frac{E_{11}}{1 - \nu_{12}^2 R_Q}$$

$$D_{12} = \frac{Q_{12}e^3}{12} = \frac{e^3}{12} \frac{\nu_{12}E_{22}}{1 - \nu_{12}^2 R_Q}; \quad \nu_{12} = \nu_{21} \frac{1}{R_Q}$$

$$D_{22} = \left[(1 - R_Q)\alpha + R_Q \right] \frac{Q_{11}e^3}{12} = \left[(1 - R_Q)\alpha + R_Q \right] \frac{e^3}{12} \frac{E_{11}}{1 - \nu_{12}^2 R_Q} \left\{ 27 \right] \quad (3.26)$$

$$D_{66} = \frac{Q_{66}e^3}{12} = \frac{e^3}{12}G_{12}$$

$$\alpha = \frac{1}{(1+R_e)^3} + \frac{R_e(n-3)[R_e(n-1)+2(n+1)]}{(n^2-1)(1+R_e)^3}$$

 D_{ij} (i, j = 1, 2, 6): là độ cứng uốn của tấm đang xét.

 $R_Q = E_{22}/E_{11}$: tỉ số giữa các mô đun.

 $R_e = e_0/e_{90}$: Tỉ số tổng chiều dày lớp $0^0/t$ ổng chiều dày lớp 90^0 .

 $e = e_0 + e_{90}$: Chiều dày của tấm.

n: Là số lớp (chỉ đối với công thức 3.26).

 E_{11} , E_{22} , v_{21} , G_{12} : là các hệ số của vật liệu composite ba pha được xác định theo công thức (2.6)

Thế các biểu thức E_{11} , E_{22} , v_{21} , G_{12} trong (2.6) vào (3.26), sau đó thay vào biểu thức (3.25) ta được biểu thức lực N_0 phụ thuộc vào ψ_a , ψ_c , a/b và e, tương ứng là tỉ lệ thể tích của sợi, hạt và kích thước hình học của tấm:

$$N_{0} = N_{(\psi_{a},\psi_{c},a/b,e)}$$

$$= \frac{\pi^{2} \left[(P_{1}+1)P_{2}m^{4} + 2\left(\nu_{21}P_{2} + \frac{e^{3}}{6}G_{12}\right)m^{2}n^{2}R^{2} + \left(\frac{E_{22}}{E_{11}} - P_{1}\right)P_{2}n^{4}R^{4} \right]}{a^{2}(m^{2} + \beta n^{2}R^{2})}$$
(3.27)

Trong đó: $P_1 = (R_Q - 1)\alpha = (\frac{E_{22}}{E_{11}} - 1)\alpha$ và $P_2 = \frac{e^3}{12} \frac{E_{11}}{1 - \nu_{12}^2 R_Q} = \frac{e^3}{12} \frac{E_{11}}{1 - \nu_{12}^2 \frac{E_{22}}{E_{11}}}$

Phương trình (3.27) là phương trình với các biến: ψ_a , ψ_c , a/b và e được dùng để nghiên cứu ổn định của tấm trực hướng ba pha chịu nén đồng thời theo hai phương.

Lực tới hạn tương ứng với các giá trị m và n làm cho N₀ nhỏ nhất. Với m = n = 1 biểu thức (3.27) trở thành:

$$N_{th}(1,1) = \frac{\pi^2 \left[(P_1 + 1)P_2 + 2\left(\nu_{21}P_2 + \frac{e^3}{6}G_{12}\right)R^2 + \left(\frac{E_{22}}{E_{11}} - P_1\right)P_2R^4 \right]}{a^2(1 + \beta R^2)}$$
(3.28)

3.2.2. Ôn định của tấm trực hướng ba pha chịu nén theo một phương

Xét tấm chữ nhật tựa bản lề trên bốn cạnh (điều kiện biên như mục 3.2.1) và chịu nén theo phương x, khi đó $\beta=0$ và (3.27) trở thành:

$$N_{0} = N_{(\psi_{a},\psi_{c},a/b,e)}$$

$$= \frac{\pi^{2} \left[(P_{1}+1)P_{2}m^{4} + 2\left(\nu_{21}P_{2} + \frac{e^{3}}{6}G_{12}\right)m^{2}n^{2}R^{2} + \left(\frac{E_{22}}{E_{11}} - P_{1}\right)P_{2}n^{4}R^{4} \right]}{m^{2}a^{2}}$$
(3.29)

(3.29) là phương trình với các biến: ψ_a , ψ_c , a/b và e được dùng để nghiên cứu ổn định của tấm trực hướng ba pha chịu nén theo một phương.

Giá trị bé nhất của N₀ ứng với n = 1 xảy ra tại
$$R = [m(m+1)]^{1/2} \left(\frac{P_1+1}{\frac{E_{22}}{E_{11}} - P_1}\right)^{1/4}$$
là:

$$N_{th}(m, 1) = \frac{\pi^2 \left[(P_1 + 1)P_2 m^4 + 2 \left(\nu_{21} P_2 + \frac{e^3}{6} G_{12} \right) m^2 R^2 + \left(\frac{E_{22}}{E_{11}} - P_1 \right) P_2 R^4 \right]}{m^2 a^2}$$
(3.30)

3.2.3. Ôn định của tấm trực hướng ba pha chịu cắt

Xét tấm trực hướng có kích thước a x b, ngàm bốn cạnh, chịu tải cắt đều bởi lực N_{xy}.

Diều kiện biên:- Khi x = 0 và x = a:
$$w_0 = 0$$
; $\frac{\partial w_0}{\partial x} = 0$

- Khi y = 0 và y = b: $w_0 = 0$; $\frac{\partial w_0}{\partial y} = 0$

Ôn định của tấm trực hướng chịu tải cắt đã nhận được sự quan tâm xem xét bởi Bergmann và Reissner, Schmieden và Seydel cách đây gần thế kỷ. Lịch sử tóm tắt đóng góp sóm này được tìm thấy trong nghiên cứu của Lekhnitski [72] và Stavaky & Hoff [113]. Trường hợp tấm trực hướng vô hạn ($a/b = \infty$) chịu tải cắt thuần túy đã có lời giải chính xác về mode hình dạng và tải ổn định tới hạn bởi Bergmann & Reissner theo cùng cách thức đã dùng trước đây bởi Southwell và Skan đối với tấm đẳng hướng. Năm 1946, Smith cũng thu được một bộ số liệu hữu ích đối với tấm CCCC chịu tải cắt. Thông số tải k₅ được biểu diễn đối với độ cứng 1/θ và hệ số hình dáng B. Trần Ích Thịnh [15] và Bertholot [27] sử dụng phương pháp Ritz thu được lời giải gần đúng cho bải toán ổn định của tấm trực hướng chịu cắt. Lời giải gần đúng được tìm dưới dạng một chuỗi kép biến phân ly với các hàm là đa thức, lượng giác hoặc hypebol và phải thỏa mãn điều kiện biên. Khi định thức ma trận hệ số A_{mn} của hệ bằng không, ta sẽ tìm được tải trọng tới hạn S_{th} tương ứng với giá trị nhỏ nhất của S. Hạn chế của phương pháp này là nghiệm hội tụ chậm và phép xấp xỉ với hai số hạng (M=N=2) cho kết quả xa với giá trị thực.

Baharlou [24] sử dụng phương pháp Ritz với 25 giới hạn hàm đại số để phân tích tấm trực hướng CCCC có các thông số sau: a/b=1, $C_1=D_{11}/D_{22}=10$, $C_2=(D_{12}+2D_{66})/D_{22}=1$. Ông đã thu được các thông số ổn định đối với tải nén một trục, nén thủy tĩnh ($\sigma_x=\sigma_y$) đồng thời hai trục và tải cắt đều. Những giá trị cho biết này là toàn bộ giới hạn sát trên để có lời giải chính xác. Trường hợp tải cắt cũng được nghiên cứu bởi [49,73,79,80].

Leissa [68] đã giới thiệu nghiên cứu của Housner và Stein [56, 114], tác giả đã sử dụng phương pháp năng lượng sai phân hữu hạn để phân tích ổn định của tấm trực hướng CCCC chịu tải cắt đều. Kết quả số về thông số ổn định k_s được cho trong bảng 3.1 với phạm vi rộng của hệ số hình dáng B và thông số độ cứng θ , được xác định từ (3.31). Dữ liệu này được vẽ ở hình 3.3, và được so sánh với kết quả tấm SSSS, cho thấy rằng những thay đổi mode hình dáng tới hạn xảy ra đối với tấm CCCC rõ ràng hơn đối với tấm SSSS.

$$\theta = \frac{\sqrt{D_{11}D_{22}}}{D_3} \qquad B = \frac{b}{a} \sqrt[4]{\frac{D_{11}}{D_{22}}} \qquad k_s = \frac{b^2 N_{xy}}{\pi^2 \sqrt[4]{D_{11}D_{22}^3}}$$
(3.31)

Trong đó: $D_3 = D_{12} + 2D_{66}$

Từ (3.31) tải cắt được xác định:

$$N_{xy} = \frac{k_s \pi^2 \sqrt[4]{D_{11} D_{22}^3}}{b^2} \tag{3.32}$$

Thế (2.6) vào (3.26) sau đó thay vào biểu thức (3.32) ta thu được S_{th} tải ổn định tới hạn của tấm composite polyme ba pha chịu cắt phụ thuộc vào ψ_a , ψ_c , a/b và e như sau:

$$S_{th} = S_{\left(\psi_a, \psi_{c, \frac{a}{b}, e}\right)} = \frac{k_s \pi^2 \sqrt[4]{\left(P_1 + 1\right)P_2 \left[\left(\frac{E_{22}}{E_{11}} - P_1\right)P_2\right]^3}}{b^2}$$
(3.33)

Thông số ổn định k_s được xác định từ tra bảng 3.1 với các giá trị:

$$\theta_{(\psi_a,\psi_c,e)} = \frac{\sqrt{(P_1+1)P_2(\frac{E_{22}}{E_{11}}-P_1)P_2}}{\nu_{21}P_2+\frac{e^3}{6}G_{12}}; \qquad B_{(\psi_a,\psi_c,\frac{a}{b},e)} = \frac{b}{a} \sqrt[4]{\frac{(P_1+1)P_2}{(\frac{E_{22}}{E_{11}}-P_1)P_2}}$$

Phương trình (3.33) là phương trình với các biến: ψ_a , ψ_c , a/b và e được dùng để nghiên cứu ổn định của tấm trực hướng ba pha chịu cắt.



Hình 3.3. Thông số ổn định cắt đối với tấm trực hướng CCCC [68]

| θ | В | ks | θ | В | ks |
|-----|-----|-------|-------|-----|-------|
| 0.2 | 1.0 | 32.56 | 1.25 | 1.0 | 13.87 |
| | 0.8 | 26.31 | | 0.8 | 11.68 |
| | 0.6 | 22.21 | | 0.6 | 10.46 |
| | 0.4 | 18.91 | | 0.4 | 9.39 |
| | 0.2 | 17.34 | | 0.2 | 8.80 |
| | 0.1 | 17.31 | | 0.1 | 8.98 |
| | 0 | 17.13 | | 0 | 8.45 |
| 0.4 | 1.0 | 21.63 | 1.667 | 1.0 | 12.91 |
| | 0.8 | 17.92 | | 0.8 | 10.90 |
| | 0.6 | 15.43 | | 0.6 | 9.80 |
| | 0.4 | 13.62 | | 0.4 | 8.86 |
| | 0.2 | 12.64 | | 0.2 | 8.34 |
| | 0.1 | 12.89 | | 0.1 | 8.58 |
| | 0 | 12.51 | | 0 | 7.93 |
| 0.6 | 1.0 | 17.86 | 2.5 | 1.0 | 11.93 |
| | 0.8 | 14.89 | | 0.8 | 10.11 |
| | 0.6 | 13.06 | | 0.6 | 9.07 |
| | 0.4 | 11.60 | | 0.4 | 8.31 |
| | 0.2 | 10.64 | | 0.2 | 7.84 |
| | 0.1 | 10.95 | | 0.1 | 8.12 |
| | 0 | 10.69 | | 0 | 7.32 |
| 0.8 | 1.0 | 15.94 | 5.0 | 1.0 | 10.94 |
| | 0.8 | 13.34 | | 0.8 | 9.31 |
| | 0.6 | 11.84 | | 0.6 | 8.33 |
| | 0.4 | 10.55 | | 0.4 | 7.74 |
| | 0.2 | 9.99 | | 0.2 | 7.33 |
| | 0.1 | 10.16 | | 0.1 | 7.66 |
| | 0 | 9.63 | | 0 | 6.72 |
| 1.0 | 1.0 | 14.81 | x | 1.0 | 9.92 |
| | 0.8 | 12.44 | | 0.8 | 8.48 |
| | 0.6 | 11.08 | | 0.6 | 7.57 |
| | 0.4 | 9.89 | | 0.4 | 6.97 |
| | 0.2 | 9.27 | | 0.2 | 6.79 |
| | 0.1 | 9.11 | | 0.1 | 7.17 |
| | 0 | 8.99 | | 0 | 6.11 |

Bảng 3.1: Xác định thông số ổn định cắt k_s đối với tấm trực hướng CCCC [68]

3.3. Khảo sát ổn định của tấm composite ba pha dưới tác động của tải cơ học

Khảo sát tấm composite ba pha có kích thước axb, tấm được làm từ nhựa AKA, sợi thủy tinh và hạt TiO₂ gồm 07 lớp 0^0 và 90⁰ theo thứ tự xếp lớp ký hiệu 7(90/0)=[90/0/90/0/90/0/90] và 7(0/90)=[0/90/0/90/0/90/0], tấm được cấu tạo từ các vật liệu thành phần như sau:

| Nền AKA | : | $E_m = 1.43 \text{ GPa}$ | ; $v_m = 0.345$ | |
|----------------------|---|--------------------------|-------------------------------|--------|
| Cốt sợi thuỷ tinh | : | $E_a = 22.0 \text{ GPa}$ | ; <i>v_a</i> = 0.24 | (3.34) |
| Hạt TiO ₂ | : | $E_c = 5.58 \text{ GPa}$ | ; $v_c = 0.20$ | |

3.3.1. Ôn định của tấm trực hướng ba pha chịu nén đồng thời theo hai phương

Thay các giá trị (3.34) vào công thức (3.28) ta có kết quả trong các bảng sau:

Bảng 3.2: Ảnh hưởng tỉ lệ sợi lên lực tới hạn của tấm chịu nén hai phương

| ψc=0.2 | (tỉ lệ hạ | ıt khôn | g đổi) - | - Tấm lớ | p 7(90/0 |)), với | 3=1, b=0 |).4m và | m=n=1. | |
|--------|-----------|-----------------|----------|------------------------|----------------------|-----------------|----------------------|----------------------|--------|--------------------------|
| Ψa | E_{11} | E ₂₂ | Re | D ₁₁ | D ₁₂ | G ₁₂ | D ₂₂ | D ₆₆ | R=a/b | \mathbf{N}_{th} |
| (%) | (GPa) | (GPa) | | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | (GPa) | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | | (N/m) |
| 0.20 | 5.78 | 2.96 | 0.75 | 22.81 | 10.95 | 0.98 | 20.72 | 3.49 | 2 | 1534.93 |
| 0.25 | 6.78 | 3.23 | 0.75 | 26.45 | 12.62 | 1.07 | 23.80 | 3.81 | 2 | 1755.72 |
| 0.30 | 7.78 | 3.52 | 0.75 | 29.96 | 14.11 | 1.17 | 26.78 | 4.17 | 2 | 1967.91 |
| 0.35 | 8.78 | 3.84 | 0.75 | 33.29 | 15.41 | 1.28 | 29.62 | 4.58 | 2 | 2170.76 |
| 0.40 | 9.78 | 4.20 | 0.75 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 2 | 2364.98 |
| | | | | | | | | | | |
| ψc=0.2 | (tỉ lệ hạ | ıt không | g đổi) - | - Tấm lớ | p 7(0/90 |)), với | 3=1, b=0 |).4m và | m=n=1. | |
| Ψa | E11 | E ₂₂ | Re | D11 | D ₁₂ | G ₁₂ | D ₂₂ | D66 | R=a/b | N _{th} |
| | | | | | | | | | | |

| (%) | (GPa) | (GPa) | | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | (GPa) | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | | (N/m) |
|------|-------|-------|------|----------------------|----------------------|-------|----------------------|----------------------|---|---------|
| 0.20 | 5.78 | 2.96 | 1.33 | 24.73 | 10.95 | 0.98 | 18.79 | 3.49 | 2 | 1445.87 |
| 0.25 | 6.78 | 3.23 | 1.33 | 28.90 | 12.62 | 1.07 | 21.36 | 3.81 | 2 | 1642.68 |
| 0.30 | 7.78 | 3.52 | 1.33 | 32.89 | 14.11 | 1.17 | 23.85 | 4.17 | 2 | 1832.33 |
| 0.35 | 8.78 | 3.84 | 1.33 | 36.66 | 15.41 | 1.28 | 26.25 | 4.58 | 2 | 2014.63 |
| 0.40 | 9.78 | 4.20 | 1.33 | 40.21 | 16.51 | 1.41 | 28.59 | 5.04 | 2 | 2190.65 |

| _ψa=0.2 | (tỉ lệ sơ | <u>ợi khôn</u> | g đổi) | - Tấm lớ | /0/0 pm 7 |)), với | β=1, b= | 0.4m và | m=n=1. | |
|-----------------------------------|---|---|---|--|---|---|---|---|--|---|
| ψc | E11 | E ₂₂ | Re | D_{11} | D ₁₂ | G12 | D ₂₂ | D_{66} | R=a/b | \mathbf{N}_{th} |
| (%) | (GPa) | (GPa) | | $(Pa.m^3)$ | $(Pa.m^3)$ | (GPa) | (Pa.m ³) | $(Pa.m^3)$ | | (N/m) |
| 0.20 | 5.78 | 2.96 | 0.75 | 22.81 | 10.95 | 0.98 | 20.72 | 3.49 | 2 | 1534.93 |
| 0.25 | 5.87 | 3.12 | 0.75 | 22.90 | 10.77 | 1.04 | 20.90 | 3.71 | 2 | 1551.00 |
| 0.30 | 5.96 | 3.28 | 0.75 | 23.03 | 10.61 | 1.11 | 21.13 | 3.95 | 2 | 1570.60 |
| 0.35 | 6.06 | 3.46 | 0.75 | 23.22 | 10.46 | 1.18 | 21.41 | 4.20 | 2 | 1593.66 |
| 0.40 | 6.17 | 3.64 | 0.75 | 23.45 | 10.33 | 1.25 | 21.72 | 4.48 | 2 | 1620.19 |
| | | | - | | | | | | | |
| ψa=0.2 | (tỉ lệ sơ | ợi khôn | g đổi) - | - Tấm lớ | bp 7(0/90 | 0), với | β=1, b= | 0.4m và | m=n=1. | |
| $\psi_a = 0.2$ ψ_c | $(ti lệ so E_{11})$ | <u>ợi khôn</u> E ₂₂ | <u>g đổi) -</u> R _e | - Tấm lớ D ₁₁ | bp 7(0/90 D ₁₂ | 0), với G ₁₂ | $\frac{\beta=1, b=0}{D_{22}}$ | 0.4m và D ₆₆ | $\frac{m=n=1}{R=a/b}$ | N _{th} |
| $\psi_a = 0.2$ ψ_c (%) | (tỉ lệ sơ E ₁₁ (GPa) | ợi khôn E ₂₂ (GPa) | <u>g</u> đổi) R _e | - Tấm lớ D ₁₁ (Pa.m ³) | D ₁₂ (Pa.m ³) | 0), với G ₁₂ (GPa) | $\frac{\beta=1, b=0}{D_{22}}$ (Pa.m ³) | $\frac{0.4 \text{m và}}{\text{D}_{66}}$ (Pa.m ³) | m=n=1. R=a/b | N _{th} (N/m) |
| | (tỉ lệ sơ E ₁₁ (GPa) 5.78 | <u>yi khôn</u> E ₂₂ (GPa) 2.96 | <u>g đổi)</u> R _e 1.33 | - Tấm lớ D ₁₁ (Pa.m ³) 24.73 | bp 7(0/90 D ₁₂ (Pa.m ³) 10.95 | 0), với G ₁₂ (GPa) 0.98 | $\frac{\beta=1, b=0}{D_{22}}$ (Pa.m ³) 18.79 | 0.4m và D ₆₆ (Pa.m ³) 3.49 | $\frac{m=n=1.}{R=a/b}$ | N _{th} (N/m) 1445.87 |
| | (tỉ lệ sơ E ₁₁ (GPa) 5.78 5.87 | yi khôn E ₂₂ (GPa) 2.96 3.12 | <u>g đổi) -</u> R _e 1.33 1.33 | - Tấm lớ D ₁₁ (Pa.m ³) 24.73 24.73 | yp 7(0/90 D ₁₂ (Pa.m ³) 10.95 10.77 | 0), với G ₁₂ (GPa) 0.98 1.04 | $\frac{\beta=1, b=0}{D_{22}}$ (Pa.m ³) 18.79 19.07 | $ \begin{array}{r} 0.4m \ value{0.4m}\\ D_{66} \\ (Pa.m^3) \\ 3.49 \\ 3.71 \end{array} $ | m=n=1. R=a/b 2 2 | N _{th} (N/m) 1445.87 1466.01 |
| | (tỉ lệ sơ E ₁₁ (GPa) 5.78 5.87 5.96 | vi khôn E ₂₂ (GPa) 2.96 3.12 3.28 | <u>g đổi)</u> R _e 1.33 1.33 1.33 | - Tấm lớ D ₁₁ (Pa.m ³) 24.73 24.73 24.79 | $\begin{array}{c} & \text{for } 7(0/90) \\ & D_{12} \\ & (Pa.m^3) \\ \hline 10.95 \\ & 10.77 \\ & 10.61 \end{array}$ | 0), với G ₁₂ (GPa) 0.98 1.04 1.11 | $\frac{\beta=1, b=0}{D_{22}}$ (Pa.m ³) 18.79 19.07 19.38 | 0.4m và D ₆₆ (Pa.m ³) 3.49 3.71 3.95 | m=n=1. R=a/b 2 2 2 | N _{th} (N/m) 1445.87 1466.01 1489.51 |
| | (tỉ lệ sơ E ₁₁ (GPa) 5.78 5.87 5.96 6.06 | vi khôn E ₂₂ (GPa) 2.96 3.12 3.28 3.46 | <u>g đổi)</u> R _e 1.33 1.33 1.33 1.33 | - Tấm lớ D ₁₁ (Pa.m ³) 24.73 24.73 24.79 24.89 | $\begin{array}{c} & \overline{\text{typ 7}(0/90)} \\ & D_{12} \\ & (Pa.m^3) \\ \hline 10.95 \\ & 10.77 \\ & 10.61 \\ & 10.46 \end{array}$ | 0), với G ₁₂ (GPa) 0.98 1.04 1.11 1.18 | $\frac{\beta=1, b=0}{D_{22}}$ (Pa.m ³) 18.79 19.07 19.38 19.73 | $ \begin{array}{r} 0.4m va \\ \overline{D_{66}} \\ (Pa.m^3) \\ \overline{3.49} \\ 3.71 \\ 3.95 \\ 4.20 \\ \end{array} $ | m=n=1. R=a/b 2 2 2 2 2 | N _{th} (N/m) 1445.87 1466.01 1489.51 1516.34 |
| | (tỉ lệ sơ E ₁₁ (GPa) 5.78 5.87 5.96 6.06 6.17 | | $ g dối) - R_e R_e 1.33 1.34 1.35 $ | - Tấm lớ D ₁₁ (Pa.m ³) 24.73 24.73 24.79 24.89 25.04 | $\begin{array}{c} & \overline{\text{typ 7}(0/90)} \\ & \overline{\text{D}_{12}} \\ & (\text{Pa.m}^3) \\ \hline 10.95 \\ & 10.77 \\ & 10.61 \\ & 10.46 \\ & 10.33 \end{array}$ | 0), với G ₁₂ (GPa) 0.98 1.04 1.11 1.18 1.25 | $\frac{\beta=1, b=0}{D_{22}}$ (Pa.m ³) 18.79 19.07 19.38 19.73 20.13 | $\begin{array}{c} 0.4m \ va \\ \hline D_{66} \\ (Pa.m^3) \\ \hline 3.49 \\ 3.71 \\ 3.95 \\ 4.20 \\ 4.48 \end{array}$ | m=n=1. R=a/b 2 2 2 2 2 2 2 | N _{th} (N/m) 1445.87 1466.01 1489.51 1516.34 1546.52 |

Bảng 3.3: Ảnh hưởng tỉ lệ hạt lên lực tới hạn của tấm chịu nén hai phương





Hình 3.4. Ảnh hưởng của tỉ lệ sợi lên Hình lực tới hạn của tấm chịu nén đồng thời lực tới hai phương



Nhận xét: - Khi tỉ lệ sợi và hạt tăng khả năng chịu nén theo hai phương của tấm tăng. Tấm trực hướng có tỉ lệ 25% sợi + 20% hạt có khả năng ổn định tốt hơn 12% so với tấm trực hướng có tỉ lệ 20% sợi + 25% hạt. Như vậy, tỉ lệ sợi có vai trò quan trọng chủ đạo trong việc chịu lực và đảm bảo tính ổn định của tấm khi chịu nén theo hai phương. - Trình tự xếp lớp ảnh hưởng đến ổn định của tấm, giữa hai tấm giá trị chênh lệch từ $5\div8\%$ (tấm 7(90/0) chịu lực tốt hơn tấm 7(0/90)).

| $\psi_c=0.2$ v | và ψ _a =0 | .4 - Tâ | ìm lớp ' | 7(90/0) |), với β= | 1, b=0.4 | m và n | n=n=1. | | |
|--|--|--|--|---|---|---|--|--|---|--|
| R=a/b | Ψa | E11 | E_{22} | Re | D ₁₁ | D ₁₂ | G12 | D ₂₂ | D66 | \mathbf{N}_{th} |
| | (%) | (GPa) | (GPa) | | $(Pa.m^3)$ | $(Pa.m^3)$ | (GPa) | $(Pa.m^3)$ | $(Pa.m^3)$ | (N/m) |
| 1.00 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 0.75 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 3761.70 |
| 2.00 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 0.75 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 2364.98 |
| 4.00 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 0.75 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 2079.61 |
| 6.00 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 0.75 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 2032.22 |
| 8.00 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 0.75 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 2016.13 |
| | | | | | | | | | | |
| ψc=0.2 ν | và ψa=0 | .4 - Tấ | ìm lớp ′ | 7(0/90) | , với β= | 1, b=0.4 | m và n | n=n=1. | | |
| $\psi_c=0.2 \text{ y}$ R=a/b | và ψ _a =0 ψ _a | 0.4 - Tấ E ₁₁ | im lớp ' E ₂₂ | $\frac{7(0/90)}{R_{e}}$ |), với β= D ₁₁ | 1, b=0.4 | m và m G ₁₂ | n=n=1. | D ₆₆ | N _{th} |
| $\frac{\psi_c=0.2 \text{ y}}{\text{R}=a/b}$ | $\psi_a = 0$ ψ_a (%) | 0.4 - Tấ E ₁₁ (GPa) | E ₂₂ (GPa) | 7(0/90) R _e | $b, v \acute{\sigma}i \beta =$ D_{11} (Pa.m ³) | 1, b=0.4 D ₁₂ (Pa.m ³) | G ₁₂ (GPa) | $\frac{D_{22}}{(Pa.m^3)}$ | D ₆₆ (Pa.m ³) | N _{th} (N/m) |
| $\frac{\psi_c=0.2 \text{ w}}{R=a/b}$ | và ψ _a =0 ψ _a (%) 0.40 | 0.4 - Tấ E ₁₁ (GPa) 9.78 | E22 (GPa) 4.20 | 7(0/90) R _e 1.33 | b, với β= D_{11} (Pa.m ³) 40.21 | 1, b=0.4 D ₁₂ (Pa.m ³) 16.51 | 6 m và m G ₁₂ (GPa) 1.41 | n=n=1. D ₂₂ (Pa.m ³) 28.59 | D ₆₆ (Pa.m ³) 5.04 | N _{th} (N/m) 3761.70 |
| $\frac{\psi_{c}=0.2 \text{ w}}{\text{R}=a/b}$ 1.00 2.00 | $v\dot{a} \psi_{a}=0$ ψ_{a} (%) 0.40 0.40 | 9.4 - Tấ E ₁₁ (GPa) 9.78 9.78 | E22 (GPa) 4.20 4.20 | 7(0/90) R _e 1.33 1.33 | $\frac{D_{11}}{(Pa.m^3)}$ 40.21 40.21 | 1, b=0.4 D ₁₂ (Pa.m ³) 16.51 16.51 | m và n G ₁₂ (GPa) 1.41 1.41 | n=n=1. D ₂₂ (Pa.m ³) 28.59 28.59 | D ₆₆ (Pa.m ³) 5.04 5.04 | N _{th} (N/m) 3761.70 2190.65 |
| $\frac{\psi_{c}=0.2 \text{ w}}{\text{R}=a/b}$ 1.00 2.00 4.00 | | 9.4 - Tấ E ₁₁ (GPa) 9.78 9.78 9.78 | E22 (GPa) 4.20 4.20 4.20 | 7(0/90) R _e 1.33 1.33 1.33 | $\begin{array}{c} \text{, với } \beta = \\ \hline D_{11} \\ (Pa.m^3) \\ \hline 40.21 \\ 40.21 \\ 40.21 \end{array}$ | $1, b=0.4$ D_{12} (Pa.m ³) 16.51 16.51 16.51 | m và n G ₁₂ (GPa) 1.41 1.41 1.41 | n=n=1. D ₂₂ (Pa.m ³) 28.59 28.59 28.59 | D ₆₆ (Pa.m ³) 5.04 5.04 5.04 | N _{th} (N/m) 3761.70 2190.65 1861.71 |
| $\frac{\psi_{c}=0.2 \text{ w}}{\text{R}=\text{a/b}}$ 1.00 2.00 4.00 6.00 | | 9.4 - Tấ E ₁₁ (GPa) 9.78 9.78 9.78 9.78 9.78 | E22 (GPa) 4.20 4.20 4.20 4.20 4.20 | 7(0/90) R _e 1.33 1.33 1.33 1.33 | $\begin{array}{c} \text{, với } \beta = \\ \hline D_{11} \\ (\text{Pa.m}^3) \\ \hline 40.21 \\ 40.21 \\ 40.21 \\ 40.21 \\ \hline 40.21 \end{array}$ | 1, b=0.4 D ₁₂ (Pa.m ³) 16.51 16.51 16.51 16.51 | m và n G ₁₂ (GPa) 1.41 1.41 1.41 1.41 1.41 | n=n=1. D ₂₂ (Pa.m ³) 28.59 28.59 28.59 28.59 28.59 | D ₆₆ (Pa.m ³) 5.04 5.04 5.04 5.04 | N _{th} (N/m) 3761.70 2190.65 1861.71 1806.24 |

Bảng 3.4: Ảnh hưởng R=a/b lên lực tới hạn của tấm chịu nén hai phương

Bảng 3.5: Ảnh hưởng của e lên lực tới hạn của tấm chịu nén hai phương

| ψc=0.2 | và ψ _a =(|).4 - T | ấm lớp | o 5(90/ | 0)÷11(90 | /0), với | β=1, m | n=n=1, b= | =0.4m và | a R=2. |
|--|---|--|--|---------------------------|---|---|--|--|---|--|
| e (m) | E ₁₁ (GPa) | E ₂₂ (GPa) | Re | α | D ₁₁ (Pa.m ³) | D ₁₂ (Pa.m ³) | G12 (GPa) | D22 (Pa.m ³) | D66 (Pa.m ³) | N _{th} (N/m) |
| 0.0025 | 9.78 | 4.20 | 0.67 | 0.39 | 13.63 | 6.02 | 1.41 | 11.44 | 1.84 | 845.66 |
| 0.0035 | 9.78 | 4.20 | 0.75 | 0.43 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 2364.98 |
| 0.0045 | 9.78 | 4.20 | 0.80 | 0.44 | 76.44 | 35.08 | 1.41 | 69.78 | 10.71 | 5073.53 |
| 0.0055 | 9.78 | 4.20 | 0.83 | 0.45 | 138.31 | 64.06 | 1.41 | 128.66 | 19.55 | 9321.11 |
| | | | | | | | | | | |
| ψc=0.2 | và ψa=0 |).4 - T | ấm lớp | o 5(0/9 | 0)÷11(0/9 | 90), với | β=1, m | n=n=1, b= | =0.4m, v | à R=2. |
| ψ _c =0.2 · | $va \psi_a = 0$ E_{11} (GPa) | D.4 - Ta E ₂₂ (GPa) | ấm lớp R _e | ο 5(0/9 α | 0) $\div 11(0/9$ D ₁₁ (Pa.m ³) | 90), với D ₁₂ (Pa.m ³) | $\beta=1, m$ G ₁₂ (GPa) | n=n=1, b= D_{22} (Pa.m ³) | =0.4m, v D ₆₆ (Pa.m ³) | à R=2. N _{th} (N/m) |
| ψc=0.2 · e (m) 0.0025 | và ψ _a =0 <u>E</u> ₁₁ (GPa) 9.78 |).4 - Ta E ₂₂ (GPa) 4.20 | ấm lớp R _e 1.50 | α α 0.21 | $ \begin{array}{r} 0) \div 11(0/9) \\ \hline D_{11} \\ (Pa.m^3) \\ \hline 15.46 \end{array} $ | 90), với D ₁₂ (Pa.m ³) 6.02 | $\beta=1, m$ G_{12} (GPa) 1.41 | D ₂₂ (Pa.m ³) 9.61 | =0.4m, v D ₆₆ (Pa.m ³) 1.84 | à R=2. N _{th} (N/m) 760.96 |
| ψc=0.2 e (m) 0.0025 0.0035 | và $\psi_a = 0$ E ₁₁ (GPa) 9.78 9.78 | $\frac{10.4 - T_{2}}{E_{22}}$ (GPa) 4.20 4.20 | ấm lớp R _e 1.50 1.33 | α 0.21 0.29 | $ \begin{array}{c} 0) \div 11(0/9) \\ \hline 11(0/9) \\ \hline 12(10,10) \\ \hline 11(10,10) \\ \hline 12(10,10) \\ 12(10,10) \\ \hline 12(10,10) \\ 1$ | 90), với D ₁₂ (Pa.m ³) 6.02 16.51 | $\beta = 1, m$ G_{12} $G_$ | n=n=1, b= D_{22} (Pa.m ³) 9.61 28.60 | =0.4m, v D ₆₆ (Pa.m ³) 1.84 5.04 | à R=2. N _{th} (N/m) 760.96 2191.34 |
| ψc=0.2 e (m) 0.0025 0.0035 0.0045 | và $\psi_a = 0$ E11 (GPa) 9.78 9.78 9.78 | $\frac{10.4 - T_{2}}{E_{22}}$ (GPa) 4.20 4.20 4.20 | ám lớp R _e 1.50 1.33 1.25 | α 0.21 0.29 0.33 | $0) \div 11(0/9)$ D_{11} (Pa.m ³) 15.46 40.20 82.77 | 90), với D ₁₂ (Pa.m ³) 6.02 16.51 35.08 | $\beta = 1, m$ G_{12} (GPa) 1.41 1.41 1.41 | | $ \frac{D_{66}}{(Pa.m^3)} $ 1.84 5.04 10.71 | à R=2. N _{th} (N/m) 760.96 2191.34 4780.51 |



Hình 3.6. Ảnh hưởng của hệ số R=a/b lên lực tới hạn của tấm chịu nén đồng thời hai phương



Hình 3.7. Ánh hưởng của chiều dày e lên lực tới hạn của tấm chịu nén đồng thời hai phương

Nhận xét: - Khi hệ số R tăng lực tới hạn của tấm chịu nén đồng thời theo hai phương giảm, mới đầu giảm nhanh sau đó giảm chậm tiệm cận tới giá trị nhỏ nhất $N_{xmin} = -\frac{K_x}{\pi^2} \frac{\pi^2 D_{22}}{b^2} = 1995.84$ và 1763.4 ($\frac{N}{m}$) theo thứ tự tấm lớp 7(90/0) và 7(0/90) [do $\beta=1$ tấm chịu lực nén đều, theo [68] trường hợp này là dạng nén thủy tĩnh ($\sigma_y/\sigma_x=1$) khi đó thông số ổn định: $\frac{K_x}{\pi^2} = 1$].

- Tấm trực hướng có tỉ lệ hình học tăng 2 lần (R=2), khả năng ổn định giảm 37% khi chịu nén theo hai phương.

- Tấm trực hướng có tỉ lệ hình học tăng 2 lần và thay thế 5% sợi bằng 5% hạt (khi đó tỷ lệ sợi là 20%), khả năng chịu lực tới hạn giảm 44%. Cho thấy 20% sợi chưa phải là tỷ lệ hợp lý (phải lớn hơn 20%) của tấm composite trong việc chịu lực.

- Khi chiều dày tăng khả năng chịu lực của tấm tăng, tấm lớp 7(90/0) chịu lực tốt hơn tấm lớp 7(0/90) từ 5 ÷ 11%.

- Tấm trực hướng có tỉ lệ 25% sợi + 20% hạt, khi chiều dày thay đổi từ 2.5÷5.5mm và nếu thay thế 5% sợi bằng 5% hạt thì ổn định của tấm sẽ giảm 11.6 ÷ 12.3%.

- Tấm trực hướng có tỉ lệ 40% sợi + 20% hạt, khi chiều dày thay đổi từ 2.5 \div 5.5mm và nếu thay thế 5% sợi bằng 5% hạt thì ổn định của tấm sẽ giảm 11 \div 12%.

Như vậy, tỉ lệ hình học có vai trò quan trọng trong việc chịu lực và đảm bảo tính ổn định của tấm khi chịu nén theo hai phương.

3.3.2. Ôn định của tấm trực hướng ba pha chịu nén theo một phương

Thay các giá trị (3.34) vào công thức (3.30) ta có kết quả trong các bảng sau:

| ψc=0.2 | (tỉ lệ hạ | at khôn | g đổi) - | - Tấm lớ | vp 7(90/0 |)), với | β=0, b=0 | 0.4m và | m=n=1. | |
|--------|-----------|-----------------|----------|------------------------|----------------------|------------------------|----------------------|----------------------|--------|----------------------------|
| ψa | E11 | E ₂₂ | Re | D11 | D ₁₂ | G ₁₂ | D ₂₂ | D66 | R=a/b | \mathbf{N}_{th} |
| (%) | (GPa) | (GPa) | | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | (GPa) | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | | (N/m) |
| 0.20 | 5.78 | 2.96 | 0.75 | 22.81 | 10.95 | 0.98 | 20.72 | 3.49 | 1.449 | 5563.17 |
| 0.25 | 6.78 | 3.23 | 0.75 | 26.45 | 12.62 | 1.07 | 23.80 | 3.81 | 1.452 | 6367.34 |
| 0.30 | 7.78 | 3.52 | 0.75 | 29.96 | 14.11 | 1.17 | 26.78 | 4.17 | 1.454 | 7138.42 |
| 0.35 | 8.78 | 3.84 | 0.75 | 33.29 | 15.41 | 1.28 | 29.62 | 4.58 | 1.456 | 7873.51 |
| 0.40 | 9.78 | 4.20 | 0.75 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 1.457 | 8574.99 |
| ψc=0.2 | (tỉ lệ hạ | at khôn | g đổi) - | - Tấm lớ | p 7(0/90 |)), với | β=0, b=0 | 0.4m và | m=n=1. | |
| Ψa | E11 | E ₂₂ | R_e | D ₁₁ | D ₁₂ | G12 | D ₂₂ | D66 | R=a/b | \mathbf{N}_{th} |
| (%) | (GPa) | (GPa) | | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | (GPa) | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | | (N/m) |
| 0.20 | 5.78 | 2.96 | 1.33 | 24.73 | 10.95 | 0.98 | 18.79 | 3.49 | 1.515 | 5535.65 |
| 0.25 | 6.78 | 3.23 | 1.33 | 28.90 | 12.62 | 1.07 | 21.36 | 3.81 | 1.525 | 6328.89 |
| 0.30 | 7.78 | 3.52 | 1.33 | 32.89 | 14.11 | 1.17 | 23.85 | 4.17 | 1.533 | 7089.39 |
| 0.35 | 8.78 | 3.84 | 1.33 | 36.66 | 15.41 | 1.28 | 26.25 | 4.58 | 1.537 | 7814.84 |
| 0.40 | 9.78 | 4.20 | 1.33 | 40.21 | 16.51 | 1.41 | 28.59 | 5.04 | 1.540 | 8508.09 |

Bảng 3.6: Ảnh hưởng tỉ lệ sợi lên lực tới hạn của tấm chịu nén một phương

Bảng 3.7: Ảnh hưởng tỉ lệ hạt lên lực tới hạn của tấm chịu nén một phương

| $\psi_a = 0.2$ | (ti lệ sọ | ri knong | g doi) - | | p /(90/(|)), voi j | J-0, D-(| J.4111 va | m=n=1. | |
|---|---|--|--|---|--|---|---|--|---|--|
| ψc | E ₁₁ | E ₂₂ | Re | D ₁₁ | D ₁₂ | G ₁₂ | D ₂₂ | D66 | R=a/b | N_{th} |
| (%) | (GPa) | (GPa) | | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | (GPa) | $(Pa.m^3)$ | $(Pa.m^3)$ | | (N/m) |
| 0.20 | 5.78 | 2.96 | 0.75 | 22.81 | 10.95 | 0.98 | 20.72 | 3.49 | 1.449 | 5563.17 |
| 0.25 | 5.87 | 3.12 | 0.75 | 22.90 | 10.77 | 1.04 | 20.90 | 3.71 | 1.447 | 5618.08 |
| 0.30 | 5.96 | 3.28 | 0.75 | 23.03 | 10.61 | 1.11 | 21.13 | 3.95 | 1.445 | 5685.96 |
| 0.35 | 6.06 | 3.46 | 0.75 | 23.22 | 10.46 | 1.18 | 21.41 | 4.20 | 1.443 | 5766.60 |
| 0.40 | 6.17 | 3.64 | 0.75 | 23.45 | 10.33 | 1.25 | 21.72 | 4.48 | 1.442 | 5859.95 |
| | | | 0 | | | | | | | |
| ^ ^ | | | | , | | | | | | |
| ψ _a =0.2 | (tỉ lệ sọ | ri không | g đối) - | · Tấm lớ | p 7(0/90 |)), với | 3=0, b=0 |).4m và | m=n=1. | |
| $\frac{\psi_a=0.2}{\psi_c}$ | $\frac{\text{(tỉ lệ sọ})}{E_{11}}$ | ri không E ₂₂ | g đối) - R _e | • Tấm lớ D ₁₁ | $\frac{p 7(0/90)}{D_{12}}$ |)), với G ₁₂ | 3=0, b=0 D_{22} |).4m và D ₆₆ | m=n=1. R=a/b | \mathbf{N}_{th} |
| $\frac{\psi_a=0.2}{\psi_c}$ (%) | (tỉ lệ sọ E ₁₁ (GPa) | ri không E ₂₂ (GPa) | g đối) - R _e | • Tấm lớ D ₁₁ (Pa.m ³) | $\frac{p 7(0/90)}{D_{12}}$ (Pa.m ³) |)), với G ₁₂ (GPa) | 3=0, b=0 (Pa.m ³) |).4m và D ₆₆ (Pa.m ³) | m=n=1. R=a/b | N _{th} (N/m) |
| $ \frac{\psi_{a}=0.2}{\psi_{c}} $ (%) 0.20 | (tỉ lệ sọ E ₁₁ (GPa) 5.78 | ri không E ₂₂ (GPa) 2.96 | g đối) - R _e 1.33 | - Tấm lớ D ₁₁ (Pa.m ³) 24.73 | $\frac{D_{12}}{(Pa.m^3)}$ |)), với G ₁₂ (GPa) 0.98 | $\frac{3=0, b=0}{D_{22}}$ (Pa.m ³) 18.79 | 0.4m và D ₆₆ (Pa.m ³) 3.49 | m=n=1. R=a/b 1.515 | N _{th} (N/m) 5535.65 |
| | (tỉ lệ sọ E ₁₁ (GPa) 5.78 5.87 | ri không E ₂₂ (GPa) 2.96 3.12 | g đối) - R _e 1.33 1.33 | Tấm lớ D ₁₁ (Pa.m ³) 24.73 24.73 | $\frac{p 7(0/90)}{D_{12}}$ (Pa.m ³) 10.95 10.77 |)), với G ₁₂ (GPa) 0.98 1.04 | $3=0, b=0$ D_{22} (Pa.m ³) 18.79 19.07 |).4m và D ₆₆ (Pa.m ³) 3.49 3.71 | m=n=1. R=a/b 1.515 1.509 | N _{th} (N/m) 5535.65 5593.19 |
| | (tỉ lệ sọ E ₁₁ (GPa) 5.78 5.87 5.96 | ri không E ₂₂ (GPa) 2.96 3.12 3.28 | g đối) - R _e 1.33 1.33 1.33 | Tấm lớ D ₁₁ (Pa.m ³) 24.73 24.73 24.79 | p 7(0/90 D ₁₂ (Pa.m ³) 10.95 10.77 10.61 |)), với G ₁₂ (GPa) 0.98 1.04 1.11 | 3=0, b=0 D ₂₂ (Pa.m ³) 18.79 19.07 19.38 |).4m và D ₆₆ (Pa.m ³) 3.49 3.71 3.95 | m=n=1. R=a/b 1.515 1.509 1.504 | N _{th} (N/m) 5535.65 5593.19 5663.50 |
| | (tỉ lệ sọ E ₁₁ (GPa) 5.78 5.87 5.96 6.06 | ri không E ₂₂ (GPa) 2.96 3.12 3.28 3.46 | g đôi) - R _e 1.33 1.33 1.33 1.33 | Tấm lớ D ₁₁ (Pa.m ³) 24.73 24.73 24.79 24.89 | $\begin{array}{c} p \ 7(0/90) \\ \hline D_{12} \\ (Pa.m^3) \\ \hline 10.95 \\ 10.77 \\ 10.61 \\ 10.46 \end{array}$ |)), với G ₁₂ (GPa) 0.98 1.04 1.11 1.18 | 3=0, b=0 D ₂₂ (Pa.m ³) 18.79 19.07 19.38 19.73 |).4m và D ₆₆ (Pa.m ³) 3.49 3.71 3.95 4.20 | m=n=1. R=a/b 1.515 1.509 1.504 1.499 | N _{th} (N/m) 5535.65 5593.19 5663.50 5746.39 |

Nhận xét: - Khi tỉ lệ sợi và hạt tăng khả năng chịu nén theo một phương của tấm tăng, ảnh hưởng của sợi lên ổn định của tấm tốt hơn hạt.

- Tấm có cùng kích thước khả năng chịu lực theo một phương gấp ít nhất 3.6 lần đối với tấm chịu lực theo hai phương.

- Tấm trực hướng có tỉ lệ 25% sợi + 20% hạt có khả năng ổn định tốt hơn 13% so với tấm trực hướng có tỉ lệ 20% sợi + 25% hạt chịu nén theo một phương. Như vậy, tỉ lệ sợi có vai trò quan trọng trong việc chịu lực và đảm bảo tính ổn định của tấm khi chịu nén theo một phương.





Hình 3.8. Ảnh hưởng tỉ lệ sợi lên lựcHình 3.9. Ảnh hưởng tỉ lệ hạt lên lựctới hạn của tấm chịu nén theo một phươngtới hạn của tấm chịu nén theo một phương

| Bảng 3.8: Anh hướng R=a/b lên lực tới hạn của tâm chịu nên một phương | |
|--|--|
| $v_c=0.2 - T\hat{a}m l \phi p 7(90/0), v \phi i \beta=0, b=0.4m v a m=1.5, n=1.$ | |

| R=a/b | Ψa | E_{11} | E ₂₂ | Re | D ₁₁ | D ₁₂ | G ₁₂ | D ₂₂ | D66 | N_{th} |
|-------|------|----------|-----------------|------|------------------------|-----------------|-----------------|-----------------|------------|----------|
| | (%) | (GPa) | (GPa) | | $(Pa.m^3)$ | $(Pa.m^3)$ | (GPa) | $(Pa.m^3)$ | $(Pa.m^3)$ | (N/m) |
| 1.457 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 0.75 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 8574.99 |
| 2.523 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 0.75 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 7868.93 |
| 3.569 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 0.75 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 7692.41 |
| 4.607 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 0.75 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 7621.81 |
| 5.643 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 0.75 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 7586.50 |

| R=a/b | Ψa (%) | E ₁₁ (GPa) | E ₂₂ (GPa) | R _e | D ₁₁ (Pa.m ³) | D ₁₂ (Pa.m ³) | G ₁₂ (GPa) | D ₂₂ (Pa.m ³) | D ₆₆ (Pa.m ³) | N _{th} (N/m) |
|-------|-----------|--------------------------|--------------------------|----------------|---|---|--------------------------|---|---|--------------------------|
| 1.540 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 1.33 | 40.21 | 16.51 | 1.41 | 28.59 | 5.04 | 8508.09 |
| 2.668 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 1.33 | 40.21 | 16.51 | 1.41 | 28.59 | 5.04 | 7810.95 |
| 3.773 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 1.33 | 40.21 | 16.51 | 1.41 | 28.59 | 5.04 | 7636.66 |
| 4.870 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 1.33 | 40.21 | 16.51 | 1.41 | 28.59 | 5.04 | 7566.95 |
| 5.965 | 0.40 | 9.78 | 4.20 | 1.33 | 40.21 | 16.51 | 1.41 | 28.59 | 5.04 | 7532.09 |

| ψc=0.2 v | νà ψa=0 | .4 - Tấ | ìm lớp | 5(90/0 |)÷11(90/ | 0), với (| 3=0, b= | =0.4m, m | =n=1. | |
|----------|----------|-----------------|--------|--------|-----------------|------------------------|-----------------|----------------------|----------------------|-----------------|
| e | E_{11} | E ₂₂ | P | a | D11 | D ₁₂ | G ₁₂ | D ₂₂ | D66 | N_{th} |
| (m) | (GPa) | (GPa) | Ne | u | $(Pa.m^3)$ | $(Pa.m^3)$ | (GPa) | (Pa.m ³) | $(Pa.m^3)$ | (N/m) |
| 0.0025 | 9.78 | 4.20 | 0.67 | 0.39 | 13.63 | 6.02 | 1.41 | 11.44 | 1.84 | 3121.02 |
| 0.0035 | 9.78 | 4.20 | 0.75 | 0.43 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 8574.99 |
| 0.0045 | 9.78 | 4.20 | 0.80 | 0.44 | 76.44 | 35.08 | 1.41 | 69.78 | 10.71 | 18233.23 |
| 0.0055 | 9.78 | 4.20 | 0.83 | 0.45 | 138.31 | 64.06 | 1.41 | 128.66 | 19.55 | 33297.92 |
| ψc=0.2 v | và ψa=0 | .4 - Tấ | ìm lớp | 5(0/90 |)÷11(0/9 | 0), với (| 3=0, b= | =0.4m, m | =n=1. | |
| e | E_{11} | E ₂₂ | D | a | D ₁₁ | D ₁₂ | G ₁₂ | D ₂₂ | D66 | N _{th} |
| (m) | (GPa) | (GPa) | Re | u | $(Pa.m^3)$ | $(Pa.m^3)$ | (GPa) | $(Pa.m^3)$ | (Pa.m ³) | (N/m) |
| 0.0025 | 9.78 | 4.20 | 1.50 | 0.21 | 15.46 | 6.02 | 1.41 | 9.61 | 1.84 | 3075.01 |
| 0.0035 | 9.78 | 4.20 | 1.33 | 0.29 | 40.20 | 16.51 | 1.41 | 28.60 | 5.04 | 8508.49 |
| 0.0045 | 9.78 | 4.20 | 1.25 | 0.33 | 82.77 | 35.08 | 1.41 | 63.45 | 10.71 | 18146.05 |
| 0.0055 | 9.78 | 4.20 | 1.20 | 0.36 | 147.96 | 64.06 | 1.41 | 119.02 | 19.55 | 33190.04 |

Bảng 3.9: Ảnh hưởng của e lên lực tới hạn của tấm chịu nén một phương





Hình 3.10. Ảnh hưởng của hệ số R=a/b lên lực tới hạn của tấm chịu nén theo một phương



Nhận xét: - Khi hệ số R tăng thì lực tới hạn của tấm chịu nén theo một phương giảm, mới đầu giảm nhanh sau đó giảm chậm tiệm cận tới giá trị nhỏ nhất $N_{xmin} = -\frac{K_x}{\pi^2} \frac{\pi^2 D_{22}}{b^2} = 7515.89$ và 7462.38 ($\frac{N}{m}$) theo thứ tự tấm lớp 7(90/0) và 7(0/90) [trong đó

giá trị nhỏ nhất của thông số ổn định: $\frac{K_x}{\pi^2} = 2(\sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} + \frac{D_{12}+2D_{66}}{D_{22}})$] [68].

- Tấm trực hướng có tỉ lệ hình học tăng 2.5 lần (R=2.5), khả năng ổn định giảm 10% khi chịu nén theo một phương.

- Tấm trực hướng có tỉ lệ hình học tăng 2.5 lần và thay thế 5% sợi bằng 5% hạt (khi đó tỷ lệ sợi là 20%), khả năng ổn định giảm 17% khi chịu nén theo một phương.

- Khi chiều dày tăng khả năng chịu lực của tấm tăng, hai tấm lớp 7(90/0) và 7(0/90) có tính ổn định tương đương khi chịu nén theo một phương.

- Khi chiều dày thay đổi từ 2.5÷5.5mm, nếu thay thế 5% sợi bằng 5% hạt (khi đó tỷ lệ sợi là 20%) thì ổn định của tấm sẽ giảm 8 ÷ 12%.

Như vậy, tỉ lệ hình học có vai trò quan trọng trong việc chịu lực và đảm bảo tính ổn định của tấm khi chịu nén theo một phương.

3.3.3. Ôn định của tấm trực hướng ba pha chịu cắt

Thay các giá trị vật liệu thành phần (3.34) vào công thức (3.33) ta có kết quả trong các bảng sau:

| D | ang 5. | IU: AII | n nuonş | g cua ti | lệ sựi li | en iuc t | or năn (| ua tam | cuiu ta | li cat |
|---------------------|-----------------|-----------------|----------------------|----------------------|-----------------|------------------------|----------------------|----------|----------|----------------------------|
| ψc=0.2 | (tỉ lệ h | ạt khôr | ng đổi) - | Tấm lớ | p 7(90/ | 0) có R _e | s = 0.75, | với a=0 |).8m, b= | =0.4m. |
| ψ_a | E_{11} | E_{22} | D ₁₁ | D ₁₂ | G_{12} | D ₂₂ | D66 | В | θ | \mathbf{S}_{th} |
| (%) | (GPa) | (GPa) | $(Pa.m^3)$ | $(Pa.m^3)$ | (GPa) | $(Pa.m^3)$ | $(Pa.m^3)$ | | | (N/m) |
| 0.20 | 5.78 | 2.96 | 22.81 | 10.95 | 0.98 | 20.72 | 3.49 | 0.512 | 1.213 | 13077 |
| 0.25 | 6.78 | 3.23 | 26.45 | 12.62 | 1.07 | 23.80 | 3.81 | 0.513 | 1.239 | 15071 |
| 0.30 | 7.78 | 3.52 | 29.96 | 14.11 | 1.17 | 26.78 | 4.17 | 0.514 | 1.261 | 16988 |
| 0.35 | 8.78 | 3.84 | 33.29 | 15.41 | 1.28 | 29.62 | 4.58 | 0.515 | 1.278 | 18822 |
| 0.40 | 9.78 | 4.20 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 0.515 | 1.292 | 20573 |
| ψc=0.2 | (tỉ lệ h | ạt khôr | ng đổi) - | Tấm lớ | p 7(0/9 | 0)] có R | $L_{e} = 1.33$ | , với a= | 0.8m, b | =0.4m. |
| ψ_a | E ₁₁ | E ₂₂ | D ₁₁ | D ₁₂ | G ₁₂ | D ₂₂ | D66 | В | θ | \mathbf{S}_{th} |
| (%) | (GPa) | (GPa) | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | (GPa) | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | | | (N/m) |
| 0.20 | 5.78 | 2.96 | 24.73 | 10.95 | 0.98 | 18.79 | 3.49 | 0.536 | 1.203 | 12559 |
| 0.25 | 6.78 | 3.23 | 28.90 | 12.62 | 1.07 | 21.36 | 3.81 | 0.539 | 1.227 | 14401 |
| 0.30 | 7.78 | 3.52 | 32.89 | 14.11 | 1.17 | 23.85 | 4.17 | 0.542 | 1.247 | 16177 |
| 0.35 | 8.78 | 3.84 | 36.66 | 15.41 | 1.28 | 26.25 | 4.58 | 0.544 | 1.263 | 17881 |
| 0.40 | 9.78 | 4.20 | 40.21 | 16.51 | 1.41 | 28.59 | 5.04 | 0.545 | 1.275 | 19517 |
| В | ång 3. 1 | 1 1: Ån | h hưởng | g của tỉ 🛛 | lệ hạt l | ên lực t | ới hạn c | của tấm | chịu tả | hi cắt |
| ψ _a =0.2 | (tỉ lệ s | ợi khôr | ng đổi) - | Tấm lớ | p 7(90/ | 0) có R _e | =0.75, v | ∕ới a=0. | 8m, b=0 |).4m. |
| ψc | E_{11} | E ₂₂ | D ₁₁ | D ₁₂ | G ₁₂ | D ₂₂ | D ₆₆ | В | θ | \mathbf{S}_{th} |
| (%) | (GPa) | (GPa) | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | (GPa) | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | | | (N/m) |
| 0.20 | 5.78 | 2.96 | 22.81 | 10.95 | 0.98 | 20.72 | 3.49 | 0.512 | 1.213 | 13077.31 |
| 0.25 | 5.87 | 3.12 | 22.90 | 10.77 | 1.04 | 20.90 | 3.71 | 0.512 | 1.202 | 13173.44 |
| 0.30 | 5.96 | 3.28 | 23.03 | 10.61 | 1.11 | 21.13 | 3.95 | 0.511 | 1.192 | 13296.58 |
| 0.35 | 6.06 | 3.46 | 23.22 | 10.46 | 1.18 | 21.41 | 4.20 | 0.510 | 1.181 | 13448.55 |
| 0.40 | 6.17 | 3.64 | 23.45 | 10.33 | 1.25 | 21.72 | 4.48 | 0.510 | 1.170 | 13627.68 |
| ψa=0.2 | (tỉ lệ s | ợi khôr | ng đổi) - | Tấm lớ | p 7(0/9 | 0) có R _e | =1.33, v | ∕ới a=0. | 8m, b=0 |).4m. |
| ψc | E ₁₁ | E ₂₂ | D ₁₁ | D ₁₂ | G12 | D ₂₂ | D66 | В | θ | Sth |
| (%) | (GPa) | (GPa) | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | (GPa) | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | | | (N/m) |
| 0.20 | 5.78 | 2.96 | 24.73 | 10.95 | 0.98 | 18.79 | 3.49 | 0.536 | 1.203 | 12558.92 |
| 0.25 | 5.87 | 3.12 | 24.73 | 10.77 | 1.04 | 19.07 | 3.71 | 0.534 | 1.194 | 12682.85 |

Bảng 3.10: Ảnh hưởng của tỉ lệ sợi lên lực tới hạn của tấm chịu tải cắt

19.38

19.73

20.13

3.95

4.20

4.48

0.532

0.530

0.528

1.184

1.174

1.164

12833.52

13010.33

13213.07

1.11

1.18

1.25

0.30

0.35

0.40

5.96

6.06

6.17

3.28

3.46

3.64

24.79

24.89

25.04

10.61

10.46

10.33





Hình 3.12. Ảnh hưởng của tỉ lệ sợi lên lực tới hạn của tấm chịu tải cắt



Nhận xét: - Khi tỉ lệ sợi tăng khả năng chịu cắt của tấm tăng, ảnh hưởng của sợi lên ổn định của tấm chịu tải cắt tốt hơn hạt rất nhiều.

- Tấm lớp 7(90/0) có khả năng chịu cắt tốt hơn tấm lớp 7(0/90), nghĩa là về phương diện dát lớp: số lớp theo phương vuông góc nhiều hơn sẽ có sức bền cắt tốt hơn.

- Khả năng chịu cắt của tấm có thành phần ($\psi_a=0.4$, $\psi_c=0.2$) gấp (1.48÷1.51) lần khả năng chịu cắt của tấm có thành phần ($\psi_a=0.2$, $\psi_c=0.4$).

- Tấm trực hướng có tỉ lệ 25% sợi + 20% hạt có khả năng ổn định tốt hơn 12.6% so với tấm trực hướng có tỉ lệ 20% sợi + 25% hạt khi chịu tải cắt. Như vậy, tỉ lệ sợi có vai trò quan trọng trong việc chịu lực và đảm bảo tính ổn định của tấm khi chịu cắt.

| $\psi_{c}=0.2,$ | $\psi_a = 0.4$ | - Tâm | lớp 7(9 | 0/0) có l | $K_e = 0.73$ | 5, VOI 0- | =0.4m. | | | |
|-------------------------------|--|--|---|---|--|--|---|----------------------------------|--|--|
| R=a/b | E ₁₁ | E ₂₂ | D11 | D ₁₂ | G12 | D ₂₂ | D66 | В | θ | \mathbf{S}_{th} |
| | (GPa) | (GPa) | $(Pa.m^3)$ | $(Pa.m^3)$ | (GPa) | $(Pa.m^3)$ | $(Pa.m^3)$ | | | (N/m) |
| 1.25 | 9.78 | 4.20 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 0.824 | 1.292 | 24560 |
| 1.50 | 9.78 | 4.20 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 0.687 | 1.292 | 22595 |
| 2.00 | 9.78 | 4.20 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 0.515 | 1.292 | 20573 |
| 2.50 | 9.78 | 4.20 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 0.412 | 1.292 | 19441 |
| 3.00 | 9.78 | 4.20 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 0.343 | 1.292 | 18963 |
| ψc=0.2, | ψa=0.4 | - Tấn | n lớp 7((|)/90) có | $R_e=1.3$ | 3, với b | =0.4m. | | | |
| P-a/h | F | | Б | р | C | - | Б | р | 0 | |
| $\mathbf{R} - \mathbf{a} / 0$ | \mathbf{E}_{11} | E_{22} | D_{11} | D_{12} | G_{12} | D_{22} | D_{66} | В | θ | \mathbf{S}_{th} |
| N — <i>a</i> /0 | E ₁₁ (GPa) | E ₂₂ (GPa) | D ₁₁ (Pa.m ³) | D ₁₂ (Pa.m ³) | G ₁₂ (GPa) | D ₂₂ (Pa.m ³) | D ₆₆ (Pa.m ³) | В | θ | S _{th} (N/m) |
| 1.25 | E ₁₁ (GPa) 9.78 | E ₂₂ (GPa) 4.20 | D ₁₁ (Pa.m ³) 40.21 | D ₁₂ (Pa.m ³) 16.51 | G ₁₂ (GPa) 1.41 | D ₂₂ (Pa.m ³) 28.59 | D ₆₆ (Pa.m ³) 5.04 | в 0.871 | 0 1.275 | S _{th} (N/m) 23929 |
| 1.25 1.50 | E ₁₁ (GPa) 9.78 9.78 | E ₂₂ (GPa) 4.20 4.20 | D ₁₁ (Pa.m ³) 40.21 40.21 | D ₁₂ (Pa.m ³) 16.51 16.51 | G ₁₂ (GPa) 1.41 1.41 | D ₂₂ (Pa.m ³) 28.59 28.59 | D ₆₆ (Pa.m ³) 5.04 5.04 | в 0.871 0.726 | 0 1.275 1.275 | S _{th} (N/m) 23929 21565 |
| 1.25 1.50 2.00 | E ₁₁ (GPa) 9.78 9.78 9.78 | E ₂₂ (GPa) 4.20 4.20 4.20 | D ₁₁ (Pa.m ³) 40.21 40.21 40.21 | D ₁₂ (Pa.m ³) 16.51 16.51 16.51 | G ₁₂ (GPa) 1.41 1.41 1.41 | D ₂₂ (Pa.m ³) 28.59 28.59 28.59 | D ₆₆ (Pa.m ³) 5.04 5.04 5.04 | B 0.871 0.726 0.545 | 0 1.275 1.275 1.275 | S _{th} (N/m) 23929 21565 19517 |
| 1.25 1.50 2.00 2.50 | E ₁₁ (GPa) 9.78 9.78 9.78 9.78 9.78 | E ₂₂ (GPa) 4.20 4.20 4.20 4.20 4.20 | D ₁₁ (Pa.m ³) 40.21 40.21 40.21 40.21 | D ₁₂ (Pa.m ³) 16.51 16.51 16.51 16.51 | G12 (GPa) 1.41 1.41 1.41 1.41 1.41 | D ₂₂ (Pa.m ³) 28.59 28.59 28.59 28.59 28.59 | D ₆₆ (Pa.m ³) 5.04 5.04 5.04 5.04 5.04 | 0.871 0.726 0.545 0.436 | 0 1.275 1.275 1.275 1.275 1.275 | S _{th} (N/m) 23929 21565 19517 18400 |

Bảng 3.12: Ảnh hưởng hệ số R=a/b lên lực tới hạn của tấm chịu tải cắt
| $\psi_c=0.2$ V | và ψ _a = | 0.4 - 7 | Tấm lớp : | 5(90/0)÷ | -11(90/ | /0), b=0.4 | 4m và R | =2. | | |
|---|--------------------------------|---------------------------|--|---|--|---|--|------------------------------|------------------------------|---|
| e | R. | a | D ₁₁ | D ₁₂ | G ₁₂ | D ₂₂ | D66 | В | θ | \mathbf{S}_{th} |
| (m) | Re | u | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | (GPa) | (Pa.m ³) | (Pa.m ³) | | | (N/m) |
| 0.0025 | 0.67 | 0.39 | 13.63 | 6.02 | 1.41 | 11.44 | 1.84 | 0.522 | 1.289 | 7406.36 |
| 0.0035 | 0.75 | 0.43 | 36.44 | 16.51 | 1.41 | 32.36 | 5.04 | 0.515 | 1.292 | 20573.01 |
| 0.0045 | 0.80 | 0.44 | 76.44 | 35.08 | 1.41 | 69.78 | 10.71 | 0.512 | 1.293 | 43979.16 |
| 0.0055 | 0.83 | 0.45 | 138.31 | 64.06 | 1.41 | 128.66 | 19.55 | 0.509 | 1.293 | 80602.20 |
| $\psi_c=0.2$ và $\psi_a=0.4$ - Tấm lớp 5(0/90)÷11(0/90), b=0.4m và R=2. | | | | | | | | | | |
| | | | uni iop . | (0/90) | -11(0/5 | /0), 0=0 | IIII va Iv | | | |
| e | י ס | | D ₁₁ | D ₁₂ | G ₁₂ | D_{22} | D ₆₆ | B | θ | S _{th} |
| e (m) | Re | α | D ₁₁ (Pa.m ³) | D_{12} (Pa.m ³) | G ₁₂ (GPa) | D ₂₂ (Pa.m ³) | D ₆₆ (Pa.m ³) | B | θ | S _{th} (N/m) |
| e (m) 0.0025 | R _e | α 0.21 | D ₁₁ (Pa.m ³) 15.46 | $\frac{D_{12}}{(Pa.m^3)}$ 6.02 | G ₁₂ (GPa) | D ₂₂ (Pa.m ³) 9.61 | D ₆₆ (Pa.m ³) 1.84 | B 0.563 | θ 1.258 | S _{th} (N/m) 6852.04 |
| e (m) 0.0025 0.0035 | R _e 1.50 1.33 | α 0.21 0.29 | D ₁₁ (Pa.m ³) 15.46 40.20 | D ₁₂ (Pa.m ³) 6.02 16.51 | G ₁₂ (GPa) 1.41 1.41 | D ₂₂ (Pa.m ³) 9.61 28.60 | D ₆₆ (Pa.m ³) 1.84 5.04 | B 0.563 0.544 | θ 1.258 1.276 | S _{th} (N/m) 6852.04 19523.12 |
| e (m) 0.0025 0.0035 0.0045 | Re 1.50 1.33 1.25 | α 0.21 0.29 0.33 | D ₁₁ (Pa.m ³) 15.46 40.20 82.77 | D ₁₂ (Pa.m ³) 6.02 16.51 35.08 | G ₁₂ (GPa) 1.41 1.41 1.41 | D ₂₂ (Pa.m ³) 9.61 28.60 63.45 | D ₆₆ (Pa.m ³) 1.84 5.04 10.71 | B 0.563 0.544 0.534 | θ 1.258 1.276 1.283 | S _{th} (N/m) 6852.04 19523.12 42285.33 |

Bảng 3.13: Ảnh hưởng của chiều dày e lên lực tới hạn của tấm chịu tải cắt





Hình 3.14. Ảnh hưởng của hệ số R=a/b lên lực tới hạn của tấm chịu tải cắt



Nhận xét: - Khi hệ số R tăng lực tới hạn của tấm chịu tải cắt giảm, mới đầu giảm nhanh sau đó giảm chậm dần. R tăng từ 1.25÷2.5 lần thì S_{th} giảm 0.77 lần.

- Tấm trực hướng có tỉ lệ hình học tăng 2 lần (R=2), khả năng ổn định giảm 28%.

- Tấm trực hướng có tỉ lệ hình học tăng 2 lần và thay thế 5% sợi bằng 5% hạt (khi đó tỷ lệ sợi là 20%) khả năng ổn định giảm 37%.

- Khi chiều dày tăng từ 2.5÷5.5mm khả năng chịu cắt của tấm tăng 10.88 và 11.4 lần theo thứ tự tấm lớp 7(90/0) và 7(0/90).

- Tấm trực hướng có tỉ lệ 25% sợi + 20% hạt, khi chiều dày thay đổi từ 2.5 \div 5.5mm và nếu thay thế 5% sợi bằng 5% hạt thì ổn định của tấm sẽ giảm 12 \div 12.6%.

- Tấm trực hướng có tỉ lệ 40% sợi + 20% hạt, khi chiều dày thay đổi từ 2.5 \div 5.5mm và nếu thay thế 5% sợi bằng 5% hạt thì ổn định của tấm sẽ giảm 7.5 \div 8.1%.

Như vậy, tỉ lệ hình học có vai trò quan trọng trong việc chịu lực và đảm bảo tính ổn định của tấm khi chịu tải cắt.

3.3.4. So sánh kết quả với một số nghiên cứu khác

Ôn định của tấm trực hướng các cạnh tựa đơn chịu tải đồng thời theo hai phương và theo một phương được thảo luận bởi nhiều tác giả khác nhau [29,31-34,41,45,54, 68]. Trong mục này kết quả sẽ được so sánh với nghiên cứu của Leissa [68] như sau:

- Kết quả giống nhau khi cho hệ số hình dáng R tăng thì lực tới hạn $N_{th}(1,1)$ của tấm chịu nén đồng thời theo hai phương giảm dần tiệm cận tới giá trị nhỏ nhất $N_{xmin} = -\frac{K_x}{\pi^2} \frac{\pi^2 D_{22}}{b^2} = 1995.84$ và 1763.4 $\left(\frac{N}{m}\right)$ [68] theo thứ tự tấm lớp 7(90/0) và 7(0/90) [trong đó: $\frac{K_x}{\pi^2} = 1$].

- Kết quả cũng giống nhau khi cho hệ số hình dáng R tăng thì lực tới hạn N_{th}(m,1) của tấm chịu nén theo một phương giảm dần tiệm cận tới giá trị nhỏ nhất N_{xmin} = $-\frac{K_x}{\pi^2} \frac{\pi^2 D_{22}}{b^2} = 7515.89 \text{ và } 7462.38 \left(\frac{N}{m}\right) [68] \text{ theo thứ tự tấm lớp } 7(90/0) \text{ và } 7(0/90)$ [trong đó: $\frac{K_x}{\pi^2} = 2\left(\sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} + \frac{D_{12}+2D_{66}}{D_{22}}\right)$].

3.4. Kết luận chương 3

Trong chương 3, luận án đã giải quyết được một số nội dung sau:

- Đã thiết lập được các phương trình (3.28), (3.30) và (3.33) dùng để phân tích ổn định của tấm trực hướng ba pha chịu tải cơ học.

- Đã khảo sát ổn định của tấm trực hướng ba pha dưới tác dụng của tải nén theo hai phương, nén theo một phương và tải cắt. Xác định được ảnh hưởng của tham số vật liệu và tỉ lệ thành phần sợi, hạt, kích thước hình học tấm (hệ số R và chiều dày e), và cấu hình lên lực tới hạn của tấm.

Kết luận rút ra từ kết quả nghiên cứu:

- Ôn định tĩnh của tấm composite ba pha chịu ảnh hưởng lớn bởi các yếu tố thành phần vật liệu và thông số hình dáng của tấm:

Khi tỉ lệ sợi tăng khả năng chịu nén, cắt của tấm tăng mạnh, tuy nhiên khi tỉ lệ hạt tăng khả năng chịu nén, cắt của tấm tăng ít. Tấm trực hướng có tỉ lệ 25% sợi + 20% hạt có khả năng ổn định tốt hơn 12÷13% so với tấm trực hướng có tỉ lệ 20% sợi + 25% hạt. Vì vậy, tỉ lệ sợi có vai trò quan trọng chủ đạo trong việc chịu lực và đảm bảo tính ổn định (dưới tác động tải cơ học) của tấm.

Khi thông số hình dáng R tăng thì lực tới hạn của tấm chịu nén đồng thời theo hai phương, một phương và chịu cắt giảm, mới đầu giảm nhanh sau đó giảm chậm tiệm cận tới giá trị nhỏ nhất (đối với nén theo hai phương $N_{x min} = 46\% N_{th}(1,1)$ và nén theo một phương $N_{x min} = 87\% N_{th}(m,1)$). Do đó cần lựa chọn thông số này một cách hợp lý để đảm bảo tấm làm việc ổn định mà không làm tăng trọng lượng của nó.

Tấm có cùng kích thước khả năng chịu lực theo một phương gấp ít nhất 3.6 lần đối với tấm chịu lực theo hai phương.

Tấm trực hướng có tỉ lệ hình học tăng 2 lần (R=2), khả năng ổn định giảm 37% khi chịu nén theo hai phương.

Tấm trực hướng có tỉ lệ hình học tăng 2.5 lần (R=2.5), khả năng ổn định giảm 10% khi chịu nén theo một phương.

Tấm trực hướng có tỉ lệ hình học tăng 2 lần (R=2), khả năng ổn định giảm 28% khi chịu tải cắt.

Như vậy, tỉ lệ hình học có vai trò quan trọng trong việc chịu lực và đảm bảo tính ổn định của tấm dưới tác dụng của tải cơ học.

- Khi chiều dày tăng khả năng chịu nén, chịu cắt của tấm tăng. Chiều dày thay đổi từ 2.5÷5.5mm và nếu thay thế 5% sợi bằng 5% hạt (khi đó tỷ lệ sợi là 20%) khả năng:

+ Ôn định của tấm (khi chịu nén theo hai phương) sẽ giảm $11.6 \div 12.3\%$.

+ Ôn định của tấm (khi chịu nén theo một phương) sẽ giảm $8 \div 12\%$.

+ Ôn định của tấm (khi chịu tải cắt) sẽ giảm $12 \div 12.6\%$.

Như vậy khi bổ sung các hạt gia cường để cải thiện các tiêu chí: làm cho vật liệu khó cháy hơn thỏa mãn quy phạm (như các kết cấu trong buồng máy hoặc các thiết bị khác như: xuồng cứu sinh, thiết bị xử lý nước thải...), chống thấm, tăng độ cứng bề mặt của tấm thì sẽ ảnh hưởng đến sức bền kéo, uốn [18] và ổn định của kết cấu. Kết quả nghiên cứu trên là cơ sở khoa học giúp các cơ sở đóng tàu trong nước thiết kế, chế tạo các kết cấu tàu và các trang thiết bị trên tàu thỏa mãn các tiêu chí: độ bền, vật liệu chậm cháy theo yêu cầu của quy phạm, và có giá thành sản phẩm hợp lý nhất.

Một số kết quả nghiên cứu trong chương 3 đã được báo cáo và đăng trong "Danh mục các công trình nghiên cứu đã công bố của tác giả có liên quan đến luận án", tài liệu số:

4. **Phạm Văn Thu**, Trịnh Văn Bình, Huỳnh Tấn Đạt, Nguyễn Văn Đạt, Nguyễn Đình Đức (2016). Nghiên cứu xác định ứng suất tính toán cho tấm composite lớp trực hướng dùng trong đóng tàu. Hội nghị Khoa học toàn quốc Vật liệu và Kết cấu composite, Cơ học, Công nghệ và ứng dụng, Đại học Nha Trang, 28-29/7/2016, trang 675-682.

7. **Pham Van Thu**, (2018). The buckling of orthotropic three-phase composite plates used in composite shipbuilding. Journal of Science, Mathematics- Physics, Vietnam National University, Hanoi, Vol.34, N4, pp 92-109.

CHƯƠNG 4:

ÔN ĐỊNH ĐỘNG CỦA PANEL COMPOSITE BA PHA

Chương này đề cập đến vấn đề tính ổn định (khái niệm ổn định trong phần này là ổn định động – viết tắt: ổn định) cho cánh nâng của tàu cánh ngầm đang được các cơ sở đóng tàu trong nước quan tâm nghiên cứu. Như trong phần đặt vấn đề, cánh ngầm chịu lực lớn và phức tạp (hình 4.1.a). Việc tính ổn định cánh được giải quyết như sau:

- Mô hình tính cánh: Theo thực tế, kết cấu cánh của các tàu cánh ngầm được bố trí ngang (tính theo mặt cắt ngang) thông thường có 4 trụ đỡ cánh được liên kết cứng vào vỏ đáy. Hai trụ giữa có khoảng cách lớn nhất, hai trụ hai bên được đặt gần hơn (hình 4.1.b). Như vậy, có thể thấy khó khăn nhất là giải quyết được bài toán ổn định đối với cánh khi liên kết cứng trên hai trụ giữa. Phần cánh còn lại (kể cả phần công xôn) do được liên kết cứng với trụ hai bên được đặt gần hơn nhiều so với hai trụ giữa, nên cánh sẽ ổn định hơn và công việc tính ổn định sẽ tương tự như hai trụ giữa.



Hình 4.1.a. Tàu cánh ngầm (Hydrofoil boat) [143]

- Nghiên cứu thiết kế và tính ổn định cánh nâng của tàu cánh ngầm làm từ vật liệu composite ba pha bằng phương pháp giải tích. Phương pháp này cho lời giải rõ ràng xác định biên dạng, kích thước hình học của cánh từ ứng suất ổn định và mô men uốn cho phép, và khảo sát ảnh hưởng của một số yếu tố đến ổn định của cánh composite ba pha chịu tải thủy động. Cơ sở lý thuyết dựa trên tiêu chuẩn thiết kế kết cấu tàu cánh ngầm (mô hình tương đương từ cánh vật liệu đồng nhất đẳng hướng sang cánh vật liệu composite), lý thuyết tấm cổ điển và hàm ứng suất tính cho hình dạng cánh phi tuyến.



Hình 4.1.b. Bố trí cánh nâng gắn vào vỏ tàu cánh ngầm

- Khảo sát ổn định cánh ngầm: Đưa về bài toán khảo sát ổn định panel, tương tự như các nghiên cứu trong lĩnh vực vật liệu composite ngành hàng không: [25,107] tác giả đã đề xuất 3 kiểu panel: T, I và HAT, khảo sát với 4 mức độ tải khác nhau; và tối ưu vật liệu bởi: giảm lớp, giật lớp (về mút cánh), thứ tự xếp lớp và hướng sợi đối với các panel (mút cánh, đế cánh, gân gia cường) nhằm giảm khối lượng của cánh đến mức tối thiểu. Hoặc tương tự như [51] tác giả đã đơn giản hóa phương pháp phân tích panel vỏ tàu chịu sóng va đập hoặc [17] nghiên cứu dao động và ổn định phi tuyến của panel composite chịu tác dụng đồng thời của lực khí động và nhiệt độ (đã đề cập chương 1).

Trước tiên, để giải quyết vấn đề cần xác định các giới hạn cho phép để cánh ngầm đảm bảo ổn định ở các chế độ khi tàu hoạt động. Sau đây là một số tiêu chuẩn ổn định được xem xét đánh giá cho đối tượng nghiên cứu:

4.1. Tiêu chuẩn ổn định

4.1.1. Tiêu chuẩn Budiansky-Roth [30]

Phương pháp nhận biết giới hạn ổn định theo đáp ứng thời gian của dao động (Tiêu chuẩn Budiansky-Roth). Phương pháp này áp dụng cho cả bài toán ổn định tuyến tính và ổn định phi tuyến. Thực hiện tích phân hệ phương trình vi phân chuyển động để xác định đáp ứng động của tấm, sau đó dựa vào tiêu chuẩn ổn định Budiansky-Roth để xác định biên độ độ võng tới hạn. Tiêu chuẩn ổn định Budiansky-Roth được phát biểu như sau: Dưới tác dụng của tải trọng động, đáp ứng chuyển vị của hệ theo thời gian với

biên độ tăng dần, trong đó xuất hiện thời điểm biên độ tăng đột ngột thì hệ mất ổn định. Các giá trị ứng với thời điểm lân cận thời điểm biên độ tăng đột ngột được gọi là các giá trị tới hạn.

4.1.2. Tiêu chuẩn thiết kế kết cấu tàu cánh ngầm (Hydrofoil ship) [81]

Tiêu chuẩn [81] đã được nghiên cứu thực nghiệm và tổng hợp số liệu trong điều kiện môi trường bắc Đại tây dương, đáp ứng những đặc trưng để phát triển một phương pháp hợp lý xác định tiêu chuẩn thiết kế kết cấu tàu cánh ngầm. Phương pháp này là tương đối tổng quát, ứng dụng chế tạo tàu cánh ngầm có lượng chiếm nước đến 280 tấn.

Điều kiện tải được phân tích cho cả hai trạng thái hullborne và foilborne để xác định phân bố áp lực và tải trọng bằng phép thống kê, điều này được dự tính trên các khu vực khác nhau của thân tàu. Các tải trọng này được so sánh với các thông số tải thủy phi cơ hiện có và làm sáng tỏ các điều kiện theo kinh nghiệm trong quá khứ về thiết kế thủy phi cơ. Phân tích các kết cấu điển hình cho việc uốn toàn bộ thân tàu, kết cấu bọc đáy, kết cấu dọc, kết cấu boong và kết cấu chịu tải được thực hiện đối với sức bền tĩnh, độ bền mỏi, độ cứng trong các điều kiện tải. Xác định tải trọng bằng phương pháp thống kê cho các thanh chống và cánh nâng, nhưng đánh giá đáp ứng của điều khiển tàu, chi tiết cánh và kết cấu thanh chống không được trình bày trong nghiên cứu này.

Từ phân tích kết cấu kết luận rằng cả sức bền tĩnh và độ bền mỏi phải được xem xét trong thiết kế kết cấu tàu cánh ngầm. Trong ví dụ tàu cụ thể, độ bền mỏi là yếu tố quyết định cho uốn toàn bộ thân tàu và thiết kế cục bộ các khu vực phía trước của đáy tàu, trong khi đó sức bền tĩnh hoặc độ cứng là quan trọng nhất trên các khu vực giữa và sau của thân tàu và kết cấu boong. Góc tăng cánh cố định rất thấp $(5 - 6^0)$ dẫn đến áp lực cục bộ rất lớn và gia tốc hạ cánh cao điều này có thể trở thành tới hạn đối với việc xác định sức bền tĩnh uốn toàn bộ thân tàu.

Trên cơ sở các kết quả nghiên cứu, công việc thử nghiệm là cần thiết để thiết lập rõ ràng hơn mối quan hệ giữa sức bền tĩnh thiết kế và tải nhất thời cao bởi va đập khi tăng góc cánh cố định thấp, và những đặc trưng riêng của độ bền mỏi nên được xác định đối với kết cấu vỏ đáy vật liệu nhôm mối hàn đặc thù. Đo lường ứng xử của thân tàu va sóng khi tốc độ hạ đột ngột ở thời điểm tiếp cận hạ cánh phải được thực hiện trong những điệu kiện tải thực.

Thiết kế kết cấu tàu cánh ngầm hoạt động ở biển hở là thử thách. Khai thác hiệu quả khả năng tốc độ cao của tàu cánh ngầm có tầm quan trọng đặc biệt trên kết cấu có

trọng lượng nhẹ, và điều kiện hoạt động trong cả hai chế độ hullborne và foilborne có thể áp đặt tải trọng lớn lên kết cấu.

Đặc biệt, những tiến bộ nhanh chóng trong thiết kế tàu cánh ngầm lớn mà không cần nền tảng đáng kể của hoạt động thực nghiệm ứng dụng, đòi hỏi một hệ thống phân tích hợp lý để thiết lập các tiêu chuẩn thiết kế kết cấu phù hợp. Mục đích của báo cáo này là kiểm tra các đặc trưng môi trường và đặc trưng kết cấu của tàu cánh ngầm trong cả hai chế độ hoạt động hullborne và foilborne ở vùng biển hở để xác định tích hợp các tiêu chuẩn tải thiết kế hợp lý và bằng các ví dụ có thể áp dụng cho một thiết kế điển hình.

4.1.2.1. Phương pháp xác định ứng suất ổn định và mô men uốn cho phép

Theo [81] ứng suất ổn định uốn và mô men uốn cho phép của cánh và thanh giằng (trụ chống) tàu cánh ngầm được xây dựng như sau: Mô đun của tiết diện cánh được tính bởi một chương trình máy tính tự động đối với một chuỗi cánh NACA có độ khum và đối xứng như là một hàm của chiều dày vỏ cánh với sự thay đổi chiều dài dây cung. Trên cơ sở mô đun tiết diện này, đồ thị thiết kế xác định mô men uốn cho phép đối với tiết diện cánh thay đổi theo chiều dài dây cung, chiều dày vỏ và vật liệu, được thiết lập và trình bày ở hình 4.2 và 4.3.

Úng suất ổn định uốn cho phép của hình 4.2 được xác định như sau [81]:

1) Đối với giá trị thấp của b/t được giả định bằng ứng suất chảy của vật liệu.

 Đối với giá trị lớn của b/t được xác định từ phương trình ổn định chung đối với tấm phẳng hình chữ nhật.

$$\sigma_{\rm cr} = {\rm KE}\left(\frac{t}{b}\right)^2; ({\rm Martin}, 1965, [81])$$
(4.1)

Trong đó:

 σ_{cr} : Ứng suất ổn định đàn hồi ban đầu (Ứng suất ổn định uốn cho phép) (Ksi);

K=3.62x0.75*=2.72 - Hệ số ổn định.

E: Mô đun đàn hồi của vật liệu (Ksi);

t: Chiều dày của tấm hoặc vỏ (inch);

b: Bề rộng của tấm không tựa (hình 4.2) – khoảng cách gân chịu lực (inch);

3) Đối với những giá trị trung gian của b/t, sự biến thiên tuyến tính giữa các bước (1) và

(2) được sử dụng theo các giá trị được đề nghị của sổ tay kết cấu Alcoa và tài liệu thiết kế thép độ bền cao của USS.

Cách sử dụng các hình 4.2 và 4.3 được giải thích như sau:

1) Giả định một tiết diện cánh, chiều dài dây cung, chiều dày vỏ, vật liệu và bề rộng panel không tựa.

2) Nhập vào hình 4.2 với giá trị tính toán của b/t và kẻ đường thẳng đứng tới vật liệu được lựa chọn. Ứng suất ổn định uốn cho phép là giá trị đọc bên trái.

3) Nhập vào hình 4.3 chiều dài dây cung giả định và kẻ đường thẳng đứng lên trên tới tiết diện cánh này, sau đó kẻ theo chiều ngang sang trái tới chiều dày vỏ được giả định. Kẻ đường thẳng xuống dưới tới ứng suất uốn đã thiết lập ở bước (2) và sau đó kẻ ngang sang phải. Giá trị đọc là mô men uốn cho phép.



Hình 4.2. Đường cong ổn định của lớp da [81]



Hình 4.3. Mô men uốn cho phép của cánh và thanh giằng [81]

Từ hình 4.2 lưu ý những quan sát sau:

Úng suất ổn định vỏ rất nhạy với những thay đổi nhỏ của những giá trị b/t.

Tại những giá trị b/t lớn hơn 60 không thuận tiện cho việc sử dụng thép sức bền cao. Đối với những giá trị b/t giữa 20 và 60, thép sức bền cao là những vật liệu hiệu quả hơn và đối với giá trị b/t ít hơn 20 hợp kim Titanium hiệu quả hơn thép sức bền cao. Kiểu kết cấu nhiều nhịp, giá trị b/t thấp là cần thiết để đạt được ứng suất ổn định vỏ cao.

4.1.2.2. Xác định kích thước cánh ngầm từ tiêu chuẩn ổn định

• Đối với trường hợp cánh bằng vật liệu nhôm

Do [81] chưa áp dụng cánh bằng vật liệu composite, nên trước tiên giả sử cánh ngầm được chế tạo từ vật liệu nhôm 5456 có đặc tính: $\sigma_{ch}=19$ (Ksi) và E=10300 (Ksi), cánh có biên dạng NACA 16-018. Theo [81] kích thước cánh, ứng suất ổn định uốn cho phép và mô men uốn cho phép được xác định như sau:

Bước 1: Chọn cánh có chiều dài dây cung c=4(ft)=1219.2 (mm) (giá trị nhỏ nhất trong [81]), chiều dày vỏ t= $\frac{1}{2}$ (inch)=12.7 (mm) và bề rộng panel không tựa b=305.3 (mm). Khi đó b/t=24.

| | 1 | | 1 | |
|-----------------|-------------------|-----------|-------|----------------|
| x (% c) | y (% c) | $(v/V)^2$ | v/V | $\Delta v_a/V$ |
| 0 | 0 | 0 | 0 | 1.744 |
| 1.25 | 1.938 | 0.903 | 0.950 | 1.140 |
| 2.5 | 2.708 | 1.092 | 1.045 | 0.883 |
| 5.0 | 3.764 | 1.217 | 1.103 | 0.657 |
| 7.5 | 4.548 | 1.271 | 1.128 | 0.541 |
| 10 | 5.186 | 1.302 | 1.141 | 0.468 |
| 15 | 6.202 | 1.332 | 1.154 | 0.376 |
| 20 | 6.996 | 1.357 | 1.165 | 0.318 |
| 30 | 8.126 | 1.399 | 1.183 | 0.245 |
| 40 | 8.782 | 1.426 | 1.194 | 0.198 |
| 50 | 9.000 | 1.447 | 1.203 | 0.162 |
| 60 | 8.752 | 1.452 | 1.205 | 0.131 |
| 70 | 7.904 | 1.421 | 1.192 | 0.102 |
| 80 | 6.298 | 1.306 | 1.143 | 0.073 |
| 90 | 3.776 | 1.051 | 1.025 | 0.042 |
| 95 | 2.122 | 0.837 | 0.915 | 0.024 |
| 100 | 0.180 | 0 | 0 | 0 |
| Bán kính L và E | E. bằng 1.584 % c | | | |

Theo [60] có dữ liệu tiết diện ngang của cánh NACA 16-018 như bảng 4.1:

Từ dữ liệu trong bảng 4.1 sẽ có hình dạng cánh NACA 16-018 như hình 4.4:



Hình 4.4. Hình dạng tiết diện cánh NACA 16-018

Bước 2: Vào hình 4.2 với giá trị b/t =24 và kẻ đường thẳng đứng tới vật liệu nhôm 5456 xác định được ứng suất ổn định uốn cho phép là $\sigma_{cr} = 17.12$ (Ksi).

Buớc 3: Hình 4.3 với chiều dài dây cung là 4 (ft), kẻ đường thẳng đứng lên trên tới tiết diện cánh NACA 16-018, sau đó kẻ theo chiều ngang sang trái tới chiều dày vỏ t=1/2(inch). Kẻ đường thẳng xuống dưới tới ứng suất ổn định uốn cho phép và sau đó kẻ ngang sang phải xác định được giá trị mô men uốn cho phép $M_{cp} = 151.9 \times 10^3 (ft - Ib) = 206026.5(N.m)$.

Bước 4: Xác định mô men chống uốn và mô men quán tính cho phép theo [12,13,27,62]:

$$\sigma_{cr} = \frac{M_{y.cp}}{W_{y.cp}} \tag{4.2}$$

Trong đó:

M_{y.cp}: Mô men uốn cho phép (đối với trục y – hình 4.4) của mặt cắt ngang cánh.

W_{y.cp}: Mô men chống uốn cho phép (đối với trục y) của mặt cắt ngang cánh.

$$W_{y.cp} = \frac{J_{y.cp}}{\frac{h}{2}} \tag{4.3}$$

Trong đó:

J_{y.cp}: Mô men quán tính cho phép (đối với trục y) của mặt cắt ngang cánh.

h: Chiều dày cánh (theo trục z)

Thay số vào (4.2) và (4.3) có: $W_{y.cp}$ = 17.45x10⁻⁴(m³) và $J_{y.cp}$ = 1.92x10⁻⁴(m⁴) (*)

Bước 5: Thiết kế cánh ngầm thỏa mãn các giá trị cho phép

Hình 4.5 cho thấy cánh ngầm thỏa mãn (*) có các thông số kỹ thuật như sau:

- Hình dáng hình học và đặc trưng vật liệu của cánh:



Hình 4.5. Tiết diện ngang cánh dạng NACA 16-018 thỏa mãn (*)

- + Hình dạng NACA 16-018;
- + Chiều dài dây cung: c = 1219.2 (mm);
- + Chiều dày của cánh: h = 219.5 (mm);
- + Chiều dày vỏ cánh: t = 12.7 (mm);
- + Khoảng cách giữa các gân chịu lực: b = 305.3 (mm);
- + Chiều dày các gân chịu lực: $t_g = 12.7$ (mm);
- + Vật liệu: Nhôm 5456;
- + Úng suất chảy của vật liệu: σ_{ch} = 131 (MPa);
- + Mô đun đàn hồi của vật liệu: E = 71016 (MPa);
- Thông số động lực học [140]:
- + Hệ số lực nâng lớn nhất: $C_{L.max}=1.068$ + Góc L/D_{max}: 7.0⁰
- + Góc $C_{L.max}$: 15⁰ + C_L =0.86 (L/D_{max})
- + Tỉ số lực nâng/sức cản lớn nhất:
- $L/D_{max}{=}33.523$



Hình 4.6. Sự phụ thuộc giữa lực nâng và sức cản [140]

+ Zero-lift angle: 0



Hình 4.7. Sự phụ thuộc giữa hệ số lực nâng và góc tấn [140]

(Ghi chú: Trong hình 4.6 và 4.7 các số 100000 ÷ 500000 là các số Reynolds) Từ các thông số động lực học của cánh kết hợp hình 4.6 và 4.7, và theo [48,81,143] ta

xác định được lực nâng tác dụng lên cánh:

$$L = \frac{1}{2}\rho C_L S V^2 \tag{4.4}$$

Trong đó:

 $\rho = 1025 (kg/m^3)$: khối lượng riêng của nước biển;

V: tốc độ của tàu, V = 20(m/s);

 C_L : hệ số lực nâng, $C_L = 0.86$ (khi L/D lớn nhất);

S: diện tích cánh thủy lực chiếu theo hình chiếu bằng phương dòng chảy, $S=c's'=1.2x4=4.8(m^2)$; c' và s' theo thứ tự là hình chiếu lên phương dòng chảy của dây cung và sải cánh.

Mô men uốn cực đại xuất hiện ở các mút dầm cố định (xét cho trường hợp nguy hiểm cánh ở giữa hai trụ đỡ có khoảng cách là lớn nhất) như sau:

$$M_{max} = \frac{w'l^2}{12}$$
(4.5)

Trong đó:

Tải trọng phân bố $w' = \frac{kL}{s'}$; L: lực nâng tác động lên cánh;

l = 2(m): khoảng cách hai trụ đỡ cánh (hai trụ giữa – hình 4.8);

k = 2.2: hệ số ứng với chiều cao tính toán sóng h (khi tàu hoạt động trên cánh lấy bằng: 2.2 khi h = 1.5 m; 2.0 khi h = 1.3 m; 1.8 khi h \leq 0.8 m) [2,46,47];



Hình 4.8. Hệ thống cánh nâng Hydrofoil [48]

Thay các giá trị vào (4.5) có: $M_{max} = 155144 < M_{cp} = 206026.5$ (N.m) (Thỏa mãn) (**) Độ võng cực đại của cánh tại vị trí giữa hai ngàm:

$$f_{max} = \frac{w'l^4}{384EJ_{\gamma}}$$
(4.6)

Trong đó:

E = 71016 (MPa): Mô đun đàn hồi của vật liệu;

 $J_y=2.143 \times 10^{-4} \text{ (m}^4)$: mô men quán tính mặt cắt ngang (đã xác định ở bước 5);

Thay các giá trị vào (4.6) và kết họp (*) có: $f_{max}=0.0013 < f_{cp} = \frac{M_{cp}l^2}{32EJ_{y.cp}} = 0.0019 \ (m)^{(1)}$

(Thỏa mãn) (***).

Ứng suất uốn cực đại sinh ra ở lớp da trên cánh:

$$\sigma_{max} = \frac{M_{max}}{J_y} z \tag{4.7}$$

Trong đó:

z = h/2=0.11 (m): tại vị trí lớp da trên cánh;

Thay các giá trị vào (4.7) ta có: $\sigma_{max} = 79.45 < \sigma_{cr} = 118.04 \text{ (MPa)} \text{ (Thỏa mãn)} (****).$ *Nhận xét:*

Kết hợp (**), (***) và (****) cánh có tiết diện như hình 4.5 thỏa mãn ổn định tĩnh với khoảng cách 2 ngàm lớn nhất là 2 (m).

• Đối với trường hợp cánh bằng vật liệu composite.

Đưa cánh bằng vật liệu nhôm đã xét ở trên về vật liệu composite theo mô hình tương đương như sau:

- Kích thước và hình dáng (bên ngoài) thủy động học là giống nhau;

- Các giá trị như: Mô men uốn cực đại xuất hiện ở các mút dầm cố định, độ võng cực đại của cánh, ứng suất uốn cực đại sinh ra ở lớp da trên cánh đều nằm trong giới hạn cho phép đã đề cập ở trên.

Nhìn vào các biểu thức (4.5), (4.6) và (4.7) cho thấy: hai mô hình này tương đương khi giá trị độ cứng của mô hình cánh vật liệu nhôm bằng độ cứng của mô hình cánh vật liệu composite, nghĩa là: $E_{Al}J_{Al} = E_CJ_C$ (ký hiệu: chỉ số Al, C lần lượt là của cánh nhôm và cánh composite). Mặt khác, do độ bền của vật liệu composite khác nhau theo các phương, phương có độ bền kém nhất là 45⁰ [18]. Để đảm bảo bền theo mọi phương, ở đây sẽ lấy giá trị sức bền và độ cứng theo phương 45⁰ để tính toán. Hoặc sắp xếp các lớp sợi theo thứ tự như hình (4.9), vật liệu tựa đẳng hướng và được ứng dụng nhiều trong chế tạo máy bay. Bên cạnh đó, mô đun đàn hồi của vật liệu composite có sức bền cao chỉ bằng $1/4 \div 1/2$ lần của nhôm.



Hình 4.9. Vật liệu tựa đẳng hướng [139]

Để lựa chọn được một cánh vật liệu composite tương đương với cánh vật liệu nhôm, đầu tiên, hiệu chỉnh dần kích thước cánh và các gân gia cường, lựa chọn được một cánh có tiết diện ngang với mô men quán tính phù hợp với giá trị mong muốn, vì vậy thu được hệ số độ cứng tương đương với độ cứng của cánh nhôm.

Từ những luận giải trên cánh composite có kích thước như sau tương đương với cánh bằng vật liệu nhôm:



Hình 4.10. Tiết diện ngang cánh composite tương đương với cánh nhôm



Hình 4.11. Mô phỏng mặt cắt ngang của một cánh ngầm [60]

Cánh composite được lựa chọn có kích thước và đặc trưng vật liệu như sau:

- + Hình dạng NACA 16-018;
- + Chiều dài dây cung: c = 1219.2 (mm);
- + Chiều dày của cánh: h = 219.5 (mm);
- + Chiều dày vỏ cánh: t = 20 (mm);
- + Khoảng cách giữa các gân chịu lực: b = 260 (mm);
- + Chiều dày các gân chịu lực: $t_g = 50$ (mm);

+ Vật liệu composite độ bền cao: 45% nhựa Epoxy, 50% sợi Cimax và 5% hạt gia cường TiO₂;

+ Mô đun đàn hồi của vật liệu: liên hệ với độ võng của cánh như sau:

Bảng 4.2: Mối liên hệ độ võng của cánh khi mô đun đàn hồi vật liệu thay đổi

| Vật liệu | E (MPa) | f (m) |
|-----------|---------|-----------------------|
| Nhôm | 71016 | 0.001889 |
| Composite | 38000 | 0.001525 |
| nt | 35000 | 0.001656 |
| nt | 31000 | 0.001870 |
| nt | 20000 | 0.002898 |
| nt | 15000 | 0.003864 |

4.1.2.3. Xác định độ võng cho phép từ tiêu chuẩn ổn định

Tương tự như mục 4.1.2.2, khảo sát và tính độ võng cho phép của cánh NACA 16-018 bằng vật liệu nhôm 5456 với chiều dài dây cung $c = 1 \div 7$ (*ft*) được thực hiện như sau:

- **Bước 1:** Dựa vào hình 4.2 và 4.3 xác định ứng suất ổn định uốn cho phép và mô men uốn cho phép của cánh. Thay các giá trị này vào công thức (4.2), (4.3) và (4.6) xác định được mô men quán tính cho phép của mặt cắt ngang cánh (J_{cp}) và độ võng cho phép (f_{cp}) của cánh có chiều dài dây cung $c = 4 \div 7(ft)$ (như mục 4.1.2.2) và được tổng hợp theo bảng 4.3 sau:

| Stt | Chiều | Ứng suất ổn | Mô men uốn | Mô men quán | Độ võng cho | Chiều |
|-----|---------|---------------------|-----------------------|--------------------------|---------------------------|-----------|
| | dài dây | định uốn cho | cho phép | tính cho phép | phép | dày |
| | cung | phép σ_{cr} | M _{cp} (N.m) | $J_{cp}(m^4)$ | $f_{cp}(m)$ | t (mm) |
| | c (ft) | (N/m ²) | | | | |
| | | 84,444,263 | 85,894.7 | $1.119 x 10^{-4}$ | 13.512 x 10 ⁻⁴ | t = 6.350 |
| | | 107,503,098 | 155,598.0 | 1.592 x 10 ⁻⁴ | 17.202 x 10 ⁻⁴ | t = 9.525 |
| 01 | 4 | 118,474,040 | 206,574.3 | 1.918 x 10 ⁻⁴ | 18.958 x 10 ⁻⁴ | t = 12.70 |
| 01 | · | 129,384,308 | 300,031.0 | 2.551 x 10 ⁻⁴ | 20.704 x 10 ⁻⁴ | t = 19.05 |
| | | 133,162,637 | 401,183.0 | 3.314 x 10 ⁻⁴ | 21.308 x 10 ⁻⁴ | t = 25.40 |
| | | 133,162,637 | 518,704.4 | 4.285 x 10 ⁻⁴ | 21.308 x 10 ⁻⁴ | t = 38.10 |
| | | 76,181,582 | 95,680.7 | 1.550 x 10 ⁻⁴ | 10.863 x 10 ⁻⁴ | t = 6.350 |
| | | 101,774,931 | 182,376.1 | 2.212 x 10 ⁻⁴ | 12.500 x 10 ⁻⁴ | t = 9.525 |
| 02 | 4 5 | 114,439,226 | 249,010.1 | 2.686 x 10 ⁻⁴ | 14.600 x 10 ⁻⁴ | t = 12.70 |
| 02 | | 126,667,773 | 369,467.4 | 3.790 x 10 ⁻⁴ | 17.000 x 10 ⁻⁴ | t = 19.05 |
| | | 132,784,804 | 500,867.1 | 4.659 x 10 ⁻⁴ | 18.940 x 10 ⁻⁴ | t = 25.40 |
| | | 133,162,637 | 653,351.4 | 6.025 x 10 ⁻⁴ | 18.987 x 10 ⁻⁴ | t = 38.10 |
| | | 67,954,755 | 103,643.0 | 2.092 x 10 ⁻⁴ | 8.721 x 10 ⁻⁴ | t = 6.350 |
| | | 95,928,175 | 209,421.2 | 2.994 x 10 ⁻⁴ | 12.311 x 10 ⁻⁴ | t = 9.525 |
| 03 | 5 | 110,302,370 | 295,760.7 | 3.678 x 10 ⁻⁴ | 14.156 x 10 ⁻⁴ | t = 12.70 |
| 05 | 5 | 123,953,995 | 448,067.0 | 4.958 x 10 ⁻⁴ | 15.908 x 10 ⁻⁴ | t = 19.05 |
| | | 130,743,955 | 608,380.1 | 6.382 x 10 ⁻⁴ | 16.779 x 10 ⁻⁴ | t = 25.40 |
| | | 133,162,637 | 808,682.4 | 8.329 x 10 ⁻⁴ | 17.090 x 10 ⁻⁴ | t = 38.10 |

Bảng 4.3: Các giá trị cho phép của cánh NACA 16-018 có $c = 4 \div 7(ft)$.

| Stt | Chiều | Ứng suất ổn | Mô men uốn | Mô men quán | Độ võng cho | Chiều |
|-----|---------|---------------------|-----------------------|---------------------------|---------------------------|-----------|
| | dài dây | định uốn cho | cho phép | tính cho phép | phép | dày |
| | cung | phép σ_{cr} | M _{cp} (N.m) | $J_{cp}(m^4)$ | $f_{cp}(m)$ | t (mm) |
| | c (ft) | (N/m ²) | | | | |
| | | 59,749,990 | 107,934.6 | 2.726 x 10 ⁻⁴ | 6.971 x 10 ⁻⁴ | t = 6.350 |
| | | 90,108,997 | 239,001.7 | 4.002 x 10 ⁻⁴ | 10.512 x 10 ⁻⁴ | t = 9.525 |
| 04 | 5 5 | 106,088,293 | 346,737.1 | 4.931 x 10 ⁻⁴ | 12.377 x 10 ⁻⁴ | t = 12.70 |
| 04 | 5.5 | 121,240,218 | 532,938.6 | 6.632 x 10 ⁻⁴ | 14.144 x 10 ⁻⁴ | t = 19.05 |
| | | 128,705,864 | 727,235.9 | 8.525 x 10 ⁻⁴ | 15.015 x 10 ⁻⁴ | t = 25.40 |
| | | 133,162,637 | 997,641.9 | 11.304 x 10 ⁻⁴ | 15.535 x 10 ⁻⁴ | t = 38.10 |
| | | 51,776,890 | 110,582.2 | 3.515 x 10 ⁻⁴ | 5.537 x 10 ⁻⁴ | t = 6.350 |
| | | 84,444,263 | 268,048.4 | 5.225 x 10 ⁻⁴ | 9.031 x 10 ⁻⁴ | t = 9.525 |
| 05 | 6 | 101,774,931 | 398,781.0 | 6.449 x 10 ⁻⁴ | 10.884 x 10 ⁻⁴ | t = 12.70 |
| 05 | 0 | 118,529,198 | 625,772.5 | 8.690 x 10 ⁻⁴ | 12.676 x 10 ⁻⁴ | t = 19.05 |
| | | 126,667,773 | 863,395.3 | 11.219 x 10 ⁻⁴ | 13.546 x 10 ⁻⁴ | t = 25.40 |
| | | 133,162,637 | 1,200,435.3 | 14.838 x 10 ⁻⁴ | 14.241 x 10 ⁻⁴ | t = 38.10 |
| | | 44,258,843 | 111,188.8 | 4.479 x 10 ⁻⁴ | 4.369 x 10 ⁻⁴ | t = 6.350 |
| | | 78,917,423 | 295,538.3 | 6.678 x 10 ⁻⁴ | 7.790 x 10 ⁻⁴ | t = 9.525 |
| 06 | 65 | 97,392,622 | 450,246.6 | 8.243 x 10 ⁻⁴ | 9.614 x 10 ⁻⁴ | t = 12.70 |
| 00 | 0.5 | 115,807,147 | 734,353.0 | 11.307 x 10 ⁻⁴ | 11.432 x 10 ⁻⁴ | t = 19.05 |
| | | 124,632,440 | 1,012,854.7 | 14.491 x 10 ⁻⁴ | 12.303 x 10 ⁻⁴ | t = 25.40 |
| | | 133,162,637 | 1,434,455.0 | 19.208 x 10 ⁻⁴ | 13.145 x 10 ⁻⁴ | t = 38.10 |
| | | 37,667,453 | 108,714.0 | 5.542 x 10 ⁻⁴ | 3.453 x 10 ⁻⁴ | t = 6.350 |
| | | 73,445,741 | 321,738.2 | 8.412 x 10 ⁻⁴ | 6.732 x 10 ⁻⁴ | t = 9.525 |
| 07 | 7 | 93,004,797 | 504,247.8 | 10.411 x 10 ⁻⁴ | 8.525 x 10 ⁻⁴ | t = 12.70 |
| | , | 113,065,790 | 848,805.2 | 14.416 x 10 ⁻⁴ | 10.364 x 10 ⁻⁴ | t = 19.05 |
| | | 122,597,107 | 1,177,349.1 | 18.441 x 10 ⁻⁴ | 11.238 x 10 ⁻⁴ | t = 25.40 |
| | | 132,103,602 | 1,691,249.5 | 24.584 x 10 ⁻⁴ | 12.109 x 10 ⁻⁴ | t = 38.10 |

Mặt khác: Thế phương trình (4.7) vào phương trình (4.6) ta có:

$$f_{cp} = \frac{l^2}{32E} \frac{\sigma_{cr}}{z} \tag{4.8}$$

Phương trình (4.8) biểu diễn mối quan hệ giữa độ võng cho phép với các biến: Bình phương khoảng cách hai trụ đỡ cánh(*l*); Ứng suất ổn định uốn cho phép(σ_{cr}); Mô đun đàn hồi vật liệu cánh (*E*) và khoảng cách lớn nhất từ lớp da đến đường trung hòa cánh (*z*). Trong phần này xét cho trường hợp khoảng cách hai trụ đỡ (l = 2(m)) và vật liệu cánh không đổi.

- Bước 2: Dựa vào hình 4.2 và bảng 4.1 xác định ứng suất ổn định uốn cho phép và mô men quán tính cho phép của mặt cắt ngang cánh (J_{cp}) . Thay các giá trị này vào công thức (4.2), (4.3) và (4.6) xác định được mô men uốn cho phép của cánh (M_{cp}) và độ võng cho phép (f_{cp}) của cánh có chiều dài dây cung $c = 1 \div 3(ft)$ và được tổng hợp theo bảng 4.4 sau:

| Stt | Chiều dài dây cung c (ft) | Úng suất ổn định uốn cho phép σ _{cr} (N/m ²) | Mô men quán tính cho phép J _{cp} (m ⁴) | Mô men uốn cho phép M _{cp} (N.m) | Độ võng cho phép f _{cp} (m) | Chiều dày t (mm) |
|-----|------------------------------------|--|--|--|--|---------------------|
| | | 133,162,637 | 0.035838 x 10 ⁻⁴ | 17,396.6 | 85.443 x 10 ⁻⁴ | t = 6.350 |
| | | 133,162,637 | 0.039732 x 10 ⁻⁴ | 19,286.8 | 85.443 x 10 ⁻⁴ | t = 9.525 |
| 01 | 1 | 133,162,637 | 0.042247 x 10 ⁻⁴ | 20,507.7 | 85.443 x 10 ⁻⁴ | t = 12.70 |
| 01 | 1 | 133,162,637 | 0.044474 x 10 ⁻⁴ | 21,588.7 | 85.443 x 10 ⁻⁴ | t = 19.05 |
| | | 133,162,637 | 0.044835 x 10 ⁻⁴ | 21,764.0 | 85.443 x 10 ⁻⁴ | t = 25.40 |
| | | 133,162,637 | 0.044837 x 10 ⁻⁴ | 21,765.3 | 85.443 x 10 ⁻⁴ | t = 38.10 |
| | | 118,529,198 | 0.124475 x 10 ⁻⁴ | 26,891.9 | 38.027 x 10 ⁻⁴ | t = 6.350 |
| | | 129,384,308 | 0.173481 x 10 ⁻⁴ | 40,911.5 | 41.510 x 10 ⁻⁴ | t = 9.525 |
| 02 | 2 | 133,162,637 | 0.214732 x 10 ⁻⁴ | 52,118.5 | 42.722 x 10 ⁻⁴ | t = 12.70 |
| 02 | 2 | 133,162,637 | 0.277040 x 10 ⁻⁴ | 67,241.6 | 42.722 x 10 ⁻⁴ | t = 19.05 |
| | | 133,162,637 | 0.317286 x 10 ⁻⁴ | 77,009.8 | 42.722 x 10 ⁻⁴ | t = 25.40 |
| | | 133,162,637 | 0.352917 x 10 ⁻⁴ | 85,658.0 | 42.722 x 10 ⁻⁴ | t = 38.10 |
| | | 101,774,931 | 0.440949 x 10 ⁻⁴ | 54,532.5 | 21.768 x 10 ⁻⁴ | t = 6.350 |
| | | 118,529,198 | 0.630126 x 10 ⁻⁴ | 90,756.9 | 25.352 x 10 ⁻⁴ | t = 9.525 |
| 02 | 3 | 126,667,773 | 0.800074 x 10 ⁻⁴ | 123,146.7 | 27.092 x 10 ⁻⁴ | t = 12.70 |
| 05 | 5 | 133,162,637 | 1.087045 x 10 ⁻⁴ | 175,896.2 | 28.482 x 10 ⁻⁴ | t = 19.05 |
| | | 133,162,637 | 1.311174 x 10 ⁻⁴ | 212,162.8 | 28.482 x 10 ⁻⁴ | t = 25.40 |
| | | 133,162,637 | 1.606221 x 10 ⁻⁴ | 259,904.8 | 28.482 x 10 ⁻⁴ | t = 38.10 |

Bảng 4.4: Các giá trị cho phép của cánh NACA 16-018 có $c = 1 \div 3(ft)$

Nhận xét: Kết hợp bảng 4.3, 4.4 và phương trình (4.8) cho thấy: Độ võng cho phép của cánh (f_{cp}) phụ thuộc vào chiều dài dây cung cánh (c) và ứng suất ổn định uốn cho phép (σ_{cr}) .

Như vậy, để dễ xác định độ võng cho phép của cánh cần thiết lập mối liên hệ hàm số giữa f_{cp} và các biến c, σ_{cr} .

Bằng phương pháp bình phương tối thiểu sẽ xây dựng được các đường cong và các hàm hồi quy của mối liên hệ trên. Nội suy các giá trị chưa biết từ hàm hồi quy vừa tìm cho ta giá trị độ võng cho phép ứng với từng chiều dài dây cung và ứng suất ổn định uốn cho phép. Thứ tự thực hiện theo các bước sau [3]:

Bước 1 : Tìm mối quan hệ hàm số giữa hai đại lượng X và Y.

Trong đó: X là biến số của chiều dài dây cung cánh (c) và ứng suất ổn định uốn cho phép (σ_{cr}); Y là hàm số của độ võng cho phép (f_{cp}).

Sau đó lập bảng tương quan giữa X và Y

| X | X1 | X2 | Xi | Xn |
|---|----|----|----|----|
| Y | Y1 | Y2 | Yi | Yn |

Bước 2: Từ bảng trên lập mối quan hệ: Y = f(X).

Bước 3: Sử dụng phương pháp bình phương nhỏ nhất, tìm hàm gần đúng f(X).

Bước 4: Sử dụng hàm xấp xỉ có dạng:

$$Y = aX + b \tag{4.9}$$

Bước 5: Lập bảng tính tổng của X và Y trong hàm hồi quy

| n | $\sum X_i$ | $\sum Y_i$ | $\sum X^2_i$ | |
|---|------------|------------|--------------|--|
| 1 | | | | |
| 2 | | | | |
| n | | | | |
| Σ | $\sum X_i$ | $\sum Y_i$ | $\sum X^2_i$ | |

Để tổng các bình phương của các sai số trên là nhỏ nhất:

$$S = \sum_{i=1}^{n} v_i^2 = \sum_{i=1}^{n} \left(aX_i + b - Y_i \right)^2 \to \min$$
(4.10)

Như vậy: a, b phải thỏa mãn hệ phương trình:

$$\begin{cases} \frac{\partial S}{\partial a} = 0\\ \frac{\partial S}{\partial b} = 0 \end{cases} \iff \begin{cases} \frac{\partial S}{\partial a} = 2\sum_{i=1}^{n} (aX_i + b - Y_i)X_i = 0\\ \frac{\partial S}{\partial b} = 2\sum_{i=1}^{n} (aX_i + b - Y_i) = 0 \end{cases}$$
(4.11)

Trong hệ phương trình (4.11), xác định hàm hồi quy các giá trị của Y_i ứng với các giá trị X_i tương ứng.

Để đánh giá độ tin cậy của hàm hồi quy, sẽ sử dụng hệ số xác định R².

$$R^{2} = \frac{\beta_{2}^{2} \sum_{i=1}^{n} X_{i}^{2}}{\sum_{i=1}^{n} Y_{i}^{2}} \qquad \beta_{2} = \frac{\sum_{i=1}^{n} Y_{i} X_{i}}{\sum_{i=1}^{n} X_{i}^{2}}$$
(4.12)

Tính chất của hệ số R^2 sẽ cho biết % sự biến động của *Y* được giải thích bởi các biến số *X* trong hàm hồi quy. Trong kỹ thuật, thông thường $0.95 < R^2 < 1$ cho thấy sự phù hợp của mô hình hồi quy.

Bước 6: Xác định các hệ số a, b, R^2

Từ kết quả bảng 4.3, 4.4 lập bảng tính trong Excel, ta có:

Bảng 4.5: Các hệ số của phương trình hồi quy cho mối liên hệ giữa f_{cp} và c, σ_{cr} .

| Stt | Thông số cánh | Hệ số | | |
|-----|---|--------------------------------|---|-----------------------|
| 511 | | a | b | R ² |
| 01 | Cánh có chiều dài dây cung $c = 2(ft)$ | 3.208236226 x 10 ⁻⁵ | 0 | $R^2 = 0.999$ |
| 02 | Cánh có chiều dài dây cung $c = 3(ft)$ | 2.138850140 x 10 ⁻⁵ | 0 | $R^2 = 0.999$ |
| 03 | Cánh có chiều dài dây cung $c = 4(ft)$ | 1.600151054 x 10 ⁻⁵ | 0 | $R^2 = 0.999$ |
| 04 | Cánh có chiều dài dây cung $c = 5(ft)$ | 1.283388059 x 10 ⁻⁵ | 0 | $R^2 = 0.999$ |
| 05 | Cánh có chiều dài dây cung $c = 6(ft)$ | 1.069412075 x 10 ⁻⁵ | 0 | $R^2 = 0.999$ |
| 06 | Cánh có chiều dài dây cung $c = 7(ft)$ | 9.166389217 x 10 ⁻⁶ | 0 | $R^2 = 0.999$ |

| STT | THÔNG SỐ CÁNH | HÀM HỒI QU | Y |
|-----|--|----------------------------------|---------------|
| 511 | | Phương trình | Độ tin cậy |
| 01 | Cánh có chiều dài dây | $v = 3.208236226.10^{-5}x$ | $R^2 = 0.999$ |
| 01 | cung $c = 2(ft)$ |) 0.200200220.20 % | |
| 02 | Cánh có chiều dài dây | $v = 2.138850140.10^{-5}x$ | $R^2 = 0.999$ |
| | cung $c = 3(ft)$ |) | |
| 03 | Cánh có chiều dài dây | $v = 1.600151054.10^{-5}x$ | $R^2 = 0.999$ |
| | cung $c = 4(ft)$ | | |
| 04 | Cánh có chiều dài dây | $v = 1.283388059 \cdot 10^{-5}x$ | $R^2 = 0.999$ |
| | $\operatorname{cung} c = 5(\mathrm{ft})$ | | |
| 05 | Cánh có chiều dài dây | $y = 1.069412075 \cdot 10^{-5}x$ | $R^2 = 0.999$ |
| | $\operatorname{cung} c = 6(\mathrm{ft})$ | | |
| 06 | Cánh có chiều dài dây | $v = 9.166389217 \cdot 10^{-6}x$ | $R^2 = 0.999$ |
| | cung $c = 7(ft)$ | | |

Bảng 4.6: Phương trình hồi quy độ võng cho phép của cánh

Bước 8: Dựng đường cong hồi quy.

Từ bảng 4.3, 4.4 và 4.6 xây dựng được các đường cong hồi quy thể hiện ở hình 4.12:

Nhận xét:

- Qua các số liệu khảo sát từ đồ thị hình 4.2, 4.3 và bảng 4.1 đã xây dựng được hàm và đường cong hồi quy của độ võng cho phép của cánh NACA 16-018 làm từ nhôm 5456 với chiều dài dây cung $c = 2 \div 7(ft)$.

- Kết quả cho thấy dễ dàng xác định được giá trị độ võng cho phép thông qua các hàm hồi quy.

- Các giá trị độ võng cho phép (hình 4.12) là tiêu chuẩn đánh giá ổn định của kết cấu cánh ngầm.

- Độ võng tỉ lệ thuận với bình phương khoảng cách hai gối (giá trị trên hình 4.12 được xây dựng với khoảng cách hai gối l = 2(m)).



Hình 4.12. Đường cong hồi quy độ võng cho phép của cánh

4.2. Phương trình ổn định động của panel composite ba pha chịu tác dụng của tải thủy động

Xét panel composite ba pha là lớp vỏ của cánh nâng đã lựa chọn ở phần trên chịu tác dụng của tải thủy động: lực nâng q₁ và lực cản q₂ như hình 4.13. Panel này được đặt trong hệ tọa độ đề các Oxyz. Trong đó: Oxy là mặt phẳng giữa của panel và z hướng theo chiều dày panel $-h/2 \le z \le h/2$. Bán kính cong, chiều dài, chiều rộng và chiều dày của panel lần lượt là R, a, b và h.

Ở đây lý thuyết vỏ cổ điển được sử dụng để thiết lập phương trình chủ đạo và xác định đáp ứng phi tuyến của panel composite. Các thành phần biến dạng cách mặt giữa của panel một khoảng z là ε_x , ε_y , γ_{xy} được biểu diễn qua các thành phần biến dạng mặt giữa ε_x^0 , ε_y^0 , γ_{xy}^0 và các thành phần độ cong và độ xoắn k_x , k_y , k_{xy} . Các thành phần biến dạng mặt giữa và độ cong, độ xoắn liên hệ các thành phần chuyển vị u, v, w theo các phương x, y, z dựa trên giả thiết phi tuyến hình học Von Karman ([30], [91], [105]):



Hình 4.13. Hình dạng và hệ tọa độ của panel composite ba pha trên nền đàn hồi

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{x} \\ \varepsilon_{y} \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \varepsilon_{x}^{0} \\ \varepsilon_{y}^{0} \\ \gamma_{xy}^{0} \end{pmatrix} + z \begin{pmatrix} k_{x} \\ k_{y} \\ k_{xy} \end{pmatrix},$$
(4.13)

Với:

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{x}^{0} \\ \varepsilon_{y}^{0} \\ \gamma_{xy}^{0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u_{,x} + w_{,x}^{2} / 2 \\ v_{,y} + w_{,y}^{2} / 2 - w / R \\ u_{,y} + v_{,x} + w_{,x} w_{,y} \end{pmatrix}, \begin{pmatrix} k_{x} \\ k_{y} \\ k_{xy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -w_{,xx} \\ -w_{,yy} \\ -2w_{,xy} \end{pmatrix},$$
(4.14)

Trong đó: dấu (,) chỉ đạo hàm riêng theo biến tương ứng.

Định luật Hooke cho panel composite được xác định như sau:

$$\begin{pmatrix} \sigma_{x} \\ \sigma_{y} \\ \sigma_{xy} \end{pmatrix}_{k} = \begin{pmatrix} Q_{11}^{'} & Q_{12}^{'} & Q_{16}^{'} \\ Q_{12}^{'} & Q_{22}^{'} & Q_{26}^{'} \\ Q_{16}^{'} & Q_{26}^{'} & Q_{66}^{'} \end{pmatrix}_{k} \begin{pmatrix} \varepsilon_{x} \\ \varepsilon_{y} \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix}_{k},$$
(4.15)

Trong đó k là số lớp

$$Q'_{11} = Q_{11}c^{4} + Q_{22}s^{4} + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^{2}c^{2}$$

$$Q'_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})c^{2}s^{2} + Q_{12}(s^{4} + c^{4})$$

$$Q'_{22} = Q_{11}s^{4} + Q_{22}c^{4} + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^{2}c^{2}$$

$$Q'_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})c^{3}s + (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})cs^{3}$$

$$Q'_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})cs^{3} + (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})c^{3}s$$

$$Q'_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})c^{2}s^{2} + Q_{66}(c^{4} + s^{4})$$
(4.16)

 $s = sin\theta$; $c = cos\theta$; θ là góc giữa phương của sợi và hệ tọa độ.

Và:

$$Q_{11} = \frac{E_{11}}{1 - \frac{E_{22}}{E_{11}} v_{12}^2} = \frac{E_{11}}{1 - v_{12} v_{21}};$$

$$Q_{22} = \frac{E_{22}}{1 - \frac{E_{22}}{E_{11}} v_{12}^2} = \frac{E_{22}}{E_{11}} Q_{11}$$

$$Q_{12} = \frac{v_{12} E_{22}}{1 - v_{12} v_{21}} = v_{12} Q_{22}; \quad Q_{66} = G_{12}$$
(4.17)

(trong đó: 1, 2 là phương của sợi)

Lực và mô men của panel composite được xác định bởi:

$$N_{i} = \sum_{k=1}^{n} \int_{h_{k-1}}^{h_{k}} [\sigma_{i}]_{k} dz, i = x, y, xy$$

$$M_{i} = \sum_{k=1}^{n} \int_{h_{k-1}}^{h_{k}} z[\sigma_{i}]_{k} dz, i = x, y, xy$$
(4.18)

Thế phương trình (4.13) và (4.15) vào phương trình (4.18) cho ta mối liên hệ:

$$\begin{pmatrix} N_x, N_y, N_{xy} \end{pmatrix} = (A_{11}, A_{12}, A_{16}) \varepsilon_x^0 + (A_{12}, A_{22}, A_{26}) \varepsilon_y^0 + (A_{16}, A_{26}, A_{66}) \gamma_{xy}^0 + (B_{11}, B_{12}, B_{16}) k_x + (B_{12}, B_{22}, B_{26}) k_y + (B_{16}, B_{26}, B_{66}) k_{xy}, \begin{pmatrix} M_x, M_y, M_{xy} \end{pmatrix} = (B_{11}, B_{12}, B_{16}) \varepsilon_x^0 + (B_{12}, B_{22}, B_{26}) \varepsilon_y^0 + (B_{16}, B_{26}, B_{66}) \gamma_{xy}^0 (D_{11}, D_{12}, D_{16}) k_x + (D_{12}, D_{22}, D_{26}) k_y + (D_{16}, D_{26}, D_{66}) k_{xy},$$

$$(4.19)$$

Trong đó:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^{n} (Q_{ij})_{k} (h_{k} - h_{k-1}), i, j = 1, 2, 6$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{n} (Q_{ij})_{k} (h_{k}^{2} - h_{k-1}^{2}), i, j = 1, 2, 6$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^{n} (Q_{ij})_{k} (h_{k}^{3} - h_{k-1}^{3}), i, j = 1, 2, 6$$
(4.20)

Phương trình chuyển động phi tuyến của panel composite dựa trên lý thuyết tấm cổ điển như ([27], [91], [105]):

$$N_{x,x} + N_{xy,y} = \rho_1 \frac{\partial^2 u}{\partial t^2}$$
(4.21a)

$$N_{xy,x} + N_{y,y} = \rho_1 \frac{\partial^2 v}{\partial t^2}$$
(4.21b)

$$M_{x,xx} + 2M_{xy,xy} + M_{y,yy} + N_{x}w_{,xx} + 2N_{xy}w_{,xy} + N_{y}w_{,yy} + Q_{xy}w_{,yy} + Q_{y}w_{,yy} + Q_{y}w_{,yy$$

Với giả thiết Volmir (Volmir 1972) $u \ll w, v \ll w, \rho_1 \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} \rightarrow 0, \rho_1 \frac{\partial^2 v}{\partial t^2} \rightarrow 0$ phương trình (4.21a, 4.21b, 4.21c) trở thành:

$$N_{x,x} + N_{xy,y} = 0, (4.22a)$$

$$N_{xy,x} + N_{y,y} = 0,$$
 (4.22b)

$$M_{x,xx} + 2M_{xy,xy} + M_{y,yy} + N_{x}w_{,xx} + 2N_{xy}w_{,xy} + N_{y}w_{,yy} + Q_{y}w_{,yy} + Q_{1} + Q_{2} - k_{1}w + k_{2}\nabla^{2}w + \frac{N_{y}}{R} = \rho_{1}\frac{\partial^{2}w}{\partial t^{2}}$$
(4.22c)

Trong đó: ρ_1 = ρ h với ρ =1550 (kg/m³) là khối lượng riêng của panel composite và q₁, q₂ là lực nâng và lực cản thủy động được xác định theo công thức (4.4) ở phần trước với hệ số lực nâng và hệ số sức cản theo thứ tự C_L=0.86 và C_x=0.03 [48,81,143].

Tính toán từ phương trình (4.19) ta có:

$$\varepsilon_{x}^{0} = A_{11}^{*}N_{x} + A_{12}^{*}N_{y} + A_{16}^{*}N_{xy} - B_{11}^{*}k_{x} - B_{12}^{*}k_{y} - B_{16}^{*}k_{xy},$$

$$\varepsilon_{y}^{0} = A_{12}^{*}N_{x} + A_{22}^{*}N_{y} + A_{26}^{*}N_{xy} - B_{21}^{*}k_{x} - B_{22}^{*}k_{y} - B_{26}^{*}k_{xy},$$

$$\varepsilon_{xy}^{0} = A_{16}^{*}N_{x} + A_{26}^{*}N_{y} + A_{66}^{*}N_{xy} - B_{16}^{*}k_{x} - B_{26}^{*}k_{y} - B_{66}^{*}k_{xy},$$
(4.23)

Trong đó:

$$A_{11}^{*} = \frac{A_{22}A_{66} - A_{26}^{2}}{\Delta}, A_{12}^{*} = \frac{A_{16}A_{26} - A_{12}A_{66}}{\Delta}, A_{16}^{*} = \frac{A_{12}A_{26} - A_{22}A_{16}}{\Delta}$$

$$A_{22}^{*} = \frac{A_{11}A_{66} - A_{16}^{2}}{\Delta}, A_{26}^{*} = \frac{A_{12}A_{16} - A_{11}A_{26}}{\Delta}, A_{66}^{*} = \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^{2}}{\Delta}$$

$$\Delta = A_{11}A_{22}A_{66} - A_{11}A_{26}^{2} + 2A_{12}A_{16}A_{26} - A_{12}^{2}A_{66} - A_{16}^{2}A_{22}$$

$$B_{11}^{*} = A_{11}^{*}B_{11} + A_{12}^{*}B_{12} + A_{16}^{*}B_{16}, B_{12}^{*} = A_{11}^{*}B_{12} + A_{12}^{*}B_{22} + A_{16}^{*}B_{26}$$

$$B_{16}^{*} = A_{11}^{*}B_{16} + A_{12}^{*}B_{26} + A_{16}^{*}B_{66}, B_{21}^{*} = A_{12}^{*}B_{11} + A_{22}^{*}B_{12} + A_{26}^{*}B_{16}$$

$$B_{22}^{*} = A_{12}^{*}B_{12} + A_{22}^{*}B_{22} + A_{26}^{*}B_{26}, B_{26}^{*} = A_{12}^{*}B_{16} + A_{22}^{*}B_{26} + A_{26}^{*}B_{66}$$

$$B_{61}^{*} = A_{16}^{*}B_{11} + A_{26}^{*}B_{12} + A_{66}^{*}B_{16}, B_{62}^{*} = A_{16}^{*}B_{12} + A_{26}^{*}B_{22} + A_{66}^{*}B_{26},$$

$$B_{66}^{*} = A_{16}^{*}B_{16} + A_{26}^{*}B_{26} + A_{66}^{*}B_{66}.$$
(4.24)

Thế thêm một lần nữa phương trình (4.23) vào M_{ij} (4.19), sau đó thế M_{ij} vào phương trình (4.22c) dẫn tới:

$$N_{x,x} + N_{xy,y} = 0,$$

$$N_{xy,x} + N_{y,y} = 0,$$

$$P_{1}f_{,xxxx} + P_{2}f_{,yyyy} + P_{3}w_{,xxyy} + P_{4}w_{,xxxy} + P_{5}w_{,xyyy} + P_{6}w_{,xxxx} + P_{7}w_{,yyyy} + P_{8}w_{,xxyy} + P_{9}w_{,xxxy}$$

$$+ P_{10}w_{,xyyy} + N_{x}w_{,xx} + 2N_{xy}w_{,xy} + N_{y}w_{,yy} + q_{1} + q_{2} - k_{1}w + k_{2}\nabla^{2}w + \frac{N_{y}}{R} = \rho_{1}\frac{\partial^{2}w}{\partial t^{2}}$$

$$(4.25)$$

Trong đó:

$$P_{1} = B_{21}^{*}, P_{2} = B_{12}^{*}, P_{3} = B_{11}^{*} + B_{22}^{*} - 2B_{66}^{*}, P_{4} = 2B_{26}^{*} - B_{61}^{*},$$

$$P_{5} = 2B_{16}^{*} - B_{62}^{*}, P_{6} = B_{11}B_{11}^{*} + B_{12}B_{21}^{*} + B_{16}B_{61}^{*},$$

$$P_{7} = B_{12}B_{12}^{*} + B_{22}B_{22}^{*} + B_{26}B_{62}^{*},$$

$$P_{8} = B_{11}B_{12}^{*} + B_{12}B_{22}^{*} + B_{16}B_{62}^{*} + B_{12}B_{11}^{*} + B_{22}B_{21}^{*}$$

$$+ B_{26}B_{61}^{*} + 4B_{16}B_{16}^{*} + 4B_{26}B_{26}^{*} + 4B_{66}B_{66}^{*},$$

$$(4.26)$$

$$P_{9} = 2(B_{11}B_{16}^{*} + B_{12}B_{26}^{*} + B_{16}B_{66}^{*}),$$

+ $B_{16}B_{11}^{*} + B_{26}B_{21}^{*} + B_{66}B_{61}^{*}),$
$$P_{10} = 2(B_{12}B_{16}^{*} + B_{22}B_{26}^{*} + B_{26}B_{66}^{*} + B_{16}B_{12}^{*}),$$

+ $B_{26}B_{22}^{*} + B_{66}B_{62}^{*}).$

f(x, y) là hàm ứng suất được xác định bởi:

$$N_x = f_{,yy}, N_y = f_{,xx}, N_{xy} = -f_{,xy}.$$
 (4.27)

Cho panel composite không hoàn hảo, phương trình (4.25) được đưa về dạng:

$$P_{1}f_{,xxxx} + P_{2}f_{,yyyy} + P_{3}w_{,xxyy} + P_{4}w_{,xxyy} + P_{5}w_{,yyyy} + P_{6}w_{,xxxx} + P_{7}w_{,yyyy} + P_{8}w_{,xxyy} + P_{9}w_{,xxxy} + P_{10}w_{,xyyy} + f_{,yy}(w_{,xx} + w_{,xx}) - 2f_{,xy}(w_{,xy} + w_{,xy}) + f_{,xx}(w_{,yy} + w_{,yy}^{*}) + q_{1} + q_{2} - k_{1}w + k_{2}\nabla^{2}w + \frac{N_{y}}{R} = \rho_{1}\frac{\partial^{2}w}{\partial t^{2}}$$

$$(4.28)$$

Trong đó $w^*(x, y)$ là hàm đại diện cho tính không hoàn hảo hình dáng ban đầu của panel. Phương trình tương thích hình học panel composite không hoàn hảo được cho dưới dạng:

$$\varepsilon_{x,yy}^{0} + \varepsilon_{y,xx}^{0} - \gamma_{xy,xy}^{0} = w_{,xy}^{2} - w_{,xx}w_{,yy} + 2w_{,xy}w_{,xy}^{*}$$

$$-w_{,xx}w_{,yy}^{*} - w_{,yy}w_{,xx}^{*} - \frac{w_{,xx}}{R}$$
(4.29)

Từ mối liên hệ (4.23) kết hợp với (4.27) có thể viết:

$$\varepsilon_{x}^{0} = A_{11}^{*} f_{,yy} + A_{12}^{*} f_{,xx} - A_{16}^{*} f_{,xy} - B_{11}^{*} k_{x} - B_{12}^{*} k_{y} - B_{16}^{*} k_{xy},$$

$$\varepsilon_{y}^{0} = A_{12}^{*} f_{,yy} + A_{22}^{*} f_{,xx} - A_{26}^{*} f_{,xy} - B_{21}^{*} k_{x} - B_{22}^{*} k_{y} - B_{26}^{*} k_{xy},$$

$$\varepsilon_{xy}^{0} = A_{16}^{*} f_{,yy} + A_{26}^{*} f_{,xx} - A_{66}^{*} f_{,xy} - B_{16}^{*} k_{x} - B_{26}^{*} k_{y} - B_{66}^{*} k_{xy},$$
(4.30)

Thế phương trình (4.30) vào phương trình (4.29), cho phương trình tương thích với một panel composite không hoàn hảo như:

$$A_{22}^{*}f_{,xxxx} + E_{1}f_{,xxyy} + A_{11}^{*}f_{,yyyy} - 2A_{26}^{*}f_{,xxxy} - 2A_{16}^{*}f_{,xyyy} + B_{21}^{*}w_{,xxxx} + B_{12}^{*}w_{,yyyy} + E_{2}w_{,xxyy} + E_{3}w_{,xxxy} + E_{4}w_{,xyyy} - \begin{pmatrix} w_{,xy}^{2} - w_{,xx}w_{,yy} + 2w_{,xy}w_{,xy}^{*} \\ -w_{,xx}w_{,yy}^{*} - w_{,yy}w_{,xx}^{*} \end{pmatrix} = 0$$

$$(4.31)$$

Ở đó:

$$E_{1} = 2A_{12}^{*} + A_{66}^{*}, E_{2} = B_{11}^{*} + B_{22}^{*} - 2B_{66}^{*}$$

$$E_{3} = 2B_{26}^{*} - B_{61}^{*}, E_{4} = 2B_{16}^{*} + B_{62}^{*}.$$
(4.32)

4.2.1. Trường hợp panel tựa tự do

Panel composite ba pha xem xét trong trường hợp này là tựa tự do và chịu lực nâng q₁, lực cản q₂ và chịu lực nén dọc trục P_x và P_y lần lượt tại mặt cắt ngang của nó. Vì vậy điều kiện biên là:

$$w = N_{xy} = M_x = 0, N_x = -P_x h \text{ tại } x = 0, a$$

$$w = N_{xy} = M_y = 0, N_y = -P_y h \text{ tại } y = 0, b$$
(4.33)

Nghiệm gần đúng của w và f thỏa mãn điều kiện biên (4.33) được thừa nhận bởi (Nguyễn Đình Đức [91])

$$(w, w^*) = (W, \mu h) \sin \lambda_m x \sin \delta_n y$$

$$f = A_1 \cos 2\lambda_m x + A_2 \cos 2\delta_n y + A_3 \sin \lambda_m x \sin \delta_n y$$

$$+ A_4 \cos \lambda_m x \cos \delta_n y - \frac{1}{2} P_x h y^2 - \frac{1}{2} P_y h x^2$$

$$(4.34a)$$

$$(4.34b)$$

 $\lambda_m = m\pi / a$, $\delta_n = n\pi / b$, W: biên độ của độ võng và μ : là thông số không hoàn hảo. Hệ số A_i ($i = 1 \div 4$) được xác định bởi việc thay thế phương trình (4.34a, 4.34b) vào phương trình (4.31):

$$A_{1} = \frac{1}{32A_{22}^{*}} \frac{\delta_{n}^{2}}{\lambda_{m}^{2}} W(W + 2\mu h), A_{2} = \frac{1}{32A_{11}^{*}} \frac{\lambda_{m}^{2}}{\delta_{n}^{2}} W(W + 2\mu h),$$

$$A_{3} = \frac{(F_{2}F_{4} - F_{1}F_{3})}{F_{2}^{2} - F_{1}^{2}} W, A_{4} = \frac{(F_{2}F_{3} - F_{1}F_{4})}{F_{2}^{2} - F_{1}^{2}} W,$$
(4.35)

 ${O}$ đó $F_i(i=1\div 4)$ được cho trong phụ lục A.

Sau đó, thế phương trình (4.34a, 4.34b) vào phương trình (4.28) và ứng dụng phương pháp Galerkin cho kết quả phương trình:

$$\begin{aligned} \frac{ab}{4} \begin{bmatrix} P_1 \frac{(F_2F_4 - F_1F_3)}{F_2^2 - F_1^2} \lambda_m^4 + P_2 \frac{(F_2F_4 - F_1F_3)}{F_2^2 - F_1^2} \delta_n^4 + P_3 \frac{(F_2F_4 - F_1F_3)}{F_2^2 - F_1^2} \lambda_m^2 \delta_n^2 \\ -P_4 \frac{(F_2F_3 - F_1F_4)}{F_2^2 - F_1^2} - P_5 \frac{(F_2F_3 - F_1F_4)}{F_2^2 - F_1^2} + P_6\lambda_m^4 + P_7\delta_n^4 + P_8\lambda_m^2 \delta_n^2 \\ - \frac{(F_2F_4 - F_1F_3)}{F_2^2 - F_1^2} \frac{\lambda_m^2}{R} - k_1 - k_2(\lambda_m^2 + \delta_n^2) \end{bmatrix} W \\ - \left[\frac{2}{3} \lambda_m \delta_n \left(P_1 \frac{1}{A_{22}^*} + P_2 \frac{1}{A_{11}^*} \right) - \frac{1}{6RA_{22}^*} \frac{\delta_n}{\lambda_m} \right] W(W + 2\mu h) \\ - \frac{ab}{64} \left(\frac{1}{A_{22}^*} \delta_n^4 + \frac{1}{A_{11}^*} \lambda_m^4 \right) W(W + \mu h)(W + 2\mu h) \\ + \frac{8}{3} \frac{(F_2F_4 - F_1F_3)}{F_2^2 - F_1^2} \lambda_m \delta_n W(W + \mu h) + \frac{abh}{4} \left(P_x \lambda_m^2 + P_y \delta_n^2 \right) (W + \mu h) \\ + \frac{4(q_1 + q_2)}{\lambda_m \delta_n} - \frac{4h}{\lambda_m \delta_n} \frac{P_y}{R} = \frac{ab\rho_1}{4} \frac{\partial^2 W}{\partial t^2} \end{aligned}$$

Trong đó: m, n là số lẻ. (4.36) là phương trình chủ đạo cơ bản đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha tựa tự do dưới tác dụng của tải thủy động.

Từ phương trình (4.36), tần số dao động của panel hoàn hảo (μ =0) được xác định gần đúng bởi biểu thức tường minh sau:

$$\omega_{mn} = \sqrt{-\frac{(b_1 + b_2)}{\rho_1}}$$
(4.37)

 ${O}$ đó: b_i (i = 1,2) được cho trong phụ lục A.

4.2.2. Trường hợp panel ngàm bốn cạnh

Panel composite ba pha xem xét trong trường hợp này là ngàm bốn cạnh và chịu lực nâng q₁, lực cản q₂ và chịu lực nén dọc trục P_x và P_y lần lượt tại mặt cắt ngang của nó. Vì vậy điều kiện biên là:

$$w = \partial w / \partial x = N_{xy} = 0, N_x = -P_x h \text{ tại } x = 0, a$$

$$w = \partial w / \partial y = N_{xy} = 0, N_y = -P_y h \text{ tại } y = 0, b$$
(4.38)

Nghiệm gần đúng của w và f thỏa mãn điều kiện biên (4.38) có dạng:

$$(w, w^{*}) = (W, \mu h)(1 - \cos 2\lambda_{m}x)(1 - \cos 2\delta_{n}y)$$
(4.39a)

$$f = Q_{1} \cos 2\lambda_{m}x + Q_{2} \cos 2\delta_{n}y + Q_{3} \cos 4\delta_{n}y + Q_{4} \cos 2\lambda_{m}x \cos 2\delta_{n}y$$

$$+ Q_{5} \cos 2\lambda_{m}x \cos 4\delta_{n}y + Q_{6} \cos 4\lambda_{m}x \cos 2\delta_{n}y + Q_{7} \cos 4\lambda_{m}x$$
(4.39b)

$$+ Q_{8} \sin 2\lambda_{m}x \sin 2\delta_{n}y - \frac{1}{2}P_{x}hy^{2} - \frac{1}{2}P_{y}hx^{2}$$

 $\lambda_m = m\pi/a$, $\delta_n = n\pi/b$, W: biên độ của độ võng và µ: là thông số không hoàn hảo. Hệ số $Q_i(i = 1 \div 8)$ được xác định bởi việc thay thế phương trình (4.39a, 4.39b) vào phương trình (4.31):

$$Q_{1} = \frac{\left[(W+2\mu h)\delta_{n}^{2}+2\lambda_{m}^{2}B_{21}^{*}\right]}{2\lambda_{m}^{2}A_{22}^{*}}W, Q_{2} = \frac{\left[(W+2\mu h)\lambda_{m}^{2}+2\delta_{n}^{2}B_{12}^{*}\right]}{2\delta_{n}^{2}A_{11}^{*}}W$$

$$Q_{3} = -\frac{(W+2\mu h)\lambda_{m}^{2}}{32\delta_{n}^{2}A_{11}^{*}}W, Q_{4} = \frac{(F_{1}F_{3}-F_{2}F_{4})}{F_{1}-F_{2}}W,$$

$$Q_{5} = \frac{\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}}{2\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*} + 8\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1} + 32\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}}W(W + 2\mu h)$$

$$Q_{6} = \frac{\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}}{32\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*} + 8\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1} + 2\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}}W(W + 2\mu h), Q_{7}$$

$$= -\frac{\delta_{n}^{2}}{32\lambda_{m}^{2}A_{22}^{*}}W(W + 2\mu h)$$

$$Q_{8} = \frac{(F_{1}F_{4}-F_{2}F_{3})}{F_{1}^{2}-F_{2}^{2}}W$$

 ${O}$ đó F_i ($i = 1 \div 4$) được cho trong phụ lục B.

Sau đó, thể phương trình (4.39a, 4.39b) vào phương trình (4.28) và ứng dụng phương pháp Galerkin cho kết quả phương trình (Phụ lục E):

$$\rightarrow -ab \left[8\lambda_m^4 \frac{B_{21}^*}{A_{22}^*} P_1 + 4\lambda_m^4 \frac{(F_1F_6 + F_2F_4)}{F_1 - F_2} P_1 + 8\delta_n^4 \frac{B_{12}^*}{A_{11}^*} P_2 + 4\delta_n^4 \frac{(F_1F_6 + F_2F_4)}{F_1 - F_2} P_2 - 4\lambda_m^2 \delta_n^2 P_3 - 12\lambda_m^4 P_6 - 12\delta_n^4 P_7 - 4\lambda_m^2 \delta_n^2 P_8 + 2.25k_1 + 3k_2\lambda_m^2 + 3k_2\delta_n^2 \right] W - 4ab\lambda_m^2 \delta_n^2 \left[\frac{(\lambda_m^4 P_1 + \delta_n^4 P_2)}{F_1 - F_2} F_1 + \left(\frac{P_1}{A_{22}^*} + \frac{P_2}{A_{11}^*} \right) \right] W(W + 2\mu h) + 8\lambda_m^2 \delta_n^2 \left[\frac{B_{12}^*}{A_{11}^*} + \frac{B_{21}^*}{A_{22}^*} + \frac{(F_1F_6 + F_2F_4)}{F_1 - F_2} \right] W(W + \mu h) - \frac{ab}{4} \left[17 \frac{\lambda_m^4}{A_{11}^*} + \frac{16\lambda_m^4 \delta_n^4}{2\lambda_m^4 A_{22}^* + 8\lambda_m^2 \delta_n^2 E_1 + 32\delta_n^4 A_{11}^*} + 17 \frac{\delta_n^4}{A_{22}^*} + \frac{(4.41)}{32\lambda_m^4 A_{22}^* + 8\lambda_m^2 \delta_n^2 E_1 + 2\delta_n^4 A_{11}^*} - \frac{32\lambda_m^4 \delta_n^4 F_1}{ab(F_1 - F_2)} \right] W(W + 2\mu h)(W + \mu h) + 3abh(\lambda_m^2 P_x + \delta_n^2 P_y)(W + \mu h) + \left(q_1 + q_2 - \frac{P_y h}{R} \right) ab = ab\rho_1 \frac{\partial^2 W}{\partial t^2}$$

 ${O}$ đó F₆ được cho trong phụ lục B.

Trong đó: m, n là số lẻ. (4.41) là phương trình chủ đạo cơ bản đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha ngàm 4 cạnh dưới tác dụng của tải thủy động.

Từ phương trình (4.41), tần số dao động của panel hoàn hảo (μ=0) được xác định gần đúng bởi biểu thức tường minh sau:

$$\omega_{mn} = \sqrt{-\frac{(b_1 + b_2)}{\rho_1}}$$
(4.42)

 ${O}$ đó: b_i (i = 1,2) được cho trong phụ lục B.

4.3. Kiểm tra độ tin cậy của chương trình tính

Bộ chương trình tính của luận án có tên gọi là BUCKLING OF PANEL được viết bằng ngôn ngữ Matlab để tính dao động của tấm theo phương pháp Galerkin (dùng để thiết lập hệ phương trình đại số cho toàn miền bài toán. Dùng tập các nút rời rạc nằm trong miền bài toán cũng như trên biên để biểu diễn mà không rời rạc miền bài toán. Khi ta lấy tích phân trên cả miền bài toán thì tất cả nút rời rạc đều tham gia vào hệ phương trình đại số). Tác giả đã sử dụng bộ chương trình này để tính và so sánh chuyển vị của panel với kết quả phần mềm Ansys và đồng thời so sánh với nghiên cứu của Berthelot [27]. Kết quả được tính với các thông số đầu vào: - Tấm có kích thước (Dài x rộng x dày): a x b x t = 1m x 0.31m x 0.02m (hình 4.10); Thứ tự xếp lớp của các tấm: [0/90/0/90/90/090/0]₅ và [90/0/45/-45/-45/45/0/90]₅, chiều dày các lớp giống nhau; Đặc trưng vật liệu: E_{11} =31.009(GPa), E_{22} = E_{33} =6.016(GPa), v_{12} = v_{13} =0.3, v_{23} =0.43, G_{12} = G_{13} =1.985(GPa), G_{23} =1.966(GPa) (theo bảng 4.2); chịu tải thủy tĩnh phân bố đều $P_0 = \frac{k \cdot L}{S} = 387860(\frac{N}{m^2})$ (xác định từ các công thức 4.4 và 4.5).

4.3.1. Trường hợp tấm trực hướng - [0/90/0/90/90/00]5

Berthelot [27] đã nghiên cứu về phân tích ứng xử uốn của tấm trực hướng trong hai trường hợp: 4 cạnh tựa tự do và 4 cạnh ngàm. Bài toán được tác giả tính bằng phương pháp giải tích, kết quả được so sánh đánh giá thể hiện ở bảng 4.7.

| Bảng 4.7: Kết quả so sánh kiếm tra độ tin cậy chương trình tính với tâm trực | hướng |
|--|-------|
|--|-------|

| Turnère a la cre | Giá trị độ võng cực đại của panel W (m) | | | Chênh lệch (%) |
|------------------|---|----------------|----------|-----------------|
| Trường nợp | Buckling of Panel | Berthelot [27] | Ansys | giữa (2) và (4) |
| (1) | (2) | (3) | (4) | (5) |
| 4 cạnh tựa tự do | 0.001222 | 0.001199 | 0.001244 | 1.77 |
| Ngàm 4 cạnh | 0.0002476 | 0.000272 | 0.000256 | 3.28 |

Tính toán theo Buckling of Panel cho kết quả tốt gần với kết quả của [27], và khi so sánh với tính bằng phần mềm Ansys cho kết quả với độ chênh lệch là 1.77÷2.18%, vì vậy bộ chương trình Buckling of Panel đủ độ tin cậy để tính.



Hình 4.14. Tính uốn tấm trực hướng bằng Ansys với trường hợp các cạnh tựa tự do



Hình 4.15. Tính theo Buckling of Panel với tấm trực hướng có các cạnh tựa tự do







Hình 4.17. Tính theo Buckling of Panel với tấm trực hướng 4 cạnh ngàm

4.3.2. Trường hợp tấm xếp lớp [90/0/45/-45/-45/45/0/90]5

| Trường hợp | Giá trị độ võng cực | Chênh lệch (%) | |
|------------------|---------------------|----------------|-----------------|
| | Buckling of Panel | Ansys | giữa (2) và (3) |
| (1) | (2) | (3) | (4) |
| 4 cạnh tựa tự do | 0.001395 | 0.001372 | 1.65 |
| Ngàm 4 cạnh | 0.0003114 | 0.000319 | 2.38 |

Bảng 4.8: Kết quả so sánh kiểm tra độ tin cậy chương trình tính với tấm composite xếp lớp [90/0/45/-45/-45/45/0/90]5

Kết quả tính theo Buckling of Panel sát với tính theo phần mềm Ansys với độ chênh lệch là 1.65 ÷ 2.38%, vì vậy bộ chương trình Buckling of Panel đủ độ tin cậy để tính.



Hình 4.18. Giải Ansys tấm lớp [90/0/45/-45/-45/45/0/90]5 với 4 cạnh tựa tự do



Hình 4.19. Tính theo Buckling of Panel tấm [90/0/45/-45/-45/45/0/90]5 4 cạnh tựa tự do



Hình 4.20. Giải Ansys tấm lớp [90/0/45/-45/-45/45/0/90]5 với trường hợp 4 cạnh ngàm



Hình 4.21. Tính theo Buckling of Panel tấm [90/0/45/-45/-45/45/0/90]5 4 cạnh ngàm 4.4. Khảo sát ảnh hưởng của một số yếu tố đến ổn định của panel composite ba pha chịu tải thủy động

Ở mục 4.1.2.2 đã xác định hình dạng, kích thước hình học của cánh thỏa mãn tiêu chuẩn thiết kế kết cấu tàu cánh ngầm [81]. Áp dụng toàn bộ kết quả tính của phần này từ tính lực nâng đến xác định các giá trị cho phép của cánh, để khảo sát ảnh hưởng của một số yếu tố đến ứng xử của panel khi chịu tác dụng của tải thủy động. Từ đó thu thập được một bộ số liệu về ổn định của panel cũng chính là ổn định của cánh ngầm đang xét.

Trong lĩnh vực hàng không, nhiều công trình [25,26] đã tập trung nghiên cứu về độ bền, ổn định của kết cấu tấm, vỏ, gân và thiết kế tối ưu trọng lượng cánh của máy bay từ panel composite lớp với điều kiện biên của các cạnh chỉ xét là tựa đơn. Điều đó cho thấy: trường hợp tựa đơn đảm bảo tốt về hệ số an toàn cho kết cấu hàng không, về mặt công nghệ thực tế cho thấy không thể có kết cấu tuyệt đối cứng để xét panel ngàm 4 cạnh. Từ đó, đối với cánh nâng tàu cánh ngầm do là kết cấu chịu tải lớn phức tạp, để đảm bảo an toàn trong phần này sẽ khảo sát cho trường hợp panel tựa tự do (*Phụ lục F1*).


Hình 4.22. Tàu cánh ngầm với cánh ngập hoàn toàn trong nước có tâm hình học ở (±0.5Lf,0,-h) được biểu thị cùng với vỏ tàu và thanh giằng

Tàu cánh ngầm hoạt động trong sóng ở điều kiện cánh chịu tải (foilborne), tải trọng thủy động tác động lên cánh được biểu diễn dưới dạng [48]:

$$P = P_0 \sin(\omega t - kx) \left(N/m^2\right) \tag{4.43}$$

Trong đó: - $P_0 = kL/S$ (k và L đã xác định ở phương trình (4.4) và (4.5))

- ω : Tần số va đập của tải trọng thủy động lên cánh ($\omega = w_o + w_0^2 V/g$, ω_0 : Tần số sóng [48]);

- $k = \frac{w_0^2}{g} = \frac{2\pi}{\lambda}$ [48], λ : Chiều dài sóng ($\lambda = 34$ (m) với chiều cao sóng h = 1.5 (m) [103];

- V:: Tốc độ tàu;

- $x = \pm \frac{L_f}{2} = \pm 16 \ (m)$: Tọa độ x của cánh sau và cánh trước (hình 4.22)

Khảo sát panel composite ba pha có kích thước (chiều dài x chiều rộng x chiều dày): a x b x t = $1.0m \times 0.31m \times 0.02m$ là lớp vỏ của cánh nâng có hình dạng và kích thước như hình 4.10 (mục 4.1.2.2), chịu tải trọng thủy động P (xác định từ công thức 4.43), panel được làm từ các vật liệu thành phần như sau:

| Nhựa Epoxy | : | $E_m = 3.50 \text{ GP}_a;$ | $v_m = 0.33$ | |
|--------------------------------|---|-----------------------------|-----------------|--------|
| Sợi Cimax | : | $E_a = 58.85 \text{ GP}_a;$ | $\nu_a=0.240$ | (4.44) |
| Hạt gia cường TiO ₂ | : | $E_c = 5.58 \ GP_a;$ | $\nu_c = 0.200$ | |

Xác định ảnh hưởng của cách bố trí lớp, tỉ lệ vật liệu thành phần, kích thước hình học, sự không hoàn hảo ban đầu, tốc độ của tàu, khoảng cách hai cánh lên đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha.

4.4.1. Ảnh hưởng của cách bố trí lớp

Hình 4.23 cho thấy đáp ứng động của panel composite ba pha trong 03 trường hợp với thứ tự xếp lớp và phương sợi khác nhau có ảnh hưởng đáng kể đến ổn định của tấm. Trong ba trường hợp khảo sát, cách bố trí lớp $[90/0/45/-45/-45/45/0/90]_5$ cho dao động của panel là lớn hơn so với các cách bố trí lớp khác.



Hình 4.23. Đáp ứng động của panel composite ba pha với trình tự xếp lớp khác nhau

| ? | | , | , , | | |
|---------------|------------|----------------|------------|-----------|-------|
| D3ma 10. Amb | | | | dama aña | |
| Кяпо 4.9: Апп | пистро сия | cach do fri io | n aen men | аяпо сня | пяпеі |
| | nuong cuu | | p ach bien | uning cuu | punci |

| | R=2.764m, ψ_a =0.5, ψ_c =0.05, E ₁₁ =31.009 (GPa), E ₂₂ =6.016 (GPa) | | | | | | |
|-----|--|-----------------|----------|-------------------------|--|--|--|
| Stt | Cách bố trí lớp Kích thước | | | Nhận xét | | | |
| | | (m) | dạng (m) | | | | |
| 1 | Panel [90/0/90/0/90]8 | 1 x 0.31 x 0.02 | 0.001263 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | | | |
| 2 | Panel [90/0/90/0/0/90/0/90]5 | 1 x 0.31 x 0.02 | 0.001401 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | | | |
| 3 | Panel [90/0/45/-45/-45/45/0/90]5 | 1 x 0.31 x 0.02 | 0.001639 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | | | |

(Ghi chú: ⁽¹⁾ So sánh với giá trị cho phép đã đề cập ở mục 4.1.2.2)

Như trình bày ở phần 4.1.2.2, cách bố trí lớp $[90/0/45/-45/-45/45/0/90]_5$ là vật liệu tựa đẳng hướng đảm bảo bền theo mọi phương, kết hợp với kết quả khảo sát cho thấy panel ồn định, lựa chọn cách bố trí lớp này để xét đáp ứng động cho các trường hợp tiếp theo.

4.4.2. Ảnh hưởng của kích thước hình học panel

Hình 4.24 và 4.25 minh họa ảnh hưởng của chiều rộng b; chiều dày h lên đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha. Biến dạng của panel gia tăng khi tăng chiều rộng b và khi giảm chiều dày của panel.



Hình 4.24. Ảnh hưởng của *b* lên đáp ứng động phi tuyến panel composite ba pha Bảng 4.10: Ảnh hưởng chiều rộng b đến biến dạng của panel

| | Panel [90/0/45/-45/-45/4 | i5/0/90]5 vơi ψa=0.5, ψ | c=0.05, | | | |
|-----|---|-------------------------|-------------------------------|--|--|--|
| | E ₁₁ =31.009 (GPa), E ₂₂ =6.016 (GPa) | | | | | |
| Stt | Kích thước panel (m) | Biến dạng (m) | Nhận xét | | | |
| 1 | a x b x h = 1.0x 0.31 x 0.02 | 0.00162 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | | | |
| 2 | a x b x h = 1.0x 0.36 x 0.02 | 0.00326 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | | | |
| 3 | a x b x h = 1.0x 0.41 x 0.02 | 0.00601 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | | | |

Nhìn vào hình 4.24 và bảng 4.10 cho thấy khoảng cách giữa các gân chịu lực của cánh $b \le 310$ mm khi đó kết cấu cánh ổn định.

| | Panel [90/0/45/-45/-45/45/0/90]5, | | | | |
|--|--|---------|-------------------------------|--|--|
| | với ψ _a =0.5, ψ _c =0.05, E ₁₁ =31.009 (GPa), E ₂₂ =6.016 (GPa) | | | | |
| SttKích thước panel (m)Biến dạng (m)Nhận xét | | | | | |
| 1 | a x b x h = 1.0 x 0.31 x 0.020 | 0.00162 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | | |
| 2 | a x b x h = 1.0 x 0.31 x 0.018 | 0.00223 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | | |
| 3 | a x b x h = 1.0 x 0.31 x 0.015 | 0.00388 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | | |

Bảng 4.11: Ảnh hưởng chiều dày h đến biến dạng của panel





4.4.3. Ảnh hưởng của tốc độ tàu

Hình 4.26 cho thấy ảnh hưởng của tốc độ tàu lên đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha. Biến dạng của panel gia tăng khi vận tốc tăng.





| | Panel [90/0/45/-45/-45/45/0/90] ₅ , 1 | xích thước a x b x $h=1$ | x 0.31 x 0.02m, |
|-----|--|--|-------------------------------|
| | R=2.764m, có ψ_a =0.5, ψ_c =0.05, | E ₁₁ =31.009 (GPa), E ₂₂ = | =6.016 (GPa) |
| Stt | Tốc độ của panel (m/s) | Biến dạng (m) | Nhận xét |
| 1 | V = 18 | 0.00130 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ |
| 2 | V = 20 | 0.00162 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ |
| 3 | V = 22 | 0.00196 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ |

Bảng 4.12: Ảnh hưởng vận tốc của panel V đến biến dạng của panel

Qua hình 4.26 và bảng 4.12 cho thấy biến dạng của panel gia tăng khi vận tốc tàu tăng, khi panel đạt đến vận tốc tới hạn $V_{th} = 21.5(m/s)$ biến dạng của panel đạt đến giá trị cho phép $f_{cp} = 0.0019 \ (m)^{(1)}$ và lực nâng tới hạn tác động lên panel sẽ là:

$$q_{1th} = L_{th} = k \frac{1}{2} \rho C_L S V_{th}^2 \sin(\omega t - kx) = 138,523.6 (N)$$

4.4.4. Ảnh hưởng của sự không hoàn hảo ban đầu

Hình 4.27 và bảng 4.13 cho thấy ảnh hưởng của sự không hoàn hảo ban đầu lên đáp ứng động của panel composite ba pha. Khi μ tăng từ $0 \div 0.1$, biến dạng của panel tăng và khi μ tăng từ $0.1 \div 0.3$ biến dạng của panel giảm. Ảnh hưởng của thông số μ lên biến dạng của panel là nhỏ, có thể bỏ qua ảnh hưởng của sự không hoàn hảo ban đầu của panel.



Hình 4.27. Ảnh hưởng của thông số không hoàn hảo μ lên đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha

| - | | , 1 . 1 . 1 . 1 | 0.01 0.00 | | |
|-----|---|--------------------------|-----------------|--|--|
| ł | Panel [90/0/45/-45/-45/45/0/90] ₅ , k | ich thước a x b x h= 1 x | x 0.31 x 0.02m, | | |
| | R=2.764m, có ψ_a =0.5, ψ_c =0.05, E ₁₁ =31.009 (GPa), E ₂₂ =6.016 (GPa) | | | | |
| Stt | Sự không hoàn hảo của panel | Biến dạng (m) | Nhận xét | | |
| 1 | $\mu = 0$ | 0.001613 | Chênh lệch nhỏ. | | |
| 2 | $\mu = 0.1$ | 0.001620 | Chênh lệch nhỏ. | | |
| 2 | u = 0.3 | 0.001506 | Chênh lệch nhỏ | | |

Bảng 4.13: Ảnh hưởng sự không hoàn hảo ban đầu µ đến biến dạng của panel

4.4.5. Ảnh hưởng của tỉ lệ vật liệu composite ba pha

Hình 4.28, 4.29 và 4.30 trình bày ảnh hưởng của sợi và hạt lên đáp ứng động lực của panel composite ba pha. Thấy rõ sự gia tăng mật độ của sợi sẽ giảm biên độ dao động của panel và mật độ của hạt càng nhiều sẽ giảm khả năng chịu uốn của panel.



Hình 4.28. Ảnh hưởng tỉ lệ sợi, hạt ψ_a, ψ_c lên đáp ứng động panel composite ba pha
 Bảng 4.14: Ảnh hưởng của tỉ lệ sợi và hạt đến biến dạng của panel

| | Panel [90/0/45/-45/-45/45/0/90] ₅ , a x b x h=1 x 0.31 x 0.02m, R=2.764m | | | | | |
|-----|---|---------------|---------------|--|--|--|
| Stt | Đặc trưng vật liệu | Biến dạng (m) | Nhận xét | | | |
| 1 | $\psi_a=0.55 \text{ và }\psi_c=0:$ E ₁₁ =33.737(GPa), E ₂₂ =6.122(GPa) | 0.00153 | Ånh hưởng của | | | |
| 2 | ψ_a =0.5 và ψ_c =0.05: E ₁₁ =31.009(GPa), E ₂₂ =6.016(GPa) | 0.00162 | với hạt. | | | |



Hình 4.29. Ảnh hưởng của tỉ lệ hạt ψ_c lên đáp ứng động panel composite ba pha Bảng 4.15: Ảnh hưởng của tỉ lệ hạt đến biến dạng của panel

| Pane | Panel [90/0/45/-45/-45/45/0/90] ₅ , a x b x h=1 x 0.31 x 0.02m, R=2.764m và ψ _a =0.35 | | | | |
|------|---|---------------|--------------------|--|--|
| Stt | Đặc trưng vật liệu | Biến dạng (m) | Nhận xét | | |
| 1 | ψ _c =0.2: | 0.002082 | Khi tỉ lệ hạt tăng | | |
| | E ₁₁ =22.914(GPa), E ₂₂ =5.756(GPa) | | khả năng chịu uốn | | |
| 2 | ψ _c =0.1: | 0.002100 | của panel tăng. | | |
| | E ₁₁ =22.797(GPa), E ₂₂ =5.588(GPa) | | Tuy nhiên ảnh | | |
| 3 | ψ _c =0.0: | 0.002112 | hưởng là yếu. | | |
| | E ₁₁ =22.686(GPa), E ₂₂ =5.421(GPa) | | | | |

Bảng 4.16: Ảnh hưởng của tỉ lệ sợi đến biến dạng của panel

| | Panel [90/0/45/-45/-45/45/0/90] ₅ , a x b x h = 1m x 0.31m x 0.02m, R=2.764m và ψ_c =0.05 | | | | | |
|-----|--|---------------|---------------------|--|--|--|
| Stt | Đặc trưng vật liệu | Biến dạng (m) | Nhận xét | | | |
| 1 | ψ _a =0.30: | 0.00233 | Khi tỉ lệ sợi tăng | | | |
| | E ₁₁ =19.993(GPa), E ₂₂ =5.332(GPa) | | biến dạng panel | | | |
| 2 | ψ _a =0.40: | 0.00189 | giảm. Ảnh hưởng | | | |
| | E ₁₁ =25.493(GPa), E ₂₂ =5.675(GPa) | | của sợi tốt hơn hạt | | | |
| 3 | ψ _a =0.50: | 0.00162 | | | | |
| | E ₁₁ =31.009(GPa), E ₂₂ =6.016(GPa) | | | | | |



Hình 4.30. Ảnh hưởng tỉ lệ sợi ψ_a lên đáp ứng động của panel composite ba pha 4.4.6. Ảnh hưởng kích thước hình học, tỉ lệ thành phần sợi, hạt lên tần số dao động của panel composite ba pha

Tần số dao động riêng của panel phụ thuộc vào tỉ lệ thể tích của hạt, sợi và kích thước hình học của panel. Chúng giảm khi gia tăng tỉ lệ thể tích của hạt ψ_c và tăng chiều rộng của panel, và ảnh hưởng của sợi lên tần số dao động riêng lớn hơn của hạt.

| | duo ușng tieng edu punct composite du pilu | | | | | | |
|----------|--|----------|-----------------------|----------|----------|-----------------|----------|
| ψ_a | ψ_c | | $\omega_{mn} (rad/s)$ | | | | |
| | | a = 1 | 1.0 m, b = 0.3 | 31 m | a = 1 | 1.0 m, b = 0.3 | 36 m |
| | | h=0.015m | h=0.018m | h=0.020m | h=0.015m | h=0.018m | h=0.020m |
| 0.55 | 0 | 2.3375e3 | 2.8033e3 | 3.1139e3 | 1.7769e3 | 2.1283e3 | 2.3628e3 |
| 0.50 | 0.05 | 2.2570e3 | 2.7066e3 | 3.0065e3 | 1.7156e3 | 2.0549e3 | 2.2813e3 |
| 0.45 | 0.10 | 2.1744e3 | 2.6077e3 | 2.8966e3 | 1.6529e3 | 1.9797e3 | 2.1978e3 |
| 0.40 | 0.10 | 2.0842e3 | 2.4994e3 | 2.7763e3 | 1.5842e3 | 1.8974e3 | 2.1065e3 |

Bảng 4.17: Ảnh hưởng kích thước hình học, tỉ lệ thành phần sợi, hạt lên tần số dao động riêng của panel composite ba pha

Bảng 4.17 cho thấy với cánh có khoảng cách giữa các gân gia cường b=0.31m sẽ có tần số dao động của panel lớn gấp 1.32 lần với cánh có khoảng cách các gân gia cường là b=0.36m (nghĩa là suy giảm độ cứng của cánh 1.32 lần).

4.4.7. Ảnh hưởng của khoảng cách hai cánh

Kết quả nghiên cứu dựa trên phương trình (4.43) cho thấy: Vùng hoạt động, điều kiện thời tiết (chiều cao sóng, chiều dài sóng...) và khoảng cách hai cánh ảnh hưởng lớn đến tải trọng động tác động lên panel cánh và được minh họa ở hình 4.31, bảng 4.18 như sau:







(b)





Hình 4.31. Ảnh hưởng khoảng cánh hai cánh lên đáp ứng động panel Bảng 4.18: Ảnh hưởng khoảng cách hai cánh trước, sau đến biến dạng của panel

| Par | Panel $[90/0/45/-45/-45/45/0/90]_5$ với kích thước a x b x h = 1m x 0.31m x 0.02m. | | | |
|-----|--|---------------------------------|-------------------------------|--|
| | R=2.764m, có ψ_a =0.5, ψ_c =0.05, E ₁₁ =3 | 31.009 (GPa), E ₂₂ = | =6.016 (GPa) | |
| Stt | Khoảng cách hai cánh $L_f = 2x$ (m) | Biến dạng (m) | Nhận xét | |
| 1 | $x = \pm 4$ | 0.00222 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 2 | $x = \pm 6$ | 0.00249 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 3 | $x = \pm 8$ | 0.00259 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 4 | $x = \pm 10$ | 0.00255 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 5 | $x = \pm 12$ | 0.00245 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 6 | $x = \pm 14$ | 0.00207 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 7 | $x = \pm 16$ | 0.00162 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 8 | $x = \pm 17$ | 0.00140 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 9 | $x = \pm 18$ | 0.00162 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 10 | $x = \pm 20$ | 0.00207 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 11 | $x = \pm 24$ | 0.00260 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 12 | $x = \pm 28$ | 0.00254 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 13 | $x = \pm 30$ | 0.00224 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 14 | $x = \pm 32$ | 0.00185 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 15 | $x = \pm 33$ | 0.00163 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 16 | $x = \pm 34$ | 0.00140 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 17 | x = ±35 | 0.00163 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | |
| 18 | $x = \pm 36$ | 0.00185 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | |

Bảng 4.18 cho thấy:

- Khoảng cách hai cánh quyết định đáng kể tải trọng tác dụng lên cánh do hiện tượng cộng hưởng va đập của sóng gây ra.

- Biến dạng cánh phụ thuộc vào khoảng cách hai cánh và vùng hoạt động của tàu:

+ Cánh biến dạng lớn nhất khi vị trí cánh trước và cánh sau $x = \lambda/4 + n \lambda/2$ (n: là số tự nhiên).

+ Tải trọng tác động lên cánh và biến dạng của cánh là bé nhất khi vị trí cánh trước và cánh sau $x = n\lambda/2$ (n: là số nguyên dương), và có giá trị tương đương với trường hợp tải thủy tĩnh.

- Trong những vùng cộng hưởng lớn do va đập của sóng gây ra (như $x = \pm 24$) cánh đang chọn chưa thỏa mãn, do vậy lựa chọn phương án tăng chiều dày cánh và ứng xử của cánh được thể hiện như sau:



Hình 4.32. Phương án tăng chiều dày và ứng xử của panel

| P | Panel $[90/0/45/-45/-45/45/0/90]_5$, kích thước a x b = 1m x 0.31m, R=2.764m, | | | | | | |
|-----|---|---------------|-------------------------------|--|--|--|--|
| | $x = 24m$, có $\psi_a=0.5$, $\psi_c=0.05$, $E_{11}=31.009$ (GPa), $E_{22}=6.016$ (GPa) | | | | | | |
| Stt | Phương án tăng chiều dày | Biến dạng (m) | Nhận xét | | | | |
| 1 | h = 0.020m | 0.00260 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | | | | |
| 2 | h = 0.022m | 0.00200 | Không thỏa mãn ⁽¹⁾ | | | | |
| 3 | h = 0.023m | 0.00176 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | | | | |
| 4 | h = 0.024m | 0.00152 | Thỏa mãn ⁽¹⁾ | | | | |

| | | | ``` | | | | | |
|----------------|----------|----------|-------|-------|-----------|-----|-------|-------|
| $D^{2} 4 10$. | DL | <u> </u> | -1-: | J | <u>``</u> | ? | - 2 - | 1 |
| Kang 4 19: | Phirmo 9 | ап тяпо | cnien | กลง ง | 'a irno | XIP | CH S | nanei |
| Dang 11171 | Indons | un cans | unicu | uny v | a ung | Au | cuu | panti |

Kết luận: - Panel a x b x t = 1.0m x 0.31m x 0.023m thỏa mãn trong trường hợp cánh chịu cộng hưởng của sóng va đập lớn nhất. Như vậy cánh có hình dạng, kích thước như hình 4.10 với chiều dày là 23mm thỏa mãn ổn định trong hai trường hợp tải trọng tĩnh và động.

- Trong phần này, tiêu chuẩn thiết kế kết cấu tàu cánh ngầm [81] được sử dụng mà không dùng Budiansky-Roth [30] vì phải theo tiêu chuẩn kỹ thuật của ngành đóng tàu. Tuy nhiên, Luận án cũng đã tính và so sánh giữa kết quả theo Budiansky-Roth [30] và tiêu chuẩn thiết kế kết cấu tàu cánh ngầm [81] (từ trang 96 đến trang 106) và cho thấy: Khi xảy ra mất ổn định theo [81] thì vẫn chưa xảy ra mất ổn định theo [30], điều đó có nghĩa [81] yêu cầu khắt khe hơn so với [30]. Theo [81] hiện tượng mất ổn định xảy ra khi biến dạng vượt quá giá trị cho phép, lúc này hệ vẫn chưa xuất hiện thời điểm biên độ tăng đột ngột như nhận biết đánh giá theo tiêu chuẩn [30].

Mặt khác, do tàu cánh ngầm hoạt động ở dải tốc độ $20 \div 40$ (m/s), với dải tốc độ này không xảy ra thời điểm biên độ tăng đột ngột, vì vậy việc áp dụng kết quả khảo sát đáp ứng động của cánh theo tiêu chuẩn của ngành đóng tàu [81] là phù hợp.

4.5. Khảo sát cho một tàu cánh ngầm cỡ nhỏ bằng vật liệu composite

4.5.1. Thông số tàu

| - Chiều dài lớn nhất | L _{max} | = | 16.10 m |
|-------------------------|---------------------------|---|----------|
| - Chiều dài thiết kế | L _{tk} | = | 14.29 m |
| - Chiều rộng lớn nhất | \mathbf{B}_{max} | = | 3.30 m |
| - Chiều rộng thiết kế | \mathbf{B}_{tk} | = | 2.70 m |
| - Chiều cao mạn | D | = | 1.53 m |
| - Chiều chìm trung bình | d | = | 0.63 m |
| - Hệ số béo: | α | = | 0.91 |
| | β | = | 0.64 |
| | δ | = | 0.42 |
| - Lượng chiếm nước | W | = | 12 Tấn |
| - Công suất máy | Ne | = | 500 HP |
| - Số khách | n | = | 30 người |
| - Thuyền viên: | n _{nv} | = | 5 người |
| | | | |





Hình 4.33. Hệ thống cánh thực của tàu UNINSHIP 2014

4.5.3. Tính lực nâng, lực cản và ổn định cánh (Tham khảo phụ lục F)4.6. Kết luận chương 4

Trong chương 4, luận án đã giải quyết được một số nội dung sau:

- Xây dựng được hàm và đường cong hồi quy của độ võng cho phép của cánh NACA 16-018 làm từ nhôm 5456 với chiều dài dây cung $c = 1 \div 7(ft)$ làm cơ sở tính chọn kết cấu đảm bảo ổn định theo [81].

- Thiết lập được (4.31) và (4.36) là các phương trình chủ đạo cơ bản đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha dưới tác dụng của tải thủy động trong hai trường hợp tất cả các cạnh tựa đơn và ngàm.

- Thiết lập được (4.32) và (4.37) là các biểu thức xác định tần số dao động của panel composite ba pha trong hai trường hợp tất cả các cạnh tựa đơn và ngàm.

- Đã khảo sát ảnh hưởng của các yếu tố: Cách bố trí lớp, kích thước hình học, tốc độ tàu, tỉ lệ thành phần vật liệu, sự không hoàn hảo hình dáng ban đầu, chiều dài bước sóng và khoảng cách hai cánh lên đáp ứng động của panel composite ba pha dưới tác dụng của tải thủy động. Kết quả đã đánh giá được mức độ ảnh hưởng của các yếu tố đến ổn định của panel.

Kết luận rút ra từ kết quả nghiên cứu:

- Ånh hưởng của sự không hoàn hảo hình dáng ban đầu đến biên độ của độ võng cánh
 là không đáng kể, vì vậy có thể bỏ qua ảnh hưởng của thông số này.

- Đánh giá được mức độ ảnh hưởng của các yếu tố như: Kích thước hình học, tốc độ của tàu lên ổn định động của panel. Từ đó, lựa chọn vị trí hợp lý cho các gân gia cường dọc, ngang cho cánh và giới hạn được tốc độ của tàu đảm bảo kết cấu cánh hoạt động ổn định dưới tác dụng của tải thủy động.

- Ôn định của panel composite ba pha chịu ảnh hưởng lớn bởi các yếu tố thành phần vật liệu. Khi gia tăng mật độ của sợi sẽ giảm biên độ của độ võng và mật độ của hạt càng nhiều sẽ giảm khả năng chịu uốn của panel. Tỉ lệ tốt nhất của hạt nên lấy ψ_c =0.05 với mục đích tăng cường độ cứng bề mặt của panel chống hiện tượng xâm thực khi cánh chuyển động với tốc độ cao. Tổ hợp vật liệu composite đáp ứng các tiêu chí trên là nền Epoxy NPEL-128S, sợi Cimax và hạt gia cường TiO₂ với tỉ lệ sợi, hạt theo thứ tự ψ_a =0.5 và ψ_c =0.05.

- Ånh hưởng của kích thước hình học, tỉ lệ thành phần sợi hạt lên tần số dao động của panel composite ba pha là đáng kể. Là cơ sở dữ liệu cần thiết để xem xét đánh giá dao động của các kết cấu composite tương đương.

- Xác định được khoảng cách hợp lý hai cánh tránh hiện tượng cộng hưởng của sóng va đập vào hệ thống cánh, tăng ổn định dọc của tàu, tăng hiệu quả sử dụng và tính kinh tế.

Kết quả nghiên cứu trên là cơ sở khoa học giúp các cơ sở đóng tàu trong nước thiết kế, chế tạo các kết cấu tàu nói chung và cánh nâng tàu cánh ngầm nói riêng thỏa mãn bền, ổn định theo quy phạm và tiêu chuẩn thiết kế kết cấu tàu cánh ngầm.

Một số kết quả nghiên cứu trong chương 4 đã được báo cáo và đăng trong "Danh mục các công trình nghiên cứu đã công bố của tác giả có liên quan đến luận án", tài liệu số:

1. **Pham Van Thu**, Tran Quoc Quan, Homayoun Hadavinia, Nguyen Dinh Duc (2014). Nonlinear dynamic analysis and vibration of imperfect three phase polymer nanocomposite panel resting on elastic foundation under hydrodynamic loads. Proceeding of The Third International Conference on Engineering Mechanics and Automation (ICEMA 2014), Hanoi, October- 2014, ISBN: 978-604-913-367-1, pp. 499-508.

4. **Phạm Văn Thu**, Trịnh Văn Bình, Huỳnh Tấn Đạt, Nguyễn Văn Đạt, Nguyễn Đình Đức (2016). Nghiên cứu xác định ứng suất tính toán cho tấm composite lớp trực hướng dùng trong đóng tàu. Hội nghị Khoa học toàn quốc Vật liệu và Kết cấu composite, Cơ học, Công nghệ và ứng dụng, Đại học Nha Trang, 28-29/7/2016, trang 675-682.

6. **Nguyen Dinh Duc**, Homayoun Hadavinia, Pham Van Thu, Tran Quoc Quan (2015). Vibration and nonlinear dynamic response of imperfect three-phase polymer nanocomposite panel resting on elastic foundations under hydrodynamic loads. J. Composite Structures, Vol.131, pp.229-237 (Elsevier, SCIE, IF=3.12)

KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ

1. KẾT LUẬN

Những đóng góp mới của luận án

- Thiết lập được phương trình và tính ổn định tĩnh của tấm trực hướng composite polyme ba pha chịu tải nén theo một phương, nén đồng thời theo hai phương và tải cắt.

- Thiết lập được phương trình và tính ổn định động của panel composite ba pha chịu tải thủy động trong hai trường hợp tất cả các cạnh tựa đơn và ngàm.

- Xây dựng được phương pháp tính ổn định động của cánh nâng tàu cánh ngầm bằng phương pháp giải tích dựa trên tiêu chuẩn thiết kế kết cấu tàu cánh ngầm.

- Đánh giá được mức độ ảnh hưởng của các yếu tố như: tải trọng, cách bố trí lớp, tham số và tỉ lệ thành phần vật liệu, kích thước hình học lên ổn định tĩnh, động của tấm composite polyme ba pha. Do vậy có thể thay đổi các tham số này để lựa chọn phương án thiết kế hợp lý và chủ động điều khiển ứng xử của kết cấu.

- Bộ số liệu tính toán của luận án có thể dùng để tham khảo cho các nghiên cứu ứng dụng trong tính toán thiết kế kết cấu tàu thủy nói chung và tàu cánh ngầm nói riêng.

2. KIẾN NGHỊ

- Thực tế tàu composite loại nhỏ lắp máy trong trục thẳng thường hay rung và ồn. Điều này do nhiều nguyên nhân gây ra, một trong những nguyên nhân chính là do kết cấu mất ổn định khi làm việc. Thực vậy, trong đóng tàu quy phạm chỉ quan tâm đến kiểm tra bền dọc tàu, điều này chỉ đúng cho toàn bộ tàu, những vùng chịu tải trọng cao và phức tạp như buồng máy và khu vực hầm lái, vòm đuôi chân vịt thì kết cấu vẫn chưa đủ cứng, mất ổn định dẫn đến dao động gây ra rung động và ồn. Kết cấu mất ổn định dẫn đến mỏi, vì vậy trong tính toán kết cấu thường phải tính thêm phần ổn định để kết cấu bền theo thời gian làm việc [81]. Như vậy, những kết quả nghiên cứu trên là cơ sở tham khảo, kiểm tra và tính toán lựa chọn các kết cấu thường đảm bảo ổn định.

- Để kết cấu cánh ngầm làm việc ổn định, hiệu quả, cần chú ý đến độ cứng vững vùng kết cấu đáy tàu khu vực lắp hệ thống cánh. Vùng đáy tàu lắp hệ thống cánh mất ổn định dẫn đến hệ thống cánh dao động gây ra mỏi, kết cấu làm việc trong thời gian dài gây ra hư hỏng. Vì vậy trong tính toán kết cấu này nên tính thêm phần ổn định theo [81] để toàn bộ hệ thống kết cấu ổn định khi tàu làm việc trong đều kiện sóng gió và khi tốc độ tàu hạ đột ngột ở thời điểm tiếp cận hạ cánh.

DANH MỤC CÁC CÔNG TRÌNH NGHIÊN CỨU ĐÃ CÔNG BỐ CỦA TÁC GIẢ CÓ LIÊN QUAN ĐẾN LUẬN ÁN

1. **Pham Van Thu**, Tran Quoc Quan, Homayoun Hadavinia, Nguyen Dinh Duc (2014). Nonlinear dynamic analysis and vibration of imperfect three phase polymer nanocomposite panel resting on elastic foundation under hydrodynamic loads. Proceeding of The Third International Conference on Engineering Mechanics and Automation (ICEMA 2014), Hanoi, October- 2014, ISBN: 978-604-913-367-1, pp. 499-508.

2. **Pham Van Thu**, Nguyen Dinh Duc (2016). Nonlinear dynamic response and vibration of an imperfect three-phase laminated nanocomposite cylindrical panel resting on elastic foundations in thermal environments. J. Science and Engineering of Composite Materials, DOI: 10.1515/secm-2015-0467 (De Gruyter, SCIE, IF=0.593).

3. **Pham Van Thu**, Nguyen Dinh Duc (2016). Nonlinear stability analysis of imperfect three-phase sandwich laminated polymer nanocomposite panels resting on elastic foundations in thermal environments. Journal of Science, Mathematics- Physics, Vietnam National University, Hanoi, Vol.32, N1, pp 20-36.

4. **Phạm Văn Thu**, Trịnh Văn Bình, Huỳnh Tấn Đạt, Nguyễn Văn Đạt, Nguyễn Đình Đức (2016). Nghiên cứu xác định ứng suất tính toán cho tấm composite lớp trực hướng dùng trong đóng tàu. Hội nghị Khoa học toàn quốc Vật liệu và Kết cấu composite, Cơ học, Công nghệ và ứng dụng, Đại học Nha Trang, 28-29/7/2016, trang 675-682.

5. **Nguyen Dinh Duc**, Pham Van Thu (2014). Nonlinear stability analysis of imperfect three-phase polymer composite plates in thermal environments. J. Composite Structures, Vol.109, pp.130-138. (Elsevier, SCIE, IF=3.12).

6. **Nguyen Dinh Duc**, Homayoun Hadavinia, Pham Van Thu, Tran Quoc Quan (2015). Vibration and nonlinear dynamic response of imperfect three-phase polymer nanocomposite panel resting on elastic foundations under hydrodynamic loads. J. Composite Structures, Vol.131, pp.229-237 (Elsevier, SCIE, IF=3.12).

7. **Pham Van Thu**, (2018). The buckling of orthotropic three-phase composite plates used in composite shipbuilding. Journal of Science, Mathematics- Physics, Vietnam National University, Hanoi, Vol.34, N4, pp 92-109.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

I. TÀI LIỆU TIẾNG VIỆT

[1]. Bộ Giao thông Vận tải, (2013). Quy chuẩn kỹ thuật quốc gia về quy phạm phân cấp và đóng phương tiện thủy nội địa, kí hiệu QCVN 72: 2013/BGTVT.

[2]. Bùi Tiến Cường, (2012). *Nghiên cứu ổn định đàn hồi của tấm và vỏ trụ composite lớp chịu tải trọng động*. Luận án tiến sĩ kỹ thuật, Học viện Kỹ thuật Quân sự, Hà Nội.

[3]. Chu Nguyễn Mộng Ngọc và Hoàng Trọng, (2005). *Phân tích dữ liệu nghiên cứu với SPSS*. NXB thống kê.

[4]. Đặng Đức Cường và Đặng Văn Phước, (2012). Thiết kế, chế tạo thử nghiệm thuyền cánh ngầm chạy bằng sức người ở Việt Nam. *Tạp chí Khoa học – Công nghệ Thủy sản*, số 2/2012, trang 151-155.

[5]. Đào Huy Bích và Khúc Văn Phú, (2007). Ôn định phi tuyến vỏ trụ CPS lớp có dạng lượn sóng. *Tuyển tập công trình khoa học Hội nghị Cơ học toàn quốc lần thứ 8* - Hà Nội, 6-7/12/2007, trang 36-46.

[6]. Đào Huy Bích, (2000). Lý thuyết đàn hồi. Nhà xuất bản Đại học Quốc gia Hà Nội,Hà Nội, 505 trang.

[7]. Đào Văn Dũng, (1993). Ôn định của bản bị nén đồng thời hai phía theo quỹ đạo phức tạp. *Tạp chí Cơ học*, Hội Cơ học Việt Nam, tập XV, Số 2, trang 7-12.

[8]. Đinh Khắc Minh, (2011). *Tính toán uốn cho tấm composite polyme 3 pha trong kết cấu tàu thủy*. Luận án Tiến sĩ kỹ thuật, Đại học Hàng hải.

[9]. Hoàng Văn Tùng, (2010). *Ôn định đàn hồi của tấm và vỏ composite có cơ tính biến đổi*. Luận án tiến sĩ kỹ thuật. Đại học Kiến trúc Hà Nội.

[10]. Lê Văn Dân, (2007). *Tính dao động của tấm composite lớp có gia cường*. Luận án tiến sĩ kỹ thuật, Học viện Kỹ thuật Quân sự, Hà Nội.

[11]. Lều Thọ Trình và Đỗ Văn Bình, (2008). *Ôn định công trình*. Nhà xuất bản khoa học và kỹ thuật, Hà Nội.

[12]. Nguyễn Đình Đức và Đào Như Mai, (2011). Sức bền vật liệu và kết cấu. Nhà xuất bản Khoa học và Kỹ thuật, 288 trang.

[13]. Nguyễn Hoa Thịnh và Nguyễn Đình Đức, (2002). *Vật liệu composite- Cơ học và Công nghệ*. Nhà xuất bản Khoa học và Kỹ thuật, Hà Nội.

[14]. Nguyễn Minh Nhật, (2015). *Tính toán bền hệ thống cánh tàu cánh ngầm*. Luận án thạc sĩ kỹ thuật, Đại học Nha Trang.

[15]. Trần Ích Thịnh, (1994). Vật liệu Composite - Cơ học và tính toán kết cấu. Nhà xuất bản Giáo dục, Hà Nội.

[16]. Trần Minh Hổ, Quách Đình Liên (2012). Khảo sát ảnh hưởng tỉ lệ của vật liệu gia cường đến tính chất vật liệu composite lai trên nền polyme. Tạp chí Khoa học - Công nghệ Thủy sản – Trường Đại học Nha Trang, 4/2012, pp 120-125.

[17]. Trần Thế Văn, (2013). *Nghiên cứu ổn định của tấm composite lớp chịu tải trọng khí động*. Luận án tiến sĩ kỹ thuật, Học viện Kỹ thuật Quân sự, Hà Nội.

[18]. UNINSHIP, (2016÷2017). Báo cáo: "Kết quả thí nghiệm kéo, uốn, nén".

II. TÀI LIỆU TIẾNG ANH

[19]. Afonso J.C., and Ranalli G., (2005). Elastic properties of three phase composites: analytical model based on the modified shear lag model and the method of cells, *J.Composites Science and Technology*, pp. 1264-1275.

[20]. Almroth B.O., (1981). *Design of Composite Material Structures for Buckling – An Evaluation of the State-of-the-Art*. Wright Patterson Air Force Base, Technical Report AFWAL-TR-81-3102, 66 pp.

[21]. Ambartsumyan S.A., (1970). *Theory of Aninsotropic Plates*. Technomic Publishing Co., Stamford, Conn.

[22]. Ashton, J. E and Whitney, J. M (1970). *Theory of Laminated Plates*. Technomic Publishing Co., Stamford, Conn., 153 pp.

[23]. ASTM D4255/D 4255M-01. Standard Test Method for In-Plane Shear Properties of Polymer Matrix Composite Materials by the Rail Shear Method. American Standard ASTM D4255, (2001).

[24]. Baharlou B., (1985). *Vibration and Buckling of Laminated Composite Plates with Arbitrary Edge Conditions*. Ph.D.Dissertation, Ohio State University, 141 pp.

[25]. Barkanov E., Gluhih S., Eglitis E., and et al., (2010). Optimal weight design of laminated composite panels with different stiffeners under buckling loads. *J. ICAS*, 27th *International Congress of the Aeronautical Sciences*.

[26]. Bert C.W., (1977). Optimal Design of Composite-Material Panels for Business Aircraft. *Presented at the Society of Automative Engineers Business Aircraft Meeting*, Wichita, Kansas, Mar.29 – April 1977, 13 pp.

[27] Bertholot J.-M., (1999). *Composite Materials. Mechanical Behavior and Structural Analysis.* Springer, New York.

[28]. Birman V., and Bert C.W., (1993). Buckling and postbuckling of composite plates and shells subjected to elevated temperature. *J. Appl. Mech. ASME* 60, pp. 514-519.

[29]. Brush D.O., and Almroth B.O., (1975). Buckling of Bars, Plates and Shells. McGraw-Hill, New York.

[30]. Budiansky B., and Roth R.S., (1962). *Axisymmetric dynamic buckling of clamped shallow spherical shells in Collected papers on instability of shell structures*. Technical Note NASA TN D-1510, Langley Research Center, Langley Station, VA.

[31]. Chamis C.C., (1969). Buckling of Anisotropic Composite Plates. Proc. ASCE, *Journal of the structural Division*, Vol. 95 (ST 10), pp. 2119-2139.

[32]. Chamis C.C., (1971). Buckling of Anisotropic Plates, Closure and Errata. Proc. ASCE, *Journal of the Structural Division*, Vol 97, pp. 960-962.

[33]. Chamis C.C., (1971). Theoretical Buckling Loads of Boron/Aluminum and Graphite/Resin Fiber-Composite Anisotropic Plates. Technical Note, NASA TN D-6572, 36 pp.

[34]. Chamis C.C., (1971). *Buckling of Boron/Aluminum and Graphite/Resin Fiber Composite Panels*.Proc. Natl. SAMPE Conf. On Space Shuttle Materials.

[35]. Chang M.Y., and Librescu L., (1995).Postbuckling of shear deformable flat and curved panels under combined loading conditions.*Int. J. Mech. Sci.* 37, pp. 121-143.

[36]. Chao C.C., and Lin I.S., (1990). Static and dynamic snap-through of orthotropic spherical caps. *Compos. Struct.* 14, pp. 281-301.

[37]. Chia C.Y., (1980). *Nonlinear Analysis of Plates*. McGraw-Hill Book Co., 422 pp.
[38]. Chien L.S., and Palazotto A.N., (1992). Dynamic buckling of composite cylindrical panels with high-order transverse shears subjected to a transverse concentrated load. Int. *J. Nonlinear Mech.* 27(5), pp.719-734.

[39]. Christensen R.M. (1979). Mechanics of Composite Material. Wiley, New York.

[40]. Christensen R.M., and Lo K.H., (1979). Solutions for effective shear properties in three phase and cylinder models. *J. of the Mechanics and Physics of solids*, Vol.27, N4, , p.315-330.

[41]. Das Y.C., (1962). Buckling of Rectangular Orthotropic Plates.*Applied Scientific Research (A)*, Vol. II, pp 97-103.

[42]. Dennis S.T., Horban B.A., Palazotto A.N., (1994). Instability in a cylindrical panel subjected to normal pressure: Bifurcation vs nonlinear analysis.*Compos. Eng.* 4(6), pp.605-620.

[43]. Dong S.B., Pister K.S., and Taylor R.L., (1962). On the Theory of Laminated Anisotropic Shells and Plates. *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 29. pp 957-975.
[44]. Dube G.P., Joshi S., and Dumir P.C., (2001). Nonlinear analysis of thick shallow

spherical and conical orthotropic caps using Galerkin's method. *Appl. Math. Modelling* 25, pp 755-773.

[45]. Engineering Sciences Data Unit., London, England (1973). *Buckling of Flat Rectangular Orthotropic Plates (Computer Program)*. ESDU-73003, 32 pp.

[46]. Eric Besnard, Adeline Schmitz, George Tzong, Kalle Kaups,...(1998). *Hydrofoil design* & *optimization for fast ships*. Published by California State University, Long Beach.

[47]. Eric Besnard, Adeline Schmitz, Kalle Kaups and George Tzong, (1998). Hydrofoil design and optimization for fast ships. *Proceedings of the 1998 ASME International Congress and Exhibition Anaheim*, CA.

[48]. Faltinsen Odd M., (2005). *Hydrodynamics of High-Speed Marine Vehicles*. Published by CambridgeUniversity.

[49]. Fogg L., (1981). Stability Analysis of Laminated Materials. State of the Art Design and Analysis of Advanced Composite Materials. Lockheed California Company, Sessions I and II, 162 pp.

[50]. Fowler D.R., and Newton D.A., (1973). The large deflection, post buckling behaviour of three phase composite rectangular plates.*J. Fibre Science and Technology*, 6(3), pp. 223-248.

[51]. Frederic Louarn and Paolo Manganelli (1993). A simplified slamming analysis model for curved composite panels. *21st International HISWA Symposium*.

[52]. Frederick and Smetana O., (1997). *Introductory Aerodynamics and Hydrodynamics of Wings and Bodies*. A Software-Based Approach, J.S. Przemieniecki/ series editor-in-chief.

[53]. Fu S.Y., and et al., (2002). On the elastic modulus of hybrid particle/short fiber/polymer composites. *J.Composites*: Part B, 33, p. 291-299.

[54]. Gerard G., (1960). Minimum Weight Analysis of Orthotropic Plates Under Compressive loading. *Journal of Aerospace Sciences*, Vol. 27, No. 64, pp 21-26.

[55]. Hoang Van Tung, and Nguyen Dinh Duc,(2008). Thermal buckling of imperfect functionally graded cylindrical shells according to Wan-Donnell model. *Vietnam Journal of Mechanics*, Vol. 30., 2008.

[56]. Housner J.M., And Stein M., (1975). *Numerical Analysis and Parametric Studies of the Buckling of Composite Orthotropic Compression and Shear Panels*. Technical Note, NASA TN D-7996, 103 pp.

[57]. Howard Loveday., (2006). *The Design of a Hydrofoil System for Sailing Catamarans*. Masters in Mechanical Engineering at University of Stellenbosch.

[58]. Hudson R.A., Giri J., And Simitses G.J., (1979). Buckling Performance of folding Cartons. *Tappi*, Vol. 62, No. 10, pp 95-98.

[59].Hui Shen and Noda N., (2007). Postbuckling of pressure-loaded FGM hybrid cylindrical shells in thermal environments. *Composite Structures*, 77, pp. 546-560.

[60]. Ira H.Abbott., Albert E. Von Doenhoff., and Louis S. Stivers J.,s (1945). *Summary of airfoil data*. Report No.824.

[61]. Iwahori Y., and et al., (2005). Mechanical properties improvements in two-phase and three-phase composites using carbon nano-fiber disperseed resin. *J.Composite*: Part A, 36, p. 1430-1439.

[62]. Jimmy Barbosa and Robert Latorre. The Development of The Foil-Assisted 26Ft. Pleasure Catamaran. *University of New Orleans*.

[63]. Jones R.M., (1975). *Mechanics of Composite Materials*. Scripta Book Co., Washington, D.C., 355 pp.

[64]. Kolli M., and Chandrashekhara K., (1997). Nonlinear static and dynamic analysis of stiffened laminated plates. *Int. J. Non-linear Mechanics*. Vol.32, No1, pp. 89-101.

[65]. Krishna., Kanth., and Devarakonda., (2004). Buckling and flexural vibration of rectangular plates subjected to half sinusoidal load on two opposite edges. Doctor of Philosophy.

[66]. Lagar'kov A.N., Panina L.V., and Sarychev A.K., (1987). Effective magnetic permeability of composite materials near the percolation threshold. *J. Zh. Eksp. Teor. Fiz*; 93, pp. 215-221.

[67]. Lawrence C.Bank., and Jiansheng Yin., (1996). Buckling of orthotropic plates with free and rotationally restrained unloaded edges. Printed in Great Britain. Copyright 1996 Elsevier Science Limited.

[68]. Leissa Arthur W., (1985). *Buckling of laminated composite plates and shell panels*. Prepared for Flight dynamics laboratory – Air Force Wright Aeronautical laboratories.

[69]. Leissa A.W., (1987). A review of laminated composite plate buckling. *Appl. Mech.*Rev., 40(5), pp. 575-591.

[70]. Leissa A.W., (1981). Advances in Vibration, Buckling and Postbuckling Studies on Composite Plates. *Composite Structures*, (Proc. First Inter. Conf. on Compos. Struct., Paisley, Scotland, Sept. 16-18. 1981), Edited by I.H. Marshall, Applied Science Publishers, pp. 312-334.

[71]. Leissa A.W., (1983). Buckling of Composite Plates. *Composite Structures*, Vol. 1, pp. 51-66.

[72]. Lekhnitskii S.G., (1968). *Anisotropic Plates*. Second Edition, translated from the Russian by S. W. Tsai and T. Cheron, Gordon and Breach Science Publishers, Inc., 534 pp.

[73]. Libove C., (1981). Buckling of Orthotropic Plates. 4th edition of Structural Stability Research Council. Guide to Stability Design Criteria for Metal Structures, 10 pp.

[74]. Librescu L., and Souza M.A., (1993). Postbuckling of geometrically imperfect shear-deformable flat panels under combined thermal and compressive edge loadings. *J. Appl. Mech. ASME* 60, pp. 526-533.

[75]. Likun Wang., Tianxiao Dong., Lili., and Lei Quin., (2009). A Novel 3 phase multielements composite for transducer aray application. *J. Ferroelectrics Letters Section*, Vol.36, N1-2, p.1-11.

[76]. Linsenmann D.R., (1975). *Stability of Plates of Composite Materials*. AIAA 13th Aerospace Sciences Meeting, Pasadena, Calif.

[77]. Linzhi Wu., and Shidong Pan., (2012). Bounds on effective magnetic permeability of three-phase composites with coated spherical inclusions. *Compos Sci Tech*; 72(12), pp. 1443-1450.

[78]. Mahadev Bar., R. Alagirusamy., and Apurba Das., (2015). Flame retardant polymer composites. *J. Fibers and polymers*, Vol.16, No.4, pp. 705-717.

[79]. Mar J.W., And Lagace P.A., (1982). *Design Technology of Advanced Composites*.Technical Report, AFWAL TR-82-4178, 57 pp.

[80]. Marquis W.A., (1982). Fatigue Behavior of Graphite/Epoxy Plates Under Shear Buckling. S.M.Thesis, Dept. Of Aeronautics and Astronautics, Mass.Inst.Tech.

[81]. Martin Engineering Company, Baltimore Division, (1965). *Hydrofoil Ship Structural Design Criteria Study*. Report to the Bureau of Ships under contract Nobs-4791.

[82]. Martin Company, (1955). A Study of Fatigue Life and Structural Behavior of Seaplane Hull Bottom Plating. Report ER 6659.

[83].Matveev, KI, Matveev, II, (2001). Tandem hydrofoil system. Ocean Engineering, vol.28, N2, pp. 253-261.

[84]. McCreight KK., and Stahl RG., (1985). Recent advances in the seakeeping assessment of ships. *Naval Engineers Journal*, vol.97 No4.

[85]. Mogilevskaya S.G., and et al., (2010). Equivalent inhomogeneity method for evaluating the effective elastic properties of unidirectional multi phase cpmposites with surface/interphase effects. *International Journal of Solids and Structures*, p.407-418.

[86]. Muc A., (1992). Buckling and postbuckling behavior of laminated shallow spherical shells subjected to external pressure. *Int. J. Nonlinear Mech.* 27(3), pp. 465-476.

[87]. Newton D.A., and Fowler D.R., (1972). The compressive behaviour of three phase composite tubes. *J.Fibre Science and Technology*.

[88]. Nguyen Dinh Duc, Kim Seung-Eock, Tran Quoc Quan, Dang Dinh Long, Vu Minh Anh (2017). Noninear dynamic response and vibration of nanocomposite multilayer organic solar cell. *Composite Structure*, Vol. 184, pp 1137-1144.

[89]. Nguyen Dinh Duc, Tran Quoc Quan, Do Nam (2013). Nonlinear stability analysis of imperfect three phase polymer composite plates. *J. Mechanics of Composite Materials* Vol.49, N4, p. 345-358.

[90]. Nguyen Dinh Duc, Nghiem Thi Thu Ha, (2012).Determining the deflection of thin composite plates under unsteady temperature field. *J. Mechanics of Composite Materials*, Vol 48, N3, pp.297-304.

[91]. Nguyen Dinh Duc, (2014). *Nonlinear Static and Dynamic Stability of functionally Graded Plates and Shells*. Vietnam National University Press, 724 pages.

[92]. Nguyen Dinh Duc, Luu Van Boi, Nguyen Tien Dac, (2008). Determining thermal expansion coefficients of three-phase fiber composite material reinforced by spherical particles. *Journal of Science, Mathematics- Physics, VNU*, T. 24, No2, 2008. p.57-65.

[93]. Nguyen Dinh Duc, Dinh Khac Minh, (2010). Bending analysis of three-phase polymer composite plates reinforced by glass fibers and Titanium oxide particles. *J. Computational Materials Sciencs*, vol. 49, N4, p.194-198.

[94]. Nguyen Dinh Duc, Dinh Khac Minh, Pham Van Thu, (2010). The bending analysis of three phase polyme composite plate reinforced glass fiber and titanium oxide particles including creep effect. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2010, 11(4), pp 361–366.

[95]. Nguyen Dinh Duc, Dinh Khac Minh, (2012). Experimental study on Young's modulus E of the polymer composite reinforced by nano titanium dioxide particles, *Vietnam Journal of Mechanics*, Vol.34, N1, pp19-25.

[96]. Nguyen Dinh Duc, Dinh Khac Minh, (2010). Experiment for bending analysis of 3-phase composite plate in ship structure. *VNU journal of science, mathematics – Physics* 26 (2010), pp 141-145.

[97]. Nguyen Dinh Duc, Nguyen Le Hai, (2007). Determining the technical coefficients of the three phase has spherical. *Technical and Science, Journal article, Militar Technical Institute*, number 118.

[98]. Nguyen Dinh Duc, (2003). Mechanics of nano-composite material. *Journal of Science, Mathematics- Physics, VNU*, vol. 21, No3, p.16-23.

[99]. Nguyen Dinh Duc, (2005). Three-phase polymer nanocomposite material. *Journal of Science, Mathematics- Physics, VNU*, T. 24, No2, 2008. p.57-65.

[100]. Nguyen Dinh Duc, (1996). The creep by the shear of the orthogonal reinforced spherofibre composite. *J. Mechanics of composite materials*, vol.32, No.6, p.370-379.

[101]. Nguyen Dinh Duc, (1997). The thermoelastic expansion of spherofibre composite. *J. Mechanics of composite materials*, vol.33, No.2, p.251-257.

[102]. Noriko Katsube, (1995). Estimation of effective elastic moduli for composites. *International Journal of Solids and Structures*, pp.79-88.

[103]. Paul R. Pinet – Sixth Edition. *Invitation to Oceanography*. Copyright 2013 by Jones & Bartlett Learning LLC, an Ascend Learning Company. Printed in the United States of America.

[104]. Pobedria B.E., (1984). Mechanics of composite materials. MSU, Moscow.

[105]. Reddy J.N., (2004). *Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells: Theory and Analysys.* CRC Press.

[106]. Reissner E., And Stavsky Y., (1961). Bending and Stretching of Certain Types of Heterogeneous Aeolotropic Elastic Plates. Trans. *ASME, Journal of Applied Mechanics*, Vol. 9, pp. 402-408.

[107]. Sachin Shrivastava., P.M. Mohite., M.D. Limaye., (2018). Optimal design of fighter aircraft wing panels laminates under multi-load case environment by ply-drop and ply-migrations. *Composite structures*, 207, pp. 909-922.

[108]. Selvaraju S., and Ilaiyavel S., (2011). Application of composites in marine industry. *Jers*, Vol.II, Issue II, pp. 89-91.

[109].Shen H.S., (2008). Boundary layer theory for the buckling and postbuckling of an anisotropic laminated cylindrical shell. Part I: Prediction under axial compression. *Compos. Struct.* 82, pp. 346-361.

[110]. Shen H.S., (2008). Boundary layer theory for the buckling and postbuckling of an anisotropic laminated cylindrical shell. Part II: Prediction under external pressure. *Compos. Struct.* 82, pp. 362-370.

[111]. Shuleshko P., (1957). A reduction method for buckling problems of orthotropic plates. *Aeronaut. Quart.*, 8, pp. 145-156.

[112]. Sohn K.J., and Kim J.H., (2008). Structural stability of functionally graded panels subjected to aero-thermal loads. *Composite Structures* 82, pp. 317-325.

[113]. Stavsky Y., And Hoff N.J., (1969). *Mechanics of Composite Structures, Chapter 1, in Composite Engineering Laminates*. Editor: A. G. H. Dietz, MIT Press, pp 5-59.

[114]. Stein M., and Housner J.M., (1978). Application of a Trigonometric Finite Difference Procedure to Numerical Analysis of Compressive and Shear Buckling of Orthotropic Panels. *Computers & Structures*, Vol. 9, No. 1, pp 17-25.

[115]. Thomas P. Selvin, Joseph Kuruvilla, Thomas Sabu, (2004). Mechanical properties of titanium dioxide-filled polystyrene microcomposites. *J. Materials letters* 58, p281-289.

[116]. Timoshenko S., and Krieger S., (1959). *Theory of Plates and Shells*. Mc Graw-Hill Book Company, NY.

[117]. Tsay C.S., and Reddy J.N., (1978). Bending, Stability and Free Vibrations of Thin Orthotropic Plates by Simplified Mixed Finite Elements. *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 59, No. 2, pp 307-311.

[118]. Van Dyck R.T., (1961). *Model Tests of Three 1/36-Scale Hydrofoil Hul Configurations in Calm Water and in Waves*. Davidson Laboratory Report LR-825.

[119]. Vanin G.A., (1985). Micro-Mechanics of composite materials. "Nauka dumka", Kiev.

[120]. Vanin G.A., and Nguyen Dinh Duc, (1996). The theory of spherofibrous composite.1: The input relations, hypothesis and models. *J. Mechanics of composite materials*, vol.32, No.3, p.291-305.

[121]. Vanin G.A., and Nguyen Dinh Duc, (1997). The determination of rational structure of spherofibre composite. 1: Models 3Dm. *J Mech Compos Mater*, 32(2), pp. 155-60.

[122]. Vanin G.A., and Nguyen Dinh Duc, (1996). The theory of spherofibrous composite.2: The fundamental equations. *J. Mechanics of composite materials*, vol.32, No.3, pp. 306-316.

[123]. Vanin G.A., and Nguyen Dinh Duc, (1996). The creep of spheroplastics. J. *Mechanics of composite materials*, vol.32, No.5, pp. 668-675.

[124]. Vanin G.A., and Nguyen Dinh Duc, (1996). The creep of orthogonal reinforced spherofibre composite. *J. Mechanics of composite materials*, vol.32, No.6, pp. 380-386.

[125]. Vellinga Ray., (2009). Hydrofoils: Design, Build, Fly. Peacock Hill Publishing;

[126]. Victor Dubrovsky, Konstantin Matveev, Serge Sutulo, (2007). *Small Waterplane Area Ships*. Backbone publishing company.

[127]. Vinson J.R., and Chou T.W., (1975). *Composite Materials and Their Use in Structures*. Applied Science Publishers. Ltd., London, 438 pp.

[128]. Vinson J.R., and Sierakowski R.L., (1986). The behavior of structures composed of composite materials. Martinus Nijhoff, Dordrecht.

[129]. Whitney J.M., (1987). Structural analysis of laminated anisotropic plates. Technomic, Lancaster, PA.

[130]. Wittrick W.H., (1952). Correlation Between Some Stability Problems for Orthotropic and Isotropic Plates under Bi-Axial and Uni-Axial Direct Stress. *Aeronautical Quarterly*, Vol. 4 (Part 1), pp. 83-92.

[131]. Wu T.L., Shukla K.K., and Huang J.H., (2007). Post-buckling analysis of functionally graded rectangular plates. *Composite Structures* 81, pp. 1-10.

[132]. Wu Y.T., (1953). A Theory for hydrofoils of finite span. Report No. 26-8.

[133]. Yamada S., and Croll J.G.A., (1989). Buckling behavior of pressure loaded cylindrical panels. J. Eng. Mech. 115 (2), pp. 327-344.

[134]. Zizicas G.A., (1952). *Stability of Thin Anisotropic Elastic Plates*.Ph.D.Dissertation, Univ of California, Los Angeles, Calif.

[135]. Evan H. Schuette., and Janes C. McCulloch., (1947). Charts for the minimum – weight design of multiweb wings in bending. National Advisory Committee For Aeronautícs, 42 pp.

[136]. George G., and Herbert B., (1957). Handbook of structure stability. National Advisory Committee For Aeronautícs, 102 pp.

[137]. Paul M. Weaver., (2002). Designing composite structures: Lay-up selection. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering*.

[138]. V. Dubrovsky., K.Matveev., and S.Sutulo., (2007). Small Waterplane Area Ships. Backbone Publishing Company, P.O.Box 562, Fair Lawn, NJ 07410, USA.

III. TÀI LIỆU WEBSITE

[139]. Advanced Composite Materials.

https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_h andbook/media/ama_Ch07.pdf.

[140]. Airfoil Investigation Database (2016). http://www.airfoildb.com/airfoils/366.

[141]. Drela M., "Area and bending inertia of Airfoil Sections", MIT OpenCourseWare, Unified Engineering Course Notes, MIT Department of Aeronautics and Astronautics. http://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-andastronautics/16-01-unified-engineering-i-iiiiiiv-fall-2005-spring-2006/systems-labs06/spl10b.pdf.

[142]. Drela M., "Wing bending calculations".

https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-01-unified-engineering-iii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/systems-labs-06/spl10.pdf.

[143]. Konstantin Matveev., "Welcome to the Russian Hydrofoil page". www. hydrofoils.org.

[144]. https://www.princeton.edu/~maelabs/mae324/11/11mae_21.htm.

[145]. Steven De Lannoy., "Method to determine correction factors for section modulus and bending inertia equations of wings".

http://www.wingbike.nl/Wingbike_Hydrofoil/Background_files/Method%20to%20det ermine%20Section%20Modulus%20and%20Bending%20Inertia%20equations.pdf.

[146]. Steven De Lannoy., "Section Modulus and Bending Inertia of Wings".

http://www.wingbike.nl/Wingbike_Hydrofoil/Background_files/Section%20Modulus %20and%20Bending%20Inertia%20of%20Wings.pdf.

[147]. Uninship (2104). Hội thảo khoa học về thiết kế - chế tạo tàu cánh ngầm.

http://vientauthuy.com.vn/vi/hoi-thao-khoa-hoc-ve-thiet-ke-che-tao-tau-canh-ngam.

IV. PHẦN MỀM ỨNG DỤNG

[148]. ANSYS R14.5

[149]. MATLAB R14

$$\begin{split} F_{1} &= A_{22}^{*}\lambda_{m}^{4} + A_{11}^{*}\delta_{n}^{4} + E_{1}\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}, \\ F_{2} &= 2A_{26}^{*}\lambda_{m}^{3}\delta_{n} + 2A_{16}^{*}\lambda_{m}\delta_{n}^{3}, \\ F_{3} &= \frac{\lambda_{m}^{2}}{R} - B_{21}^{*}\lambda_{m}^{4} - B_{12}^{*}\delta_{n}^{4} - E_{2}\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}, \\ F_{4} &= E_{3}\lambda_{m}^{3}\delta_{n} + E_{4}\lambda_{m}\delta_{n}^{3}, \\ b_{1} &= P_{1}\frac{(F_{2}F_{4} - F_{1}F_{3})}{F_{2}^{2} - F_{1}^{2}}\lambda_{m}^{4} + P_{2}\frac{(F_{2}F_{4} - F_{1}F_{3})}{F_{2}^{2} - F_{1}^{2}}\delta_{n}^{4} \\ &+ P_{3}\frac{(F_{2}F_{4} - F_{1}F_{3})}{F_{2}^{2} - F_{1}^{2}}\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2} - P_{4}\frac{(F_{2}F_{3} - F_{1}F_{4})}{F_{2}^{2} - F_{1}^{2}} \\ &- P_{5}\frac{(F_{2}F_{3} - F_{1}F_{4})}{F_{2}^{2} - F_{1}^{2}} + P_{6}\lambda_{m}^{4} + P_{7}\delta_{n}^{4} + P_{8}\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2} \\ &- \frac{(F_{2}F_{4} - F_{1}F_{3})}{F_{2}^{2} - F_{1}^{2}}\frac{\lambda_{m}^{2}}{R} - k_{1} - k_{2}(\lambda_{m}^{2} + \delta_{n}^{2}), \\ b_{2} &= h\left(P_{x}\lambda_{m}^{2} + P_{y}\delta_{n}^{2}\right). \end{split}$$

PHŲ LỤC B:

$$\begin{split} F_{1} &= \lambda_{m}^{4} A_{22}^{*} + \lambda_{m}^{2} \delta_{n}^{2} E_{1} + \delta_{n}^{4} A_{11}^{*}; F_{2} = 2\lambda_{m}^{3} \delta_{n} A_{26}^{*} + 2\lambda_{m} \delta_{n}^{3} A_{16}^{*} \\ F_{3} &= -(\lambda_{m}^{2} \delta_{n}^{2} W + 2\mu h \lambda_{m}^{2} \delta_{n}^{2} + \lambda_{m}^{4} B_{21}^{*} + \delta_{n}^{4} B_{12}^{*} + \lambda_{m}^{2} \delta_{n}^{2} E_{2}) \\ F_{4} &= \lambda_{m}^{3} \delta_{n} E_{3} + \lambda_{m} \delta_{n}^{3} E_{4}; F_{6} = \lambda_{m}^{4} B_{21}^{*} + \delta_{n}^{4} B_{12}^{*} + \lambda_{m}^{2} \delta_{n}^{2} E_{2} \\ b_{1} &= -\frac{1}{4} \bigg[8\lambda_{m}^{4} \frac{B_{21}^{*}}{A_{22}^{*}} P_{1} + 4\lambda_{m}^{4} \frac{(F_{1}F_{6} + F_{2}F_{4})}{F_{1} - F_{2}} P_{1} + 8\delta_{n}^{4} \frac{B_{12}^{*}}{A_{11}^{*}} P_{2} + 4\delta_{n}^{4} \frac{(F_{1}F_{6} + F_{2}F_{4})}{F_{1} - F_{2}} P_{2} \\ &- 4\lambda_{m}^{2} \delta_{n}^{2} P_{3} - 12\lambda_{m}^{4} P_{6} - 12\delta_{n}^{4} P_{7} - 4\lambda_{m}^{2} \delta_{n}^{2} P_{8} + \frac{3}{2}k_{1} + 4k_{2}\lambda_{m}^{2} \\ &+ 4k_{2}\delta_{n}^{2} \bigg] \end{split}$$

$$b_2 = -\frac{k_1}{ab}$$

PHŲ LỤC C:

KẾT QUẢ THỬ MẫU COMPOSITE BA PHA



TRƯỜNG ĐẠI HỌC NHA TRANG VIỆN NGHIÊN CỨU CHẾ TẠO TÀU THỦY VR LAB 02 Tel:0258. 3715189 - 3714476 - 3714377 Fax : 0258. 3714025 Web site: <u>www.vientauthuy.com.vn</u> Email : vientauthuy@gmail.com

VIÊN NGHIÊN CỨU CHẾ TẠO TÀU THỦY

Don vị yeu cầu (Clien): Ông Phạm Văn Thu
 Dùng cho (Used for): Kiểm tra cơ tính vật liệu composite
 Phương pháp thử (Methods of Testing): BS EN ISO 527- 4: 1997
 Thiết bị thử (Test equipment): Máy thử HOUNSFEILD H50K-S

KẾT QUẢ THỬ NGHIỆM TEST RESULT

Thử nghiệm kéo (Tensile test):

| ТТ | Kích thước mẫuTT(mm)RộngDày | | Ứng suất | Modul đàn hồi | Vật liệu |
|------------|-----------------------------|------|------------------|---------------|--------------------------------|
| | | | σ_1 (MPa) | $E_1(MPa)$ | |
| Lần 1 | 10.20 | 3.03 | 84.13 | 4951.6 | |
| Lần 2 | 10.16 | 3.11 | 94.06 | 5090.5 | |
| Lần 3 | 10.14 | 2.97 | 75.29 | 5640.3 | |
| Lần 4 | 10.24 | 3.17 | 101.70 | 4812.7 | 15% Sọi + 20% TiO ₂ |
| Lần 5 | 10.13 | 2.95 | 67.85 | 4730.7 | + 65% Resin AKA |
| Lần 6 | 10.27 | 3.00 | 88.69 | 5163.6 | |
| Trung bình | | | 85.29 | 5064.9 | |

| Kích thước mẫuTT(mm) | | Úng suất | Modul đàn hồi | Vật liệu | | | |
|----------------------|-------|----------|--------------------|------------|--------------------------------|--|--|
| | Rộng | Dày | σ_1 (IVIPa) | $E_1(MPa)$ | | | |
| Lần 1 | 10.02 | 3.65 | 90.99 | 5532.6 | | | |
| Lần 2 | 10.10 | 3.62 | 90.92 | 5440.3 | | | |
| Lần 3 | 10.04 | 3.57 | 74.55 | 5110.8 | | | |
| Lần 4 | 10.12 | 3.66 | 135.25 | 6441.2 | 20% Sçi + 20% TiO ₂ | | |
| Lần 5 | 10.00 | 3.58 | 75.42 | 5232.7 | + 60% Resin AKA | | |
| Lần 6 | 10.06 | 3.66 | 104.49 | 5812.5 | | | |
| Lần 7 | 10.08 | 3.60 | 98.24 | 5770.4 | | | |
| Trung bình | | | 95.69 | 5620.1 | | | |

| ТТ | Kích thước mẫuTT(mm) | | Ứng suất | Modul đàn hồi | Vật liệu | | |
|------------|----------------------|------|------------------|---------------|--------------------------------|--|--|
| | Rộng | Dày | σ_1 (MPa) | $E_1(MPa)$ | • | | |
| Lần 1 | 10.00 | 3.00 | 93.37 | 5752 | | | |
| Lần 2 | 10.49 | 3.55 | 154.44 | 7000 | | | |
| Lần 3 | 10.23 | 3.20 | 118.87 | 6604 | | | |
| Lần 4 | 10.21 | 3.10 | 117.93 | 6500 | 25% Sqi + 20% TiO ₂ | | |
| Lần 5 | 10.15 | 3.28 | 120.03 | 6725 | + 55% Resin AKA | | |
| Lần 6 | 10.10 | 3.40 | 130.77 | 6840 | | | |
| Trung bình | | | 122.57 | 6570.2 | | | |

| TT | Kích thước mẫu (mm) Rộng Dày | | Ứng suất σ ₁ (MPa) | Modul đàn hồi E ₁ (MPa) | Vật liệu |
|------------------|------------------------------------|--------|----------------------------------|---------------------------------------|----------------------------------|
| Lần 1 | 10.50 | 3.49 | 174.81 | 7370.8 | |
| Lần 2 | 10.40 | 3.38 | 148.50 | 6880.4 | |
| Lần 3 | 9.40 | 3.16 | 60.40 | 5220.7 | |
| Lần 4 | 10.04 | 3.26 | 105.99 | 6251.2 | 30% Sçi + $20%$ TiO ₂ |
| Lần 5 | 10.00 | 3.20 | 74.54 | 5620.5 | + 50% Resin AKA |
| Lần 6 10.10 3.28 | | 101.23 | 6206.7 | | |
| Trung bình | | | 110.91 | 6258.4 | |

Người thực hiện

metre

Vũ Văn Du

Nha Trang, ngày 02 tháng 06 năm 2016

VIỆN NGHIÊN CỨ CHẾ TẠO TAU THUY DAIHOC Phan Tuấn Long

First Page inputs

| Product Code | : Phuong 1 - 15%soi |
|------------------------|---------------------|
| Batch Reference | : Tensile Test |
| Date | : 02/06/2016 |
| Operator | : Vu Van Du |
| Temperature DUC VA D | 23oC |
| Product description | 2 Composite |
| Relative humidity VIEN | 70% |
| (NGHIEN CU | * |
| CHÊ TẠO | 0 |
| Comments TAU THUY | 1 Stall |

Material: 15% soi +20% 102+65% Resin AKA Distance between grips: 115mm Max stress: 85.29 (MPa) Modulus of elasticity: 5064.9 (MPa)

Machine Settings

| Load Range | : 40000N |
|--------------------|-----------------|
| Extension Range | : 9.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/min |
| Gauge Length | : 50.000 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| _ower Secant Point | : 0.0000 % |
| Jpper Secant Point | : 0.0000 % |
| Auto Reverse | : OFF |

Test Results [SECM-004] Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead]

| Specimen No | Thickness mm | Width mm | S.Modulus N/mm^2 | Max Stress N/mm^2 | Elong at Max % | Attributes |
|----------------------------|--|---|---------------------|--|--|------------|
| 1 2 3 4 5 6 | 3.030 3.110 2.970 3.170 2.950 3.000 | 10.20 10.16 10.14 10.24 10.13 10.27 | | 84.13 94.06 75.29 101.7 67.85 88.69 | 5.521 5.580 5.623 8.836 5.324 6.716 | - |
| | | Mean Std. Dev. Range Median Maximun Minimum P1 P99 | | 85.29 12.36 33.85 86.41 101.7 67.85 | 6.267 1.352 3.512 5.602 8.836 5.324 | |

<u>Graph</u>



First Page inputs

Product Code : Phuong 1 - 20%soi Batch Reference : Tensile Test Date : 02/06/2016 Operator : Vu Van Du Temperature : Vu Van Du

TÀU THỦY

Comments

Material: 20%soi+20%TiO2+60% Resin AKA Distance between grips: 115mm Max stress: 95.69 (MPa) Modulus of elasticity: 5620.1 (MPa)

Machine Settings

| Load Range | : 40000N |
|--------------------|-----------------|
| Extension Range | : 9.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/min |
| Gauge Length | : 50.000 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| Lower Secant Point | : 0.0000 % |
| Upper Secant Point | : 0.0000 % |
| Auto Reverse | : OFF |

| Test Results | [SECM-004] | Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead] |
|--------------|------------|---|
|--------------|------------|---|

| Specimen No | Thickness mm | Width mm | S.Modulus N/mm^2 | Max Stress N/mm^2 | Elong at Max % | Attributes | |
|---------------------------------|---|---|---------------------|---|---|-----------------------|--|
| 1 2 3 4 5 6 7 | 3.650 3.620 3.570 3.660 3.580 3.660 3.600 | 10.20 10.16 10.14 10.24 10.13 10.27 10.08 | - | 90.99 90.92 74.55 135.3 75.42 105.5 98.24 | 7.469 5.875 4.476 8.028 5.131 7.386 6.614 | - - - - - | |
| | | Mean Std. Dev. Range Median Maximun Minimum P1 P99 | - | 95.69 20.62 60.70 90.99 135.3 74.55 | 6.426 1.316 3.552 6.614 8.028 4.476 | | |

<u>Graph</u>



First Page inputs

| Product Code | : Phuong 1 - 25%soi |
|---------------------|---------------------|
| Batch Reference | : Tensile Test |
| Date | : 02/06/2016 |
| Operator | : Vu Van Du |
| Temperature | UC VA230C |
| Product description | : Composite |
| Relative humidity | VIEN70% |
| NG! | HENCUU * |
| C C | HÊ TẠO |
| AT LEN | UTHUY / S/ |

Comments

O'NG DAI HOC NHA Material: 25%soi+20%TiO2+55% Resin AKA Distance between grips: 115mm Max stress: 122.6 (MPa) Modulus of elasticity: 6570.2 (MPa)

Machine Settings

| Load Range | : 40000N |
|--------------------|-----------------|
| Extension Range | : 9.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/min |
| Gauge Length | : 50.000 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| Lower Secant Point | : 0.0000 % |
| Upper Secant Point | : 0.0000 % |
| Auto Reverse | : OFF |

Test Results [SECM-004] Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead]

| ~ | | | | | | |
|-------------|-----------|-----------|-----------|------------|--------------|------------|
| Specimen No | Thickness | Width | S.Modulus | Max Stress | Elong at Max | Attributes |
| | mm | mm | N/mm^2 | N/mm^2 | % | |
| 2 | | | | | | |
| 1 | 3.000 | 10.00 | - | 93.37 | 5.321 | - |
| 2 | 3.550 | 10.49 | - | 154.4 | 9.419 | - |
| 3 | 3.200 | 10.23 | | 118.9 | 7.152 | - |
| 4 | 3.100 | 10.21 | - | 117.9 | 9.140 | - |
| 5 | 3.280 | 10.15 | - | 120.0 | 6.870 | - |
| 6 | 3.400 | 10.10 | - | 130.8 | 7.186 | - |
| | | Mean | _ | 122.6 | 7 515 | |
| | | Std. Dev. | - | 19.88 | 1.532 | |
| | | Range | - | 61.07 | 4.098 | |
| | | Median | - | 119.5 | 7.169 | |
| | | Maximun | - | 154.4 | 9.419 | |
| | | Minimum | - | 93.37 | 5.321 | |
| | | P1 | - | - | - | |
| | | P99 | - | - | - | |
| | | | | | | |

Graph


| Product Code | : Phuong 1 - 30%soi |
|---------------------|---------------------|
| Batch Reference | : Tensile Test |
| Date | : 02/06/2016 |
| Operator | : Vu Van Du |
| Temperature | : 23oC |
| Product description | uc v Composite |
| Relative humidity | : 70% |
| NGI | |
| 11× | in mark Ca |

Comments

Material: 30%soit 20%TiO2+50%Resin AKA Distance between grips: 1915mm Max stress: 110.9 (MPa) Modulus of elasticity: 6258.4 (MPa)

CHẾ TẠO

Machine Settings

| Load Range | : 40000N |
|--------------------|-----------------|
| Extension Range | : 9.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/min |
| Gauge Length | : 50.000 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| Lower Secant Point | : 0.0000 % |
| Upper Secant Point | : 0.0000 % |
| Auto Reverse | : OFF |

| <u>Test Results</u> | [SECM-004] | Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead] |
|---------------------|------------|---|
|---------------------|------------|---|

| | | | 0 | | | |
|-------------|-----------|-----------|-----------|-------------------|--------------|------------|
| Specimen No | Thickness | Width | S.Modulus | Max Stress | Elong at Max | Attributes |
| | mm | mm | N/mm^2 | N/mm ² | % | |
| | | | | | | |
| 1 | 3.490 | 10.50 | - | 174.8 | 9.475 | - |
| 2 | 3.380 | 10.40 | - | 148.5 | 9.536 | - |
| 3 | 3.160 | 9.400 | - | 60.40 | 3.855 | - |
| 4 | 3.260 | 10.04 | - | 106.0 | 8.150 | - |
| 5 | 3.200 | 10.00 | - | 74.54 | 5.510 | - |
| 6 | 3.280 | 10.10 | - | 101.2 | 6.548 | - |
| | | Mean | - | 110.9 | 7.179 | |
| | | Std. Dev. | | 43.56 | 2.280 | |
| | | Range | - | 114.4 | 5.681 | |
| | | Median | - | 103.6 | 7.349 | |
| | | Maximun | - | 174.8 | 9.536 | |
| | | Minimum | - | 60.40 | 3.855 | |
| | | P1 | - | - | - | |
| | | P99 | - | - | - | |

<u>Graph</u>





LEU KET QUÁ KIÊM NGHIỆM TEST RESULT No: 27.2-2016/VR LAB 02

- 1. Đôn vị yếu cầu (Clien): Ông Phạm Văn Thu
- 2. Dùng cho (Used for) : Kiểm tra cơ tính vật liệu composite
- 3. Phương pháp thử (Methods of Testing): BS EN ISO 527-4: 1997
- 4. Thiết bị thử (Test equipment): Máy thử HOUNSFEILD H50K-S

KẾT QUẢ THỬ NGHIỆM TEST RESULT

Thử nghiệm kéo (Tensile test):

CHẾ TẠO

TÀU THỦY

| TT | Kích th (n | ước mẫu nm) | Ứng suất | Modul đàn hồi | Vật liệu | |
|------------|---------------|----------------|-----------------|---------------|--------------------------------|--|
| | Rộng | Dày | $\sigma_2(MPa)$ | $E_2(MPa)$ | | |
| Lần 1 | 10.24 | 3.52 | 9.66 | 2810.2 | | |
| Lần 2 | 10.40 | 3.61 | 7.33 | 2574.5 | | |
| Lần 3 | 10.12 | 3.50 | 9.69 | 2795.5 | 15% Soi + 20% TiO ₂ | |
| Lần 4 | 10.11 | 3.51 | 8.55 | 2660.7 | + 65% Resin AKA | |
| Lần 5 | 10.02 | 3.54 | 7.24 | 2560.8 | | |
| Trung bình | | | 8.49 | 2680.3 | | |

| ТТ | Kích thước mẫu (mm) | | Úng suất | Modul đàn hồi | Vật liệu |
|------------|------------------------|------|---------------------|---------------------------------------|--------------------------------|
| | Rộng | Dày | $o_2(1 \text{MPa})$ | $\mathbf{E}_2(\mathbf{MF}\mathbf{a})$ | |
| Lần 1 | 10.04 | 2.42 | 10.97 | 3017.6 | |
| Lần 2 | 10.02 | 2.40 | 8.45 | 2872.4 | |
| Lần 3 | 10.05 | 2.43 | 14.88 | 3080.2 | 20% Sçi + 20% TiO ₂ |
| Lần 4 | 10.01 | 2.41 | 8.43 | 2836.5 | + 60% Resin AKA |
| Trung bình | | | 10.68 | 2951.7 | |

| ТТ | Kích th (n | nm) | Úng suất σ ₂ (MPa) | Modul đàn hồi E ₂ (MPa) | Vật liệu |
|------------|---------------|------|----------------------------------|---------------------------------------|--------------------------------|
| - > . | Kộng | Day | | | |
| Lân 1 | 10.23 | 3.50 | 12.89 | 3100.5 | |
| Lần 2 | 10.30 | 3.60 | 11.24 | 2907.6 | |
| Lần 3 | 10.15 | 3.60 | 13.72 | 3204.6 | 25% Sợi + 20% TiO ₂ |
| Lần 4 | 10.18 | 3.62 | 11.44 | 2943.4 | + 55% Resin AKA |
| Lần 5 | 10.24 | 3.60 | 15.91 | 3374.2 | |
| Trung bình | | | 13.04 | 3106.1 | |

| ТТ | Kích thước mẫu (mm) Rông Dày | | Úng suất σ ₂ (MPa) | Modul đàn hồi E ₂ (MPa) | Vật liệu |
|------------|------------------------------------|------|----------------------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|
| Lần 1 | 10.00 | 3 50 | 13.10 | 3150.8 | |
| Lần 2 | 10.10 | 3.53 | 12.72 | 3100.6 | |
| Lần 3 | 10.00 | 3.51 | 3.37 | 1700.0 | 30% Sợi + 20% TiO ₂ |
| Lần 4 | 9.80 | 3.40 | 9.10 | 2702.0 | + 50% Resin AKA |
| Trung bình | | | 9.57 | 2663.4 | |

Người thực hiện

Vũ Văn Du

Nha Trang, ngày 02 tháng 06 năm 2016 VIỆN Giảm đốc NGHIÊN CỨU CHẾ TẠO TÀU THỦT G DAI HOC N . Phan Tuấn Long

Product Code : Phuong 2 - 15%soi Batch Reference : Tensile Test Date : 02/06/2016 Operator : Vu Van Du Temperature o DUC VA DA 230C Product descriptionEN : Composite Relative humidityHIEN CUU 70%

Comments

Material: 15%soi+20%1102+65% Resin AKA Distance between grips: 115mm Max stress: 8.493 (MPa) Modulus of elasticity: 2680.3 (MPa)

TÀU THỦY

Machine Settings

| ∟oad Range | : 40000N |
|--------------------|-----------------|
| Extension Range | : 9.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/min |
| Gauge Length | : 50.000 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| _ower Secant Point | : 0.0000 % |
| Jpper Secant Point | : 0.0000 % |
| Auto Reverse | : OFF |

| <u>Test Results</u> | [SECM-004] | Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead] |
|---------------------|------------|---|
|---------------------|------------|---|

| Specimen No | Thickness | Width | S.Modulus | Max Stress | Elong at Max | Attributes |
|-------------|-----------|-----------|-----------|------------|--------------|------------|
| | mm | mm | N/mm^2 | N/mm^2 | % | |
| | | | | | | |
| 1 | 3.520 | 10.24 | - | 9.663 | 0.680 | - |
| 2 | 3.610 | 10.40 | - | 7.325 | 0.480 | - |
| 3 | 3.500 | 10.12 | · · · | 9.693 | 0.643 | - |
| 4 | 3.510 | 10.11 | - | 8.548 | 0.585 | - |
| 5 | 3.540 | 10.02 | - | 7.236 | 0.489 | - |
| | | Mean | - | 8,493 | 0.575 | |
| | | Std. Dev. | - | 1.199 | 0.090 | |
| | | Range | - | 2.456 | 0.200 | |
| | | Median | - | 8.548 | 0.585 | |
| | | Maximun | - | 9.693 | 0.680 | |
| | | Minimum | - | 7.236 | 0.480 | |
| | | P1 | - | - | - | |
| | | P99 | - | - | - | |



Product Code : Phuong 2 - 20%soi **Batch Reference** : Tensile Test Date : 02/06/2016 Operator : Vu Van Du DUC VA DE 230C Temperature Product description Composite Relative humidity VIÊN 70% + CHẾ TẠO TÀU THỦY

Comments

Material: 20%soi+20%TiQ2+60% Resin AKA Distance between grips: 115mm Max stress: 10.68 (MPa) Modulus of elasticity: 2951.7 (MPa)

Machine Settings

| Load Range | : 40000N |
|--------------------|-----------------|
| Extension Range | : 9.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/min |
| Gauge Length | : 50.000 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| Lower Secant Point | : 0.0000 % |
| Upper Secant Point | : 0.0000 % |
| Auto Reverse | : OFF |

Test Results [SECM-004] Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead]

| Specimen No | Thickness mm | Width mm | S.Modulus N/mm^2 | Max Stress N/mm^2 | Elong at Max % | Attributes |
|-------------|---|-------------|---------------------|----------------------|-------------------|------------|
| | | | | | | |
| 1 | 2.420 | 10.04 | - | 10.97 | 1.100 | - |
| 2 | 2.400 | 10.02 | - | 8.455 | 0.721 | - |
| 3 | 2.430 | 10.05 | - | 14.88 | 1.076 | - |
| 4 | 2.410 | 10.01 | - | 8.429 | 0.597 | - |
| | ματογραφικά τη μεταγραφική τη μεταγραφική τη μεταγραφική τη μεταγραφική τη μεταγραφική τη μεταγραφική τη μεταγ Για | Mean | | 10.68 | 0.874 | 10 |
| | | Std. Dev. | - | 3.041 | 0.253 | |
| | | Range | - | 6.451 | 0.503 | |
| | | Median | - | 9.714 | 0.899 | |
| | | Maximun | - | 14.88 | 1.100 | |
| | | Minimum | - | 8.429 | 0.597 | |
| | | P1 | - | - | - | |
| | | P99 | - | - | - | |



Product Code **Batch Reference** Date Operator Temperature Product description, Relative humidity

: Phuong 2 - 25%soi : Tensile Test : 02/06/2016 Vu Van Du DU230C NGHIEN CƯU CHẾ TẠO TÀU THỦY

Comments

Material: 25%soi+20%TiO2+55% Resin AKA Distance between grips: 115mm Max stress: 13.04 (MPa) Modulus of elasticity: 3106.1 (MPa)

Machine Settings

| Load Range | : 40000N |
|--------------------|-----------------|
| Extension Range | : 9.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/min |
| Gauge Length | : 50.000 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| Lower Secant Point | : 0.0000 % |
| Upper Secant Point | : 0.0000 % |
| Auto Reverse | : OFF |

Test Results [SECM-004] Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead]

| | | - | | | |
|-----------------|--|--|--|---|--|
| Thickness mm | Width mm | S.Modulus N/mm^2 | Max Stress N/mm^2 | Elong at Max % | Attributes |
| | | | | | |
| 3.500 | 10.23 | - | 12.89 | 0.880 | - |
| 3.600 | 10.30 | - | 11.24 | 0.970 | - |
| 3.600 | 10.15 | - | 13.72 | 0.950 | - |
| 3.620 | 10.18 | - | 11.44 | 0.990 | - |
| 3.600 | 10.24 | | 15.91 | 1.250 | |
| | Mean | | 13.04 | 1.008 | |
| | Std. Dev. | - | 1.906 | 0.141 | |
| | Range | - | 4.670 | 0.370 | |
| | Median | - | 12.89 | 0.970 | |
| | Maximun | - | 15.91 | 1.250 | |
| | Minimum | - | 11.24 | 0.880 | |
| | P1 | - | - | - | |
| | P99 | - | - | - | |
| | Thickness mm 3.500 3.600 3.600 3.620 3.600 | Thickness Width mm 3.500 10.23 3.600 10.30 3.600 10.15 3.620 10.18 3.600 10.24 Mean Std. Dev. Range Median Maximun Minimum P1 P99 | Thickness mm Width mm S.Modulus N/mm^2 3.500 10.23 - 3.600 10.30 - 3.600 10.15 - 3.600 10.18 - 3.620 10.18 - 3.600 10.24 - Mean - - Std. Dev. - - Median - - Maximun - - P1 - - P99 - - | Thickness mm Width mm S.Modulus N/mm^2 Max Stress N/mm^2 3.500 10.23 - 12.89 3.600 10.30 - 11.24 3.600 10.15 - 13.72 3.620 10.18 - 11.44 3.600 10.24 - 15.91 Mean - 13.04 5.91 Std. Dev. - 1.906 12.89 Maximun - 12.89 12.89 Maximun - 15.91 11.24 Minimum - 15.91 11.24 P1 - - - P99 - - - | $\begin{array}{c c c c c c c c c c c c c c c c c c c $ |

<u>Graph</u>



| Product Code | : Phuong 2 - 30%soi |
|-------------------------|---------------------|
| Batch Reference | : Tensile Test |
| Date | : 02/06/2016 |
| Operator | : Vu Van Du |
| Temperature | : 23oC |
| Product descriptions VA | Composite |
| Relative humidity | .70% |
| NGHIÊN C | ΰu) * |

Comments

TÀU THỦY Material: 30%soi+20%TiQ2+50% Resin AKA Distance between grips 115mm Max stress: 9.57 (MPa) Modulus of elasticity: 2663.4 (MPa)

CHẾ TẠO

O

Machine Settings

| Load Range | : 2000N |
|--------------------|-----------------|
| Extension Range | : 9.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/min |
| Gauge Length | : 50.000 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| Lower Secant Point | : 0.0000 % |
| Upper Secant Point | : 0.0000 % |
| Auto Reverse | : OFF |

Test Results [SECM-004] Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead]

| | | | _ | | | |
|-------------|-----------------|-------------|---------------------|----------------------|-------------------|------------|
| Specimen No | Thickness mm | Width mm | S.Modulus N/mm^2 | Max Stress N/mm^2 | Elong at Max % | Attributes |
| 1 | 3,500 | 10.00 | | 13.10 | 0.819 | - |
| 2 | 3.530 | 10.10 | - | 12.72 | 0.884 | - |
| 3 | 3.510 | 10.00 | - | 3.371 | 0.250 | - |
| 4 | 3.400 | 9.800 | - | 9.104 | 0.645 | - |
| | | Mean | - | 9.572 | 0.650 | |
| | | Std. Dev. | - | 4.509 | 0.285 | |
| | | Range | - | 9.728 | 0.634 | |
| | | Median | - | 10.91 | 0.732 | |
| | | Maximun | - | 13.10 | 0.884 | |
| | | Minimum | - | 3.371 | 0.250 | |
| | | PI | - | - | - | |
| | | P99 | - | - | - | |





VIÊN

TRƯỜNG ĐẠI HỌC NHA TRANG VIỆN NGHIÊN CỨU CHẾ TAO TÀU THỦY VR LAB 02 Tel:0258. 3715189 - 3714476 - 3714377 Fax : 0258. 3714025 Web site: www.vientauthuy.com.vn Email: vientauthuy@gmail.com

ŘENÉU KÉT QUẢ KIỂM NGHIỆM NGHIÊN CỨU **TEST RESULT** CHẾ TẠO No: 12.2-2017/VR LAB 02 TÀU THỦY

1. Đơn vị yếu cầu (Clien): Ông Phạm Văn Thu

- 2. Dùng cho (Used for) : Kiểm tra cơ tính vật liệu composite
- 3. Phương pháp thử (Methods of Testing): BS EN ISO 527-4: 1997
- 4. Thiết bị thử (Test equipment): Máy thử HOUNSFEILD H50K-S

KẾT QUẢ THỬ NGHIỆM **TEST RESULT**

| rnu nghiçin keb (refisite test). | | | | | | | | |
|----------------------------------|------------------------|------|---------------------------------|--------------------------|------------------------------|--|--|--|
| ТТ | Kích thước mẫu (mm) | | Úng suất Modul G1 (MPa) E1(M | Modul đàn hồi Ed(MPa) | Vật liệu | | | |
| | Rộng | Dày | U [(IV II a) | | | | | |
| Lần 1 | 9.84 | 3.73 | 201.7 | 7634.8 | | | | |
| Lần 2 | 9.90 | 3.75 | 258.3 | 7982.3 | | | | |
| Lần 3 | 9.94 | 3.76 | 231.7 | 7798.6 | 25% Sợi + 5%TiO ₂ | | | |
| Lần 4 | 9.92 | 3.72 | 224.4 | 8241.7 | + 70% Resin 9509 | | | |
| Lần 5 | 9.96 | 3.73 | 227.2 | 7870.4 | | | | |
| Trung bình | | | 228.7 | 7905.56 | | | | |

Thứ nghiêm káo (Tonsilo tost).

| ТТ | Kích thước mẫu (mm) | | Úng suất | Modul đàn hồi | Vật liệu | |
|------------|------------------------|------|------------------|---------------------------------------|------------------------------|--|
| | Rộng | Dày | σ_1 (MPa) | $\mathbf{E}_1(\mathbf{WP}\mathbf{a})$ | | |
| Lần 1 | 10.23 | 2.97 | 222.2 | 9113.1 | | |
| Lần 2 | 10.28 | 2.69 | 288.4 | 10021.4 | | |
| Lần 3 | 10.49 | 2.90 | 156.3 | 7136.2 | 30% Soi + 5%TiO ₂ | |
| Lần 4 | 10.26 | 2.62 | 342.2 | 10235.2 | + 65% Resin 9509 | |
| Lần 5 | 10.28 | 2.66 | 177.2 | 9017.8 | | |
| Trung bình | | | 237.3 | 9104.7 | | |

| ТТ | Kích th (n Rông | nước mẫu nm) Dày | Úng suất σ ₁ (MPa) | Modul đàn hồi E ₁ (MPa) | Vật liệu |
|------------|-----------------------|------------------------|----------------------------------|---------------------------------------|------------------|
| Lần 1 | 9.85 | 2.68 | 309.9 | 12944 7 | |
| Lần 2 | 10.02 | 2.82 | 236.5 | 11300.3 | |
| Lần 3 | 10.10 | 2.95 | 246.9 | 10721.4 | 40% Soi + 5%TiO2 |
| Lần 4 | 10.18 | 2.83 | 263.0 | 11679.4 | + 55% Resin 9509 |
| Lần 5 | 10.27 | 2.84 | 285.3 | 10300 | |
| Trung bình | | | 268.3 | 11389.2 | |

Người thực hiện

ndu

Vũ Văn Du

Nha Trang, ngày 28 tháng 02 năm 2017 VIÊN NGHIÊN CỨU CHẾ TẠO TAUTHUY DATHOC

Than Tuán Long

Product Code : Phuong 1 - 25%soi **Batch Reference** : Tensile Test Date : 28/02/2017 : Vu Van Du Operator Temperature :23oC Product description **DUCCOmposite** Relative humidity VIZO% NGHIÊN CỨU 1. * CHẾ TẠO

Comments

Material: 25%soi + 5%TiO2+70% Resin 9509 Distance between grips: 115mm Max stress: 228.7 (MPa) Modulus of elasticity: 7905.56 (MPa)

TÀU THỦY

Machine Settings

| Load Range | : 40000N |
|--------------------|-----------------|
| Extension Range | : 9.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/min |
| Gauge Length | : 50.000 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| Lower Secant Point | : 0.0000 % |
| Upper Secant Point | : 0.0000 % |
| Auto Reverse | : OFF |

| Test Results | [SECM-004] | Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead] |
|---------------------|------------|---|
|---------------------|------------|---|

| - | | | | | | |
|-----------------------|---|---|---------------------|--|---|------------|
| Specimen No | Thickness mm | Width mm | S.Modulus N/mm^2 | Max Stress N/mm^2 | Elong at Max % | Attributes |
| 1 2 3 4 5 | 3.730 3.750 3.760 3.720 3.730 | 9.840 9.900 9.940 9.920 9.960 | | 201.7 258.3 231.7 224.4 227.2 | 9.615 10.45 10.24 8.990 10.80 | - |
| | | Mean Std. Dev. Range Median Maximun Minimum P1 P99 | | 228.7 20.23 56.63 227.2 258.3 201.7 | 10.02 0.7199 1.810 10.24 10.80 8.990 | |



| Product Code | : Phuong 1 - 30%soi |
|----------------------------|---------------------|
| Batch Reference | : Tensile Test |
| Date | : 28/02/2017 |
| Operator | : Vu Van Du |
| Temperature | : 23oC |
| Product descriptionuc va | Composite |
| Relative humidity | 7.0% |
| VIEN | 18 |
| // ^w / NGHIÊN C | |

Comments

Material: 30% soi + 5% TiO2+65% Resin 9509 Distance between grips: 115mm Max stress: 237.3 (MPa) Modulus of elasticity: 9104.7 (MPa)

CHẾ TẠO

Machine Settings

| Load Range | : 40000N |
|--------------------|-----------------|
| Extension Range | : 9.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/min |
| Gauge Length | : 50.000 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| Lower Secant Point | : 0.0000 % |
| Upper Secant Point | : 0.0000 % |
| Auto Reverse | : OFF |

| | | | r 3 | | |
|-----------------|--|--|---|--|--|
| Thickness mm | Width mm | S.Modulus N/mm^2 | Max Stress N/mm^2 | Elong at Max % | Attributes |
| | | | | | |
| 2.970 | 10.23 | - | 222.2 | 9.120 | - |
| 2.690 | 10.28 | - | 288.4 | 9.960 | - |
| 2.900 | 10.49 | - | 156.3 | 11.95 | - |
| 2.620 | 10.26 | - | 342.2 | 9.660 | - |
| 2.660 | 10.28 | - | 177.2 | 6.540 | - |
| 0 | Mean | - | 237.3 | 9.446 | |
| | Std Dev | - | 77.51 | 1.945 | |
| | Range | - | 185.9 | 5.410 | |
| | Median | - | 222.2 | 9.660 | |
| | Maximun | - | 342.2 | 11.95 | |
| | Minimum | - | 156.3 | 6.540 | |
| | P1 | - | | - | |
| | P99 | - | - | - | |
| | Thickness mm 2.970 2.690 2.900 2.620 2.660 | Thickness Width mm mm 2.970 10.23 2.690 10.28 2.900 10.49 2.620 10.26 2.660 10.28 Wean Std. Dev. Range Median Maximun Minimum P1 P99 | Thickness mm Width mm S.Modulus N/mm^2 2.970 10.23 - 2.690 10.28 - 2.900 10.49 - 2.620 10.26 - 2.660 10.28 - Std. Dev. - Range Median - - Maximun - - P1 - - P99 - - | Thickness mm Width mm S.Modulus N/mm^2 Max Stress N/mm^2 2.970 10.23 - 222.2 2.690 10.28 - 288.4 2.900 10.49 - 156.3 2.620 10.26 - 342.2 2.660 10.28 - 177.2 Mean - 237.3 Std. Dev. - 77.51 Range - 185.9 Median 222.2 Maximun - 342.2 156.3 PI - - 156.3 PI - - - | Thickness mm Width mm S.Modulus N/mm^2 Max Stress N/mm^2 Elong at Max % 2.970 10.23 - 222.2 9.120 2.690 10.28 - 288.4 9.960 2.900 10.49 - 156.3 11.95 2.620 10.26 - 342.2 9.660 2.660 10.28 - 177.2 6.540 Mean - 237.3 9.446 Std. Dev. - 77.51 1.945 Range - 185.9 5.410 Median - 222.2 9.660 Maximun - 342.2 11.955 Minimum - 342.2 11.955 Minimum - 342.2 11.955 Minimum - 156.3 6.540 P1 - - - P39 - - - |

<u>Graph</u>



Product Code : Phuong 1 - 40%soi Batch Reference : Tensile Test Date : 28/02/2017 Operator : Vu Van Du Temperature Product description 23oC Composite Relative humidity NEN CÚU 70% CHẾ TẠO + TÀU THỦY Comments

Material: 40%soi 4/5%FiO2+55% Resin 9509 Diastance between grip: 115mm Max stress: 268.3 (MPa) Modulus of elasticity: 11389.2 (MPa)

Machine Settings

.

| Load Range | : 40000N |
|--------------------|-----------------|
| Extension Range | : 9.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/min |
| Gauge Length | : 50.000 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| Lower Secant Point | : 0.0000 % |
| Upper Secant Point | : 0.0000 % |
| Auto Reverse | : OFF |

.....

Test Results [SECM-004] Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead]

| Specimen No | Thickness | Width | S.Modulus | Max Stress | Elong at Max | Attributes |
|-------------|-----------|-----------|-----------|------------|--------------|------------|
| | mm | mm | N/mm^2 | N/mm^2 | % | |
| | | | | | | |
| 1 | 2.680 | 9.850 | - | 309.9 | 9.070 | - |
| 2 | 2.820 | 10.02 | - | 236.5 | 8.940 | - |
| 3 | 2.950 | 10.10 | - | 246.9 | 9.945 | - |
| 4 | 2.830 | 10.18 | - | 263.0 | 10.52 | - |
| 5 | 2.840 | 10.27 | - | 285.3 | 11.43 | - |
| | | Mean | - | 268.3 | 9,980 | |
| | | Std. Dev. | - | 29.63 | 1.037 | |
| | | Range | - | 73.38 | 2.490 | |
| | | Median | - | 263.0 | 9.945 | |
| | | Maximun | - | 309.9 | .11.43 | |
| | | Minimum | - | 236.5 | 8.940 | |
| | | P1 | - | - | - | |
| | | P99 | - | - | - | |





Dơn vì yêu cầu (Clien): Ông Phạm Văn Thu
 Dùng cho (Used for) : Kiểm tra cơ tính vật liệu composite
 Phương pháp thử (Methods of Testing): BS EN ISO 527- 4: 1997
 Thiết bị thử (Test equipment): Máy thử HOUNSFEILD H50K-S

KẾT QUẢ THỬ NGHIỆM TEST RESULT

| Thử n | | | | | | | |
|------------|------------------------|------|-------------------|---------------|------------------------------|--|--|
| TT | Kích thước mẫu (mm) | | Ứng suất | Modul đàn hồi | Vật liệu | | |
| | Rộng | Dày | $\sigma_2(MPa)$ | $E_2(MPa)$ | ••• | | |
| Lần 1 | 9.51 | 3.12 | 11.01 | 2232.6 | | | |
| Lần 2 | 10.38 | 2.77 | 8.695 | 1915.3 | | | |
| Lần 3 | 10.18 | 3.07 | 15.26 | 2810.7 | 25% Soi + 5%TiO ₂ | | |
| Lần 4 | 10.36 | 2.94 | 16.74 | 2907.2 | + 70% Resin 9509 | | |
| Lần 5 | 9.40 | 2.69 | 2.69 13.25 2620.4 | | | | |
| Trung bình | | | 12.99 | 2497.2 | | | |

| ТТ | Kích thước mẫu (mm) | | Úng suất | Modul đàn hồi | Vật liệu | |
|------------|------------------------|------|--------------------------|---------------|------------------|--|
| | Rộng | Dày | $\sigma_2(\mathbf{WPa})$ | $E_2(MPa)$ | | |
| Lần 1 | 3.92 | 9.74 | 14.23 | 2694.1 | | |
| Lần 2 | 4.00 | 9.91 | 21.57 | 3383.2 | | |
| Lần 3 | 3.75 | 9.57 | 12.86 | 2516.6 | 30% Soi + 5%TiO2 | |
| Lần 4 | 3.80 | 9.78 | 7.09 | 1980.4 | + 65% Resin 9509 | |
| Lần 5 | 3.89 | 9.80 | 16.53 | 2902.8 | | |
| Trung bình | | | 14.46 | 2695.4 | | |

| ТТ | Kích thước mẫu (mm) | | Úng suất σ2(MPa) | Modul đàn hồi E ₂ (MPa) | Vật liệu | | |
|------------|------------------------|------|---------------------|---------------------------------------|------------------------------|--|--|
| | Rộng | Day | | - , , | | | |
| Lần 1 | 10.10 | 2.93 | 12.22 | 3261.0 | | | |
| Lần 2 | 10.01 | 3.07 | 18.22 | 3503.5 | | | |
| Lần 3 | 10.06 | 3.07 | 15.87 | 3284.2 | 40% Sợi + 5%TiO ₂ | | |
| Lần 4 | 9.88 | 3.16 | 13.77 | 3296.7 | + 55% Resin 9509 | | |
| Lần 5 | 9.98 | 2.93 | 17.67 | 3419.8 | | | |
| Trung bình | | | 15.55 | 3353.0 | | | |

Người thực hiện

ndue

Vũ Văn Du

Nha Trang, ngày 28 tháng 02 năm 2017

VIÊN NGHIÊN CHÊ TALL THU Phan Cuán Long

Product Code Batch Reference Date Operator Temperature Product description Relative humidity



Comments

Material: 25%soi + 5%TiO2+70%Resin 9509 Distance between grips: 115mm Max stress: 12.99 (MPa) Modulus of elasticity: 2497.2 (MPa)

Machine Settings

Load Range Extension Range Test Speed Gauge Length Preload Lower Secant Point : 0.0000 % Upper Secant Point : 0.0000 % Auto Reverse

: 40000N

- : 9.000 mm
- : 1.0000 mm/min
- : 50.000 mm
- : 0.0000 N
- : OFF

Test Results [SECM-004] Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead]

| Specimen No | Thickness mm | Width mm | S.Modulus N/mm^2 | Max Stress N/mm^2 | Elong at Max % | Attributes |
|-------------|-----------------|-------------|---------------------|----------------------|-------------------|------------|
| | | | | | | |
| 1 | 3.120 | 9.510 | - | 11.01 | 0.7740 | - |
| 2 | 2.770 | 10.38 | - | 8.695 | 0.6760 | <u> </u> |
| 3 | 3.070 | 10.18 | - | 15.26 | 0.9980 | - |
| 4 | 2.940 | 10.36 | - | 16.74 | 1.248 | - |
| 5 | 2.690 | 9.400 | | 13.25 | 0.7620 | - |
| | | Mean | - | 12.99 | 0.8916 | |
| | | Std. Dev. | - | 3.228 | 0.2321 | |
| | | Range | - | 8.049 | 0.5720 | |
| | | Median | - | 13.25 | 0.7740 | |
| | | Maximun | - | 16.74 | 1.248 | |
| | | Minimum | - | 8.695 | 0.6760 | |
| | | P1 | - | - | - | |
| | | P99 | - | - | - | |



Product Code : Phuong 2 - 30%soi **Batch Reference** : Tensile Test Date : 28/02/2017 o DUC VA OZIOC Operator Temperature Product description VIEN: Composite Relative hum/dityNGHIEN COOK CHẾ TẠO

Comments

DALHO Material: 30%soi + 5%TiO2+65% Resin 9509 Distance between grips: 115mm Max stress: 14.46 (MPa) Modulus of elasticity: 2695.4 (MPa)

TÀU THỦY

Machine Settings

Load Range **Extension** Range Test Speed Gauge Length Preload Lower Secant Point : 0.0000 % Upper Secant Point : 0.0000 % Auto Reverse

: 40000N

- : 9.000 mm
- : 1.0000 mm/min
- : 50.000 mm
- : 0.0000 N

: OFF

Test Results [SECM-004] Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead]

| Specimen No | Thickness mm | Width mm | S.Modulus N/mm^2 | Max Stress N/mm^2 | Elong at Max % | Attributes |
|-----------------------|---|---|---------------------|--|--|------------|
| 1 2 3 4 5 | 3.920 4.000 3.750 3.800 3.890 | 9.740 9.910 9.570 9.780 9.800 | - | 14.23 21.57 12.86 7.090 16.53 | 0.6600 1.312 0.7240 3.184 0.8980 | - |
| | | Mean Std. Dev. Range Median Maximun Minimum P1 P99 | - | 14.46 5.286 14.48 14.23 21.57 7.090 | 1.356 1.053 2.524 0.8980 3.184 0.6600 | |



Product Code : Phuong 2 - 40%soi : Tensile Test **Batch Reference** Date : 28/02/2017 DUC VU Van Du Operator Temperature :23000 Product description VIComposite Relative humidity NGHIÊRO%U CHẾ TẠO TÀU THỦY

Comments

Material: 40%soi + 5%TiO2+55% Resin 9509 Distance between grips: 115mm Max stress: 15.55 (MPa) Modulus of elasticity: 3353.0 (MPa)

ALHOC

Machine Settings

Load Range: 40000NExtension Range: 9.000 mmTest Speed: 1.0000 mm/minGauge Length: 50.000 mmPreload: 0.0000 NLower Secant Point: 0.0000 %Upper Secant Point: 0.0000 %Auto Reverse: OFF

| <u>Test Results</u> | [SECM-004] | Secant Mo | Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead] | | | | | | |
|---------------------|-----------------------|---|---|---------------------|---|--|------------|--|--|
| | Specimen No | Thickness mm | Width mm | S.Modulus N/mm^2 | Max Stress N/mm^2 | Elong at Max % | Attributes | | |
| | 1 2 3 4 5 | 2.930 3.070 3.070 3.160 2.020 | 10.10 10.01 10.06 9.880 | - | 12.22 18.22 15.87 13.77 | 0.7760 1.570 1.386 0.8800 | - | | |
| | | 2.930 | 9.980 Mean Std. Dev. Range Median | - | 15.55 2.548 6.002 15.87 18.22 | 1.272 1.177 0.3377 0.7940 1.272 1.570 | - | | |
| | | | Minimum P1 P99 | - | 18.22 | 0.7760 | | | |



PHŲ LỤC D:

KẾT QUẢ THỬ CHÁY VÀ THỬ CƠ TÍNH CỦA VẬT LIỆU COMPOSITE

| TRƯỜNG ĐẠI HỌC NHA TRANG VIỆN NGHIÊN CỨU CHẾ TẠO TÀU THỦY VR LAB 02 Tel : 0258 . 3714377 - 3715189 Fax : 0258 . 3714025 Web site: www.vientauthuy.com.vn Email : Vientauthuy@gmail.com 20.1-2016 NGPHHEU KẾT QUẢ THỦ NGHIỆM 24/03/2016 | | | | | | | | |
|--|---|-----------------------|-----------------------|---|-----------------------|-------------------|--|--|
| VRLABOZ CHÊ TẠO | RE | PO | RT | | Pa | nge 01/05 | | |
| 1. Đơn vi yêu câu (Cliền): Ông Pham Vă | in Thu. | | | | | | | |
| 2. Dùng cho (Used for) : Kiểm tra khả n | ăng chố | ng cháy | z của vậ | t liêu. | | | | |
| 3. Phương nhán thứ (Methods of Testing |): UL9 | 4. ASTI | M D635 | D380 | 1 & D5 | 048 | | |
| 4. Điều kiện thử (Test Conditions): nhiệt | $t d\hat{0} 27^{0}$ | C và đô | ẩm 70% | , / _ / / _ / | | 010 | | |
| | TITT' | | | • | | | | |
| KEI QUA | IHU. | NGHIĻ | | | | | | |
| 1. Vật liệu thử: Vật liệu composite k | hông có | phụ gi | a chậm | cháy - I | Firegar | d B. | | |
| ST Thông tin thử | | K | ết quả t | hử | | Ghi | | |
| T Thong the thu | Mẫu 1 | Mẫu 2 | Mẫu 3 | Mẫu 4 | Mẫu 5 | chú | | |
| A. Thử cháy ngang – Tiêu chuân đánh | giá UL ! | 94HB h | oặc AST | FM D63 | 5-98 | | | |
| 1 Chiêu dày (mm) | 2,6 | 2,4 | 2,4 | 2,3 | 2,4 | | | |
| 2 Mâu cháy (Có hay không) | Có | Có | Có | Có | Có | | | |
| 3 Cháy nhỏ giọt (Có hay không) | Không | Không | Không | Không | Không | | | |
| 4 Vị trí mặt trước ngọn lửa | Tới 100mm | Tới 100mm | Tới 100mm | Tới 100mm | Tới 100mm | | | |
| 5 Thời gian cháy (s) (từ 25mm đến 100mm) | 137 | 173 | 115 | 168 | 123 | | | |
| 6 Tốc độ cháy (mm/ph) | 32,8 | 26 | 39,1 | 26,8 | 36,6 | | | |
| Nhận xét: Tốc độ cháy trung bình | 32,3mm | /ph. | | | | | | |
| B. Thử cháy đứng – Tiêu chuẩn đánh g | iá UL 94 | 4V hoặc | ASTM | D3801- | -00 | | | |
| 1 Chiều dày (mm) | 2,3 | 2,4 | 2,3 | 2,3 | 2,3 | | | |
| 2 Mẫu bị cháy tới ngàm giữ mẫu (Có hay không) | Có | Có | Có | Có | Có | Không thỏa mãn | | |
| 3 Vật liệu cháy nhỏ giọt gây cháy cotton (Có hay không) | Không | Không | Không | Không | Không | Thỏa mãn | | |
| 4 Thời gian cháy tiếp cho mỗi mẫu riêng biệt sau khi đốt mẫu lần 1 (s) | >30 (73s- 44mm) | >30 (70s- 73mm) | >30 (65s- 56mm) | >30 (65s- 56mm) | >30 (63s- 62mm) | Không thỏa mãn | | |
| 5 Thời gian $t_2 + t_3$ | - | | - | - | - | | | |
| 6 Tổng thời gian cháy tiếp $(t_1 + t_2)$ cho 5 mẫu (s) | $\begin{array}{c ccccccccccccccccccccccccccccccccccc$ | | | | | | | |
| Nhận xét: Mẫu không thỏa mãn cấp V-0, V-1 và V2 của UL 94V | | | | | | | | |
| Kết luận: Vật liệu dễ cháy với tốc độ chá | iy 32,3n | ım/ph (| xem ph | ų lục) | | | | |

| 2. Vật liệu thử: Vật liệu composite có phụ gia chậm cháy (tỉ lệ với nhựa là 14% | | | | | | | | | | |
|---|--|----------------------------------|------------------------|---------------------------------|-----------------------------|---------------------|-------------------------|--|--|--|
| ST | | | K | Ghi | | | | | | |
| T | 1 nong tin thu | Mẫu 1 | Mẫu 2 | Mẫu 3 | Mẫu 4 | Mẫu 5 | chú | | | |
| A. ' | Thử cháy ngang – Tiếu chuẩn đánh | nh giá UL 94HB hoặc ASTM D635-98 | | | | | | | | |
| 1 | Chiêu day (mm) 40 | 2,9 | 2,7 | 2,7 | 2,7 | 2,8 | | | | |
| 2 | Mẫu cháy (Có hay không) | Có | Có | Có | Có | Có | | | | |
| 3 | Cháy nhỏ giệt (Cá bày không) | Không | Không | Không | Không | Không | | | | |
| 4 | Vi trí mặt trước ngọn lửa (mm) | 13 < | 13 < | 10 < | 17 < | 15 < | | | | |
| | | 25mm | 25mm | 25mm | 25mm | 25mm | | | | |
| 5 | Thời gian cháy (s) (từ 25mm đến | - | - | - | - | - | | | | |
| | 100mm) | | | | | | | | | |
| 6 | Tốc độ chảy (mm/ph) | - | - | - | - | - | | | | |
| | Nhận xét: Mặt trước ngọn lửa khô | ng vượi | t qua vạ | ch 25m | m. | | | | | |
| B . 7 | <u> Fhử cháy đứng – Tiêu chuân đánh g</u> | iá UL 9 | 4V hoặc | : ASTM | [D3801 | -00 | * | | | |
| 1 | Chiếu dày (mm) | 2,7 | 2,9 | 2,7 | 2,7 | 2,7 | | | | |
| 2 | Mẫu bị cháy tới ngàm giữ mẫu (Có hay không) | Không | Không | Không | Có | Có | Không thỏa mãn | | | |
| 3 | Vật liệu cháy nhỏ giọt gây cháy cotton (Có hay không) | Không | Không | Không | Không | Không | | | | |
| 4 | Thời gian cháy tiếp cho mỗi mẫu riêng biệt sau khi đốt mẫu lần 1 (s) | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | | | | |
| 5 | Thời gian $t_2 + t_3$ | 32 | 4 | 30 | > 60 | > 60 | Không | | | |
| 6 | Tổng thời gian cháy tiếp $(t_1 + t_2)$ cho 5 mẫu (s) | > 250 | | | | | Không thỏa mãn | | | |
| | Nhân xét: Mẫu không thỏa mãn cấ | p V-0. V | V-1 và V | 2 của l | JL 94V | | | | | |
| <i>Kết</i> 20s 3. ST | <i>luận:</i> Khi pha phụ gia với tỉ lệ 14% vật sẽ bị cháy (xem phụ lục). Vật liệu thử: Vật liệu composite có | o vật liệ o phụ gi | u chậm a chậm Kế | cháy h cháy (ti ết quả tl | on và t ỉ lệ với 1 hử | hời gian nhựa là | 1 cháy > 20%) Ghi | | | |
| T | I hong tin thư | Mẫu 1 | Mẫu 2 | Mẫu 3 | Mẫu 4 | Mẫu 5 | chú | | | |
| A. 1 | hử cháy ngang – Tiêu chuẩn đánh g | iá UL 9 | 94HB ho | oăc AST | TM D63 | 5-98 | | | | |
| 1 | Chiều dày (mm) | 2,7 | 2,5 | 2,8 | 2,8 | 2,7 | | | | |
| 2 | Mẫu cháy (Có hay không) | Không | Không | Không | Không | Không | Thỏa mãn | | | |
| 3 | Cháy nhỏ giọt (Có hay không) | Không | Không | Không | Không | Không | Thỏa | | | |
| 4 | Vi trí mặt trước ngọn lửa (mm) | 12 < | 13 < | 8 < | 14 < | 14 < | Thỏa | | | |
| -T | | 25mm | 25mm | 25mm | 25mm | 25mm | mãn | | | |
| 5 | Thời gian cháy (s) (từ 25mm đến 100mm) | - | - | - | - | - | | | | |
| 6 | Tốc độ cháy (mm/ph) | - | - | - | - | - | | | | |
| | Nhận xét: Không có dấu hiệu bốc cháy sau khi lấy nguồn đốt ra khỏi mẫu, vật liệu thỏa mãn UL 94HB | | | | | | | | | |

| B. ' | Thử cháy đứng – Tiêu chuẩn đánh g | iá UL 9 | 4V hoă | : ASTM | I D3801 | -00 | | |
|---|---|--------------------------------|--------------------------|----------------------|----------------------------|---------------------------|------------------|--|
| 1 | Chiều dày (mm) | 3,0 | 3,3 | 3,0 | 3,2 | 3,0 | | |
| 2 | Mẫu bị cháy tới ngàm giữ mẫu (Có hay không) | Không | Không | Không | Không | Không | Thỏa mãn | |
| 3 | Vật liệu cháy nhỏ giọt gây cháy cotton (Có hay không) | Không | Không | Không | Không | Không | Thỏa mãn | |
| 4 | Thời gian cháy tiếp cho mỗi mẫu riêng biệt sau khi đốt mẫu lần 1 (s) | 0 < 10 | 0 < 10 | 0 < 10 | 0 < 10 | 0 < 10 | Thỏa mãn | |
| 5 | Thời gian $t_2 + t_3$ | 0 <30 | 0 < 30 | 0 <30 | 0 <30 | 0 < 30 | Thỏa mãn | |
| 6 | Tổng thời gian cháy tiếp $(t_1 + t_2)$ cho 5 mẫu (s) | | | 0 < 50 | | | Thỏa mãn | |
| C . 7 | Nhận xét: Không có dấu hiệu bốc liệu thỏa mãn cấp V-0 của UL 94V Chử cháy bề mặt - Tiêu chuẩn đánh | cháy sa | u khi lấ 94-5V h | ày nguồ | n đốt ra | a khỏi m | iẫu, vậ | |
| 1 | Chiếu dày (mm) | 2.7 | 2.7 | 2.7 | 2.8 | 2.8 | | |
| 2 | Thời gian cháy tiếp cộng thời gian phát sáng dư của mỗi mẫu riêng biệt sau khi dùng ngọn lửa thứ 5 để | 0 < 60 | 0 < 60 | 0 < 60 | 0 < 60 | 0 < 60 | Thỏa mãn | |
| | đốt mẫu, (s) | | | | | | | |
| 3 | Có hay không mẫu vật liệu cháy nhỏ giọt gây cháy cotton | Không | Không | Không | Không | Không | Thỏa mãn | |
| 4 | Cháy xuyên qua bề mặt (Có hay không) | Không | Không | Không | Không | Không | Thỏa mãn | |
| | Nhận xét: Không có dấu hiệu bốc ch liêu thỏa mãn UL 94-5VA | iáy sau | khi lấy | nguồn đ | đốt ra k | hỏi mẫu | , vật | |
| Kết của chối | <i>luận:</i> Khi pha phụ gia với tỉ lệ 20% vật liệu đạt được cấp 94-5VA của tiố ng cháy của vật liệu composite (xem | vật liệu ều chuẩ phụ lục | không n UL 94). | bắt lửa, l cho ph | khả nă tép đán ÁM ĐỐ | ng chốn h giá kh: C | g cháy å năng | |
| Walle | | | | | | | | |
| Vũ Văn Du | | | | | | | | |
| Các kết | quả thừ nghiệm ghi trong phiếu này chỉ có giá trị đối với mẫu do khách | hàng gửi đến. | Test result are | valid for the n | namely submitte | ed sample(s) onl | <i>y</i> . | |

Г

THỬ NGHIỆM VẬT LIỆU CHẬM CHÁY

1. Vật liệt cómposite không có phụ gia chậm cháy - Firegard B.

2. Vật liệu composite có phụ gia chậm cháy (tỉ lệ với nhựa là 14%)



DUC VA D

Hình: Thử cháy ngang không có phụ gia.



Hình: Thử cháy đứng không có phụ gia.



Hình: Thử cháy ngang có phụ gia 14%.



Hình: Thử cháy đứng có phụ gia 14%.



Hình: Thử cháy ngang có phụ gia 20%.



Hình: Thử cháy đứng có phụ gia 20%.



VIÊN

TRƯỜNG ĐẠI HỌC NHẠ TRẠNG VIÊN NGHIÊN CỨU CHẾ TẠO TÀU THỦY **VR LAB 02** Tel:0258. 3715189 - 3714476 - 3714377 Fax : 0258. 3714025 Web site: www.vientauthuy.com.vn Email : vientauthuy@gmail.com

RHIẾU KẾT QUẢ KIỂM NGHIỆM NGHIÊN CỨU **TEST RESULT** CHẾ TẠO No: 20.1-2016/VR LAB 02 TAU THỦY

- 1: Don vị yên cầu (Clien): Ông Phạm Văn Thu
- 2. Dùng cho (Used for): Kiểm tra cơ tính vật liệu composite
- 3. Phương pháp thử (Methods of Testing): QCVN 56-2013/BGTVT [1]
- 4. Thiết bị thử (Test equipment): Máy thử HOUNSFEILD H50K-S

KẾT QUẢ THỬ NGHIỆM **TEST RESULT**

1. Vật liệu composite không có phụ gia châm cháy

1.1. Thử nghiệm kéo (Tensile Test)

| ТТ | Kích thước mẫu (mm) | | Ứng suất (MPa) | Mô đun đàn bầi (MPa) | Vật liệu | | |
|------------|------------------------|------|-------------------|-------------------------|-------------------------------|--|--|
| | Rộng | Dày | | | | | |
| Lần 1 | 24.82 | 3.89 | 209.5 | 17127.2 | | | |
| Lần 2 | 24.92 | 3.79 | 174.5 | 14287.8 | | | |
| Lần 3 | 25.11 | 3.66 | 213.7 | 18229.7 | Vật liệu composite | | |
| Lần 4 | 24.99 | 3.56 | 206.8 | 16864.3 | không có phụ gia chậm cháy | | |
| Lần 5 | 24.77 | 3.77 | 194.7 | 15991.9 | chạm chay | | |
| Trung bình | | | 199.8 | 16500.2 | | | |

1.2. Thử nghiệm uốn (Bending Test)

| ТТ | Kích thước mẫu (mm) | | Úng suất (MPa) | Mô đun đàn bồi (MPa) | Vật liệu | | |
|------------|------------------------|------|-------------------|-------------------------|--------------------|--|--|
| | Rộng | Dày | (1111 4) | | | | |
| Lần 1 | 29.30 | 3.63 | 290.2 | 12607.1 | | | |
| Lần 2 | 29.40 | 3.80 | 241.0 | 11217.9 | | | |
| Lần 3 | 29.35 | 3.84 | 253.3 | 11497.0 | Vật liệu composite | | |
| Lần 4 | 29.70 | 3.76 | 285.1 | 12367.5 | knong co phụ gia | | |
| Lần 5 | 29.60 | 3.83 | 251.3 | 11982.6 | Chiquit Chay | | |
| Trung bình | | | 264.2 | 11934.4 | | | |

2. Vật liệu composite có 20% phụ gia chậm cháy

| and the second s | | | | | |
|--|---|--|---|--|---|
| CHẾ TẠO | Kích th (n Rộng | urớc mẫu nm) Dày | Úng suất (MPa) | Mô đun đàn hồi (MPa) | Vật liệu |
| E Lanthuy | \$25.26 | 3.58 | 176.5 | 15834.1 | |
| Ve Lân Ze une | 25.39 | 3.89 | 170.9 | 13468.1 | |
| Lân 3 | 25.42 | 3.94 | 173.5 | 13659.5 | Vật liệu composite |
| Lần 4 | 25.65 | 3.88 | 166.4 | 13548.7 | có 20% phụ gia |
| Lần 5 | 25.25 | 3.91 | 179.9 | 15648.8 | chum chay |
| Trung bình | | | 173.4 | 14431.8 | |
| | Ché Dục Và đạo THÊN NGHIÊN CỨU CHẾ TẠO Lầm HỦY Lần 3 Lần 4 Lần 5 Trung bình | Cho DUC V4 040 Kích th NGHIEN CÚU 'Kông Lầm Hủy 25.26 Vo Lần 2 25.39 Lần 3 25.42 Lần 4 25.65 Lần 5 25.25 Trung bình 10 | Cho Duc Va bao Kích thước mẫu VIEN Có (mm) NGHIÊN CÚU Rộng Dày Lầm Hủy 25.26 3.58 Và Lần 2 25.39 3.89 Lần 3 25.42 3.94 Lần 4 25.65 3.88 Lần 5 25.25 3.91 Trung bình Val 100 | Chi b duc Va bao Kích thước mẫu (mm) Úng suất (MPa) NGHIÊN CÚU CHẾ TẠO Kộng Dày Lầm HỦY 25.26 3.58 176.5 Và Lần 2c vul 25.39 3.89 170.9 Lần 3 25.42 3.94 173.5 Lần 4 25.65 3.88 166.4 Lần 5 25.25 3.91 179.9 Trung bình 173.4 | Kích thước mẫu NGHIÊN CỨU CHẾ TẠO Ứng suất (MPa) Mô đun đàn hồi (MPa) Lầm HỦY 25.26 3.58 176.5 15834.1 Về Lầm Lử 25.39 3.89 170.9 13468.1 Lần 3 25.42 3.94 173.5 13659.5 Lần 4 25.65 3.88 166.4 13548.7 Lần 5 25.25 3.91 179.9 15648.8 Trung bình 173.4 14431.8 |

2.1. Thử nghiệm kéo (Tensile Test)

2.2 Thử nghiệm uốn (Bending Test)

| ТТ | Kích thước mẫu (mm) | | Ứng suất | Modul đàn hồi | Vật liệu | | | |
|------------|------------------------|------|-------------------------|---------------|-----------------------------|--|--|--|
| | Rộng | Dày | $\sigma_2(\text{IMPA})$ | $E_2(MPa)$ | | | | |
| Lần 1 | 29.56 | 4.06 | 146.4 | 7012.1 | | | | |
| Lần 2 | 29.92 | 4.06 | 144.4 | 6824.4 | | | | |
| Lần 3 | 29.85 | 4.06 | 142.4 | 6846.2 | Vật liệu composite | | | |
| Lần 4 | 30.12 | 3.90 | 154.6 | 7824.1 | co 20% phụ gia châm cháy | | | |
| Lần 5 | 29.75 | 3.97 | 154.9 | 7327.5 | chynn chay | | | |
| Trung bình | | | 148.6 | 7166.9 | | | | |

3. So sánh đặc tính cơ học của vật liệu composite khi có phụ gia chậm cháy

| | | THỬ | KÉO | THỬ ƯỚN | | |
|--------|---|----------|---------|----------|---------|--|
| T T | VẬT LIỆU | Ứng suất | Mô đun | Ứng suất | Mô đun | |
| | | (MPa) | (MPa) | (MPa) | (MPa) | |
| 1 | Nhựa 8201 + 3WR800 + 2M300 | 199.8 | 16500.2 | 264.2 | 11934.4 | |
| 2 | Nhựa 8201 + 20% phụ gia chậm cháy + 3WR800 + 2M300 | 173.4 | 14431.8 | 148.6 | 7166.9 | |
| 3 | Khi có 20% phụ gia chậm cháy tham gia cơ tính vật liệu composite giảm (%) | 13.2 | 12.5 | 43.8 | 39,9 | |

Nhận xét:

Để vật liệu composite đáp ứng yêu cầu chống cháy theo [1], cần phải bổ sung vào nền polyester 20% phụ gia chậm cháy. Khi đó, cơ tính của vật liệu sẽ thay đổi như sau:

- Úng suất kéo giảm 13.2%.
- Mô đun đàn hồi kéo giảm 12.5%.
- Úng suất uốn giảm 43.8%.
- Mô đun đàn hồi uốn giảm 39.9%

Người thực hiện

Idue

Vũ Văn Du

Nha Trang, ngày 24 tháng 03 năm 2016 Ka Giám đốc VIÊN NGHIÊN C CHẾ T TAUTH DAIHO Phan Tuán Long

| Product Code | . • : | Mau Thu | J FRP |
|---------------------|-------|----------|--------------|
| Batch Reference | : | Tensile | Test |
| date | : | 24/03/20 | 016 |
| operator | : | Nguyen | Vo An |
| temperature | : | 230C | - |
| product description | n j | Compos | ite |
| relative humidity | 16 | 70% | 10-11 |
| . • | 10/ | VIEN | 0 |

NGHIÊN CỨU CHẾ TẠO

Comments

Material: Composite of TAU THỦY Distance between grip. 115mm MA Max stress: 199.8 (MPa) Modulus of elasticity: 16500.2 (MPa)

Machine Settings

| in |
|----|
| |
| |
| |
| |
| |
| |

| Test Results | [SECM-004] | Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead] |
|--------------|--------------|---|
|--------------|--------------|---|

| Specimen No | Thickness mm | Width mm | S.Modulus N/mm^2 | Max Stress N/mm^2 | Elong at Max % | Attributes |
|-------------|-----------------|-------------|---------------------|----------------------|-------------------|------------|
| 1 | 2 000 | 24.02 | | 200 5 | 45.54 | |
| | 3.890 | 24.82 | - | 209.5 | 15.54 | - |
| 2 | 3.790 | 24.92 | - | 174.5 | 12.56 | - |
| 3 | 3.660 | 25.11 | - | 213.7 | 15.70 | - |
| 4 | 3.560 | 24.99 | - | 206.8 | 14.99 | - |
| 5 | 3.770 | 24.77 | | 194.7 | 14.15 | |
| | | | | | | |
| | | Mean | × × 14 | 199.8 | 14.58 | |
| | | Std. Dev. | - | 15.84 | 1.286 | |
| | | Range | - | 39.21 | 3.141 | |
| | | Median | - | 206.8 | 14.99 | |
| | | Maximum | | 213.7 | 15.70 | |
| | | Minimum | - | 174.5 | 12.56 | |
| | | P1 | · · · · · · · | _ | - | |
| | | P99 | - | - | - | |
| | | | | | | |



Product Code : Mau Thu FRP **Batch Reference** : Bending Test **Product Description** : Composite 24/03/2016 Date Operator Nguyen Vo An Temperature : 230C Relative Humidity NGHTEKCUU CHẾ TẠO TÀU THỦY

Comments

Material: 3V800+2M300+nhua 8201 Span:58 mm Max stress: 264.2 (MPa) Modulus of elasticity: 11934.4 (MPa)

Test Results

[COMX-001] Compression to Extension [XHead]

| Specimen No | | Displacement at Max mm | Attributes |
|-----------------------|---------------------------------------|---|------------|
| 1 | 1288 | 6 260 | |
| 2 | 1176 | 5,700 | - |
| 2 | 1170 | 5.790 | - |
| 3 | 1260 | 5.930 | - |
| 4 | 1376 | 6.460 | - |
| 5 | 1254 | 3.960 | - |
| Mean Std. Dev. | 1271 71.94 | 5.680 0.9972 | |
| Range | 199.8 | 2.500 | |
| Maximum | 1376 | 6.460 | |
| Minimum | 1176 | 3.960 | |
| P1 | · · · · · · · · · · · · · · · · · · · | bergenetis-strateges in some some som en av solder - | |
| P99 | - | · · · · · · | |

Graph



Machine Settings

.

| Load Range | : 5000 N |
|-----------------|-----------------|
| Extension Range | : 10.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/min |
| Test End Point | : 9.000 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| Auto Reverse | : ON |
| | |

| Product Code | : Mau Thu 20% Chat Cham Chay |
|---------------------|------------------------------|
| Batch Reference | : Tensile Test |
| date | : 24/03/2016 |
| operator | : Nguyen Vo An |
| temperature | : 230C |
| product description | Composite |
| relative humidity | 70% N |
| BO, | NGHIÊN CƯU |

CHẾ TẠO

Machine Settings

| Load Range | : 30000 N |
|--------------------|-----------------|
| Extension Range | : 9.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/min |
| Gauge Length | : 50.00 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| Lower Secant Point | : 0.0000 % |
| Upper Secant Point | : 0.0000 % |
| Auto Reverse | : OFF |

Comments

Material: Nhua 8201+ 20% Cham Chay Distance between grip: 175mm Max stress: 173.4 (MPa) Modulus of elasticity: 14431.8 (MPa)

Test Results [SECM-004] Secant Mod. Test (Elong@Max Stress) [XHead]

| Specimen No | Thickness mm | Width mm | S.Modulus N/mm^2 | Max Stress N/mm^2 | Elong at Max % | Attributes |
|-------------|-----------------|-------------|---------------------|----------------------|-------------------|------------|
| | | | | | | |
| 1 | 3.580 | 25.26 | - | 176.5 | 13.83 | - |
| 2 | 3.890 | 25.39 | - | 170.9 | 14.78 | - |
| 3 | 3.940 | 25.42 | - | 173.5 | 14.94 | - |
| 4 | 3.880 | 25.65 | - | 166.4 | 14.35 | - |
| 5 | 3.910 | 25.25 | - | 179.9 | 15.28 | - |
| | | Mean | _ | 173.4 | 14 64 | |
| | | Std Dev | - | 5 171 | 0 5614 | ``` |
| | | Range | - | 13.49 | 1.450 | |
| | | Median | - | 173.5 | 14.78 | |
| | | Maximum | - | 179.9 | 15.28 | |
| | | Minimum | - | 166.4 | 13.83 | |
| | | P1 | - | - | - | |
| | | P99 | - | - | - | |

<u>Graph</u>



XXXVI

Product Code : Mau Thu 20% Chat Cham Chay Batch Reference : Bending Test Product Description : Composite Date : Composite Operator : 2366N Relative Humidity * Cf0%N CÚU CHẾ TẠO

TÀU THỦY

Machine Settings

.

| Load Range | : 5000 N |
|-----------------|-----------------|
| Extension Range | : 10.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/mir |
| Test End Point | : 9.000 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| Auto Reverse | : ON |
| | |

Comments

Material: Nhua 8201+20% Cham Chay Span: 64mm Max stress: 148.6 (MPa) Modulus of elasticity: 7166.9 (MPa)

Test Results

[COMX-001] Compression to Extension [XHead]

| с., | Specimen No | | Max Load N | Displacement at Max mm | Attributes |
|-----|-------------|--|---------------|------------------------|------------|
| | 1 | | 743 3 | 6 500 | |
| | 2 | | 741.8 | 6.010 | _ |
| | 3 | | 729.8 | 6.340 | - |
| | 4 | | 738.0 | 6.170 | - |
| | 5 | | 756.8 | 6.430 | - |
| | | | | | |
| | Mean | | 741.9 | 6.290 | |
| | Std. Dev. | | 9.834 | 0.1994 | |
| | Range | | 27.05 | 0.4900 | |
| | Median | | 741.8 | 6.340 | |
| | Maximum | | 756.8 | 6.500 | |
| | Minimum | | 729.8 | 6.010 | |
| | P1 | | - | | |
| | 500 | | | | |

Graph



XXXVII



TRƯỜNG ĐẠI HỌC NHA TRANG VIỆN NGHIÊN CỨU CHẾ TẠO TÀU THỦY VR LAB 02 Tel: 0258 3715189 - 3714476 - 3714377 Fax : 0258 3714025 Web site: www.vientauthuy.com.vn Email : vientauthuy@gmail.com

PHIẾU KẾT QUẢ KIỂM NGHIỆM

TEST RESULT

No: 30.1-2014/VR LAB 02

1. Đơn vị yêu cầu (Clien): Ông. Phạm Văn Thu

2. Dùng cho (Used for): Kiểm tra cơ tính vật liệu composite.

3. Phương pháp thử (Methods of Testing): QCVN 56: 2013/BGTVT.

4. Thiết bị thử (Test equipment): Máy thử HOUNSFEILD H50K-S

KẾT QUẢ THỬ NGHIỆM

TEST RESULT

1. Thử nghiệm kéo (Tensile Test):

| ТТ | Kích thước mẫu (mm) | | Úng suất | Modul đàn hồi | Vât liêu | | |
|------------|------------------------|------|----------|------------------|-----------------------------|--|--|
| | Rộng | Dày | (MPa) | (MPa) | • • | | |
| Lần 1 | 25.66 | 3.75 | 409.0 | 38688.4 | | | |
| Lần 2 | 26.58 | 3.80 | 431.2 | 36221.9 | | | |
| Lần 3 | 25.73 | 3.78 | 450.3 | 36379.5 | CIMAX (90/0/±45/±45/0/90) + | | |
| Lần 4 | 25.49 | 3.79 | 474.5 | 35988.7 | Nhựa Epoxy | | |
| Lần 5 | 25.94 | 3.85 | 500.2 | 43048.1 | | | |
| Trung bình | | | 453.0 | 38065.3 | | | |

2. Thử nghiệm Uốn (Bending Test):

| TT | Kích thước mẫu (mm) | | Ứng suất | Modul đàn hồi | Vật liệu | | |
|------------|------------------------|------|----------|------------------|-----------------------------|--|--|
| | Rộng | Dày | (MPa) | (MPa) | | | |
| Lần 1 | 30.36 | 3.73 | 546.0 | 30808.8 | | | |
| Lần 2 | 29.98 | 3.73 | 567.2 | 32460.1 | | | |
| Lần 3 | 31.10 | 3.73 | 594.9 | 33977.6 | CIMAX (90/0/±45/±45/0/90) + | | |
| Lần 4 | 31.15 | 3.73 | 530.7 | 32711.2 | плџа Е роху | | |
| Trung bình | | | 559.7 | 32489.4 | | | |

Người thực hiện

Vũ Văn Du

Nha Trang, ngày 21 tháng 11 năm 2014 Giam dôc NGHIÊ TAUTHU ALHO

Phan Tuấn Long

XXXVIII

Product Code **Batch Reference** Date Operator Temperature Product description Relative humidity

Comments

Material: CimaxS Diastance betweengrip: 115mm Max stress: 453.0 (MPa) Modulus of elasticity: 38065.3 (MPa)

: Cimax

: Tensile Test

: 21/11/2014

: Vu Van Du 0 023600

Gemposite

NGH79%CUU CHẾ TẠO TÀU THỦY

DAI HOC NY

Machine Settings

.

| Load Range | : 50000N |
|--------------------|-----------------|
| Extension Range | : 9.000 mm |
| Test Speed | : 1.0000 mm/min |
| Gauge Length | : 50.000 mm |
| Preload | : 0.0000 N |
| Lower Secant Point | : 0.0000 % |
| Upper Secant Point | : 0.0000 % |
| Auto Reverse | : OFF |

| Test Results | [SECM-004] | Secant Mo | d. Test (Elong | @Max Stress |) [XHead] | | |
|--------------|-------------|-----------------|--------------------|---------------------|----------------------|-------------------|------------|
| | Specimen No | Thickness mm | Width mm | S.Modulus N/mm^2 | Max Stress N/mm^2 | Elong at Max % | Attributes |
| | 1 | 3.75 | 25.66 | - | 409.0 | 17.74 | w |
| | 23 | 3.80 | 26.58 25.73 | - | 431.2 450.3 | 18.72 | - |
| | 4 5 | 3.79 3.85 | 25.47 25.94 | - | 474.5 500.2 | 19.92 21.17 | - |
| | | | Mean | - | 453.0 | 19.402 | |
| | | | Std. Dev. Range | - | 35.70 91.1 | 1.289 3.430 | |
| | | | Median Maximun | - | 450.3 500.2 | 19.45 21.17 | |
| | | | P1 P00 | - | 409.0 | 17.74 | |



Product Code : CIMAX Batch Reference : Bending Test Product description : Composite Date : Composite Du21/11/2014 Che TAO : Composite Soc : Composite Composite Soc : Composite Composite Soc : Composite Composite Soc : Composite Compo

Comments

Material: Cimax Span: 62mm Max stress: 559.7 (MPa) Modulus of elasticity: 32489.4 (MPa)

Machine Settings

Load Range: 5000NExtension Range: 10.000 mmTest Speed: 1.0000 mm/minTest End point: 9.000 mmPreload: 0.0000 NAuto Reverse: ON

Test Results [COM-001] Compression to Extension [XHead]

TÀU THỦY

| Specimen No | Max Load Displa | Max Load Displacement at Max | | | | |
|--|---------------------------------------|--|---|--|--|--|
| particular and a second s | N | mm | | | | |
| 1 | 2480 | 3.79 | - | | | |
| 2 | 2544 | 3.76 | - | | | |
| 3 | 2768 | 3.84 | - | | | |
| 4 | 2473 | 3.51 | - | | | |
| Mean Std. Dev. Range Median Maximun | 2566 138.35 296 2512 2768 | 3.725 0.1471 0.330 3.775 3.840 | | | | |
| Minimum P1 P99 | 2473 | 3.510 | | | | |



PHỤ LỤC E: THIẾT LẬP PHƯƠNG TRÌNH ỔN ĐỊNH ĐỘNG CỦA PANEL TRƯỜNG HỢP NGÀM 4 CẠNH

Trường hợp Panel ngàm 4 cạnh:

- Tại x=0 và x=a:
$$w = \frac{\partial w}{\partial x} = N_{xy} = 0, N_x = -P_x h$$

- Tại y=0 và y=b: $w = \frac{\partial w}{\partial y} = N_{xy} = 0, N_y = -P_y h$
(1)

Nghiệm gần đúng của w và f thỏa mãn điều kiện biên (1) có dạng:

$$\begin{pmatrix} w, w^* \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} W & \mu h \end{pmatrix} (1 - \cos 2\lambda_m x) (1 - \cos 2\delta_n y)$$

$$f(x, y) = Q_1 \cos 2\lambda_m x + Q_2 \cos 2\delta_n y + Q_3 \cos 4\delta_n y + Q_4 \cos 2\lambda_m x \cos 2\delta_n y + Q_5 \cos 2\lambda_m x \cos 4\delta_n y + Q_5 \cos 4\lambda_m x \cos 2\delta_n y + Q_7 \cos 4\lambda_m x \cos 2\delta_n y + Q_8 \sin 2\lambda_m x \sin 2\delta_n y$$

$$(2a)$$

$$\frac{Q_5 \cos 2\lambda_m x \cos 4\delta_n y + Q_6 \cos 4\lambda_m x \cos 2\delta_n y + Q_7 \cos 4\lambda_m x + Q_8 \sin 2\lambda_m x \sin 2\delta_n y}{-\frac{1}{2}P_x hy^2 - \frac{1}{2}P_y hx^2}$$
(2b)

Trong đó: $\lambda_m = \frac{m\pi}{a}; \ \delta_n = \frac{n\pi}{b}$

Hệ số Q_i (i=1÷8) được xác định bởi việc thay thế (2a) và (2b) vào phương trình tương thích biến dạng (3) đi theo sau:

$$A_{22}f_{,xxxx} + E_{1}f_{,xxyy} + A_{11}f_{,yyyy} - 2A_{26}f_{,xxxy} -2A_{16}^{*}f_{,xyyy} + B_{21}^{*}W_{,xxxx} + B_{12}^{*}W_{,yyyy} +E_{2}W_{,xxyy} + E_{3}W_{,xxxy} + E_{4}W_{,xyyy} -\left(\frac{w_{,xy}^{2} - w_{,xx}w_{,yy} + 2w_{,xy}w_{,xy}^{*}}{-w_{,xx}w_{,yy}^{*} - w_{,yy}w_{,xx}^{*}}\right) = 0,$$
(3)

Thế các giá trị đạo hàm của f, w, w^{*}vào (3). Đưa các đạo hàm của f về vế trái và các đạo hàm của w, w^{*} về vế phải, (3) trở thành:

$$\begin{aligned} A_{22}^{*} \begin{bmatrix} 16\lambda_{m}^{4}Q_{1}\cos 2\lambda_{m}x + 16\lambda_{m}^{4}Q_{4}\cos 2\lambda_{m}x\cos 2\delta_{n}y + 16\lambda_{m}^{4}Q_{5}\cos 2\lambda_{m}x\cos 4\delta_{n}y + \\ 256\lambda_{m}^{4}Q_{6}\cos 4\lambda_{m}x\cos 2\delta_{n}y + 256\lambda_{m}^{4}Q_{7}\cos 4\lambda_{m}x + 16\lambda_{m}^{4}Q_{8}\sin 2\lambda_{m}x\sin 2\delta_{n}y \end{bmatrix} + \\ E_{1} \begin{bmatrix} 16\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{4}\cos 2\lambda_{m}x\cos 2\delta_{n}y + 64\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{5}\cos 2\lambda_{m}x\cos 4\delta_{n}y + 64\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{6}\cos 4\lambda_{m}x\cos 2\delta_{n}y \\ + 16\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{8}\sin 2\lambda_{m}x\sin 2\delta_{n}y \end{bmatrix} - \\ A_{11}^{*} \begin{bmatrix} 16\delta_{n}^{4}Q_{2}\cos 2\delta_{n}y + 256\delta_{n}^{4}Q_{3}\cos 4\delta_{n}y + 16\delta_{n}^{4}Q_{4}\cos 2\lambda_{m}x\cos 2\delta_{n}y \\ + 256\delta_{n}^{4}Q_{5}\cos 2\lambda_{m}x\cos 4\delta_{n}y + 16\delta_{n}^{4}Q_{6}\cos 4\lambda_{m}x\cos 2\delta_{n}y + 16\delta_{n}^{4}Q_{8}\sin 2\lambda_{m}x\sin 2\delta_{n}y \end{bmatrix} - \\ 2A_{26}^{*} \begin{bmatrix} -16\lambda_{m}^{3}\delta_{n}Q_{4}\sin 2\lambda_{m}x\sin 2\delta_{n}y - 32\lambda_{m}^{3}\delta_{n}Q_{5}\sin 2\lambda_{m}x\sin 4\delta_{n}y - 128\lambda_{m}^{3}\delta_{n}Q_{6}\sin 4\lambda_{m}x\sin 2\delta_{n}y \\ - 16\lambda_{m}^{3}\delta_{n}Q_{8}\cos 2\lambda_{m}x\cos 2\delta_{n}y \end{bmatrix} = \\ 2A_{16}^{*} \begin{bmatrix} -16\lambda_{m}\delta_{n}^{3}Q_{4}\sin 2\lambda_{m}x\sin 2\delta_{n}y - 128\lambda_{m}\delta_{n}^{3}Q_{5}\sin 2\lambda_{m}x\sin 4\delta_{n}y - 32\lambda_{m}\delta_{n}^{3}Q_{6}\sin 4\lambda_{m}x\sin 2\delta_{n}y \\ - 16\lambda_{m}\delta_{n}^{3}Q_{8}\cos 2\lambda_{m}x\cos 2\delta_{n}y \end{bmatrix} = \\ 2A_{16}^{*} \begin{bmatrix} -16\lambda_{m}\delta_{n}^{3}Q_{4}\sin 2\lambda_{m}x\sin 2\delta_{n}y - 128\lambda_{m}\delta_{n}^{3}Q_{5}\sin 2\lambda_{m}x\sin 4\delta_{n}y - 32\lambda_{m}\delta_{n}^{3}Q_{6}\sin 4\lambda_{m}x\sin 2\delta_{n}y \\ - 16\lambda_{m}\delta_{n}^{3}Q_{8}\cos 2\lambda_{m}x\cos 2\delta_{n}y \end{bmatrix} = \\ -B_{21}^{*} [16\lambda_{m}^{4}W(\cos 2\delta_{n}y - 1)\cos 2\lambda_{m}x] - B_{12}^{*} [W(-16\delta_{n}^{4}\cos 2\delta_{n}y + 16\delta_{n}^{4}\cos 2\delta_{n}y + 16\delta_{n}^{4}\cos 2\lambda_{m}x + 16E_{3}W\lambda_{m}^{3}\delta_{n}\sin 2\delta_{n}y\sin 2\lambda_{m}x + 16E_{4}W\lambda_{m}\delta_{n}^{3}\sin 2\delta_{n}y\sin 2\lambda_{m}x + \\ (4W\lambda_{m}\delta_{n}\sin 2\delta_{n}y\sin 2\lambda_{m}x)^{2} - W^{2}(4\lambda_{m}^{2}\cos 2\lambda_{m}x - 4W(4\lambda_{m}^{2}\cos 2\lambda_{m}x) + \\ 32W\lambda_{m}\delta_{n}\sin 2\delta_{n}y\sin 2\lambda_{m}x \mu h\lambda_{m}\delta_{n}\sin 2\delta_{n}y\sin 2\lambda_{m}x - 4W(4\lambda_{m}^{2}\cos 2\lambda_{m}x - 4W(4\lambda_{m}^{2}$$

 $\begin{aligned} 4\lambda_m^2 \cos 2\delta_n y \cos 2\lambda_m x) \mu h \delta_n^2 \cos 2\delta_n y \left(1 - \cos 2\lambda_m x\right) - 4W (4\delta_n^2 \cos 2\delta_n y - 4\delta_n^2 \cos 2\lambda_m x \cos 2\delta_n y) \mu h \lambda_m^2 \cos 2\lambda_m x \left(1 - \cos 2\delta_n y\right) (4) \\ \text{Dong nhất hai vế pt (4) có:} \end{aligned}$

$$1.16\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}Q_{1} = \left[8W^{2}\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2} + 16W\mu h\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2} + 16\lambda_{m}^{4}WB_{21}^{*}\right]$$

$$\Rightarrow Q_{1} = \frac{W\left[(W + 2\mu h)\delta_{n}^{2} + 2\lambda_{m}^{2}B_{21}^{*}\right]}{2\lambda_{m}^{2}A_{22}^{*}}$$

$$2.256\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}Q_{7} = -\left[8W^{2}\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2} + 16W\mu h\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}\right]$$

$$\Rightarrow Q_{7} = -\frac{W(W + 2\mu h)\delta_{n}^{2}}{32\lambda_{m}^{2}A_{22}^{*}}$$

$$3.16\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}Q_{2} = 8W^{2}\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2} + 16W\mu h\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2} + 16\delta_{n}^{4}WB_{12}^{*}$$

$$\Rightarrow Q_{2} = \frac{W\left[(W + 2\mu h)\lambda_{m}^{2} + 2\delta_{n}^{2}B_{12}^{*}\right]}{2\delta_{n}^{2}A_{11}^{*}}$$

$$4.256\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}Q_{3} = -\left[8W^{2}\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2} + 16W\mu h\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}\right]$$

$$\Rightarrow Q_{3} = -\frac{W(W + 2\mu h)\lambda_{m}^{2}}{32\delta_{n}^{2}A_{11}^{*}}$$

 $\begin{aligned} & 16\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}Q_{4} + 16\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1}Q_{4} + 16\delta_{m}^{4}A_{11}^{*}Q_{4} + 32\lambda_{m}^{3}\delta_{n}A_{26}^{*}Q_{8} + 32\lambda_{m}\delta_{n}^{3}A_{16}^{*}Q_{8} = -16W^{2}\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2} - 32W\mu h\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}\\ & -16\lambda_{m}^{4}WB_{21}^{*} - 16\delta_{n}^{4}WB_{12}^{*} - 16\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}WE_{2} \end{aligned}$ 5.2. $16\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}Q_{8} + 16\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1}Q_{8} + 16\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}Q_{8} + 32\lambda_{m}^{3}\delta_{n}A_{26}^{*}Q_{4} + 32\lambda_{m}\delta_{n}^{3}A_{16}^{*}Q_{4} = 16\lambda_{m}^{3}\delta_{n}WE_{3} + 16\lambda_{m}\delta_{n}^{3}WE_{4} \end{aligned}$ $Dat: F_{1} = \lambda_{m}^{4}A_{22}^{*} + \lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1}Q_{8} + 16\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}Q_{8} + 32\lambda_{m}^{3}\delta_{n}A_{26}^{*}Q_{4} + 32\lambda_{m}\delta_{n}^{3}A_{16}^{*}Q_{4} = 16\lambda_{m}^{3}\delta_{n}WE_{3} + 16\lambda_{m}\delta_{n}^{3}WE_{4} \end{aligned}$ $Dat: F_{1} = \lambda_{m}^{4}A_{22}^{*} + 2\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1} + \delta_{n}^{4}A_{11}^{*} \end{aligned}$ $F_{2} = 2\lambda_{m}^{3}\delta_{n}A_{26}^{*} + 2\lambda_{m}\delta_{n}^{3}A_{6}^{*} \end{aligned}$ $F_{3} = \left(-W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2} - 2\mu h\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2} - \lambda_{m}^{4}B_{21}^{*} - \delta_{n}^{2}\delta_{n}^{2}Z_{2}\right)$ $F_{4} = \left(\lambda_{m}^{3}\delta_{n}E_{3} + \lambda_{m}\delta_{n}^{3}E_{4}\right) \end{aligned}$ $\Rightarrow Q_{4} = \frac{\left(F_{1}F_{3} - F_{2}F_{4}\right)W}{F_{1} - F_{2}} ; Q_{8} = \frac{\left(F_{1}F_{4} - F_{2}F_{3}\right)W}{F_{1}^{2} - F_{2}^{2}} \end{aligned}$ $6.16\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}Q_{5} + 64\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1}Q_{5} + 256\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}Q_{5} = 8W^{2}\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2} + 16W\mu h\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2} \end{aligned}$ $\Rightarrow Q_{5} = \frac{W(W + 2\mu h)\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}}{2\lambda_{m}^{4}A_{2}^{*}} + 8\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1} + 32\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}} = \frac{W(W + 2\mu h)\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}}{32\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}} + 8\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1} + 16\delta_{n}^{4}A_{11}^{*})Q_{6}$ $\Rightarrow Q_{6} = \frac{8W^{2}\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2} + 16W\mu h\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}}{2}E_{1} + 16\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}} = \frac{W(W + 2\mu h)\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}}{32\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}} + 8\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1} + 2\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}}$ Thé (2a) và (2b) vào phương trình chuyển động panel (5) di theo sau: $\frac{P_{1}f_{xxxx} + P_{2}f_{yyyy} + P_{3}W_{xxy} + P_{3$

$$P_{1J,xxxx} + P_{2J,yyyy} + P_{3}W_{,xxyy} + P_{4}W_{,xxxy} + P_{5}W_{,xyyy} + P_{6}W_{,xxxx} + P_{7}W_{,yyyy} + P_{8}W_{,xxyy} + P_{9}W_{,xxxy} + P_{10}W_{,xyyy} + f_{,yy}(w_{,xx} + w_{,xx}) - 2f_{,xy}(w_{,xy} + w_{,xy}) + f_{,xx}(w_{,yy} + w_{,yy}) + q_{1} + q_{2} - k_{1}W$$

$$+ k_{2}\nabla^{2}w + \frac{N_{y}}{R} = \rho_{1}\frac{\partial^{2}w}{\partial t^{2}}$$

$$(5)$$

Pt (5) trở thành:

$$\begin{split} & P_1 \left(\frac{16J_n^2Q}{20} \cos 2J_n x + 16J_n^2Q}{20} \cos 2J_n x \cos 2J_n y + 16J_n^2Q}{20} \cos 2J_n x \cos 2J_n x \cos 2J_n y + 256J_n^4Q} \cos 2J_n x \cos 2J_n y + 16J_n^2Q} \sin 2J_n x \sin 2J_n x) \\ & + P_2 \left(\frac{16J_n^2Q}{160} \cos 2J_n x \cos 2J_n y \cos 2J_n x \cos 4J_n y + 16J_n^2Q} \cos 2J_n x \cos 2J_n y + 16J_n^4Q} \sin 2J_n x) \\ & + P_3 (-16WJ_n^2A_n^2B_n^2 \cos 2J_n y \cos 2J_n x) + P_4 (-16WJ_n^2A_n^2 \sin 2J_n y \sin 2J_n x) \\ & + P_5 (-16WJ_nA_n^2A_n^2 \sin 2J_n y \sin 2J_n x) \\ & + P_5 (W (-16J_n^2C_n^2 \cos 2J_n y + 16J_n^2 \cos 2J_n x) + P_5 (-16WJ_n^2A_n^2 \sin 2J_n x) \\ & + P_1 (-16WJ_n^2A_n^2B_n^2 \sin 2J_n y \sin 2J_n x) \\ & + P_1 (-16WJ_n^2A_n^2B_n^2 \sin 2J_n y \sin 2J_n x) \\ & + P_1 (-16WJ_n^2A_n^2B_n^2 \cos 2J_n y - 04J_n^2Q_n^2 \cos 2J_n^2 y - 4J_n^2Q_n^2 \sin 2J_n x \sin 2J_n y - P_1) \\ \left[W (4J_n^2 \cos 2J_n x - 4J_n^2 \cos 2J_n y - 04J_n^2Q_n^2 \cos 2J_n x \cos 2J_n^2 y - 4J_n^2Q_n^2 \cos 2J_n x (1 - \cos 2J_n y)] \\ & -2 \left[\frac{4J_n^2A_n^2Q_n \cos 2J_n y - 16J_n^2Q_n^2Q_n^2 \cos 2J_n x + 4\muhJ_n^2A_n^2 \cos 2J_n^2 x (1 - \cos 2J_n y)] \\ & -2 \left[\frac{4J_n^2A_nQ_n \sin 4J_n x \sin 2J_n y \sin 2J_n x + 4\muhJ_n^2A_n \sin 2J_n y \sin 2J_n x) \\ & + \left(\frac{-4J_n^2Q_n \cos 2J_n x - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x - 05J_n^2Q_n^2 \cos 2J_n x (1 - \cos 2J_n y)] \\ & -2 \left[\frac{4J_n^2A_nQ_n \cos 2J_n x - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x (1 - \cos 2J_n y)] \\ & -2 \left[\frac{4J_n^2A_nQ_n \cos 2J_n x - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x + 4\muhJ_n^2A_n \sin 2J_n y x (1 - \cos 2J_n y)] \\ & + \left(\frac{-4J_n^2Q_n \cos 2J_n x - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x - 05J_n^2Q_n \cos 2J_n x (2 - \sigma 2J_n x)) \\ & + \left(\frac{-4J_n^2Q_n \cos 2J_n x - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x \cos 2J_n y - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x (2 - \sigma 2J_n x)) \\ & + \left(\frac{-4J_n^2Q_n \cos 2J_n x - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x \cos 2J_n y - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x (2 - \sigma 2J_n x)) \\ & + \left(\frac{-4J_n^2Q_n \cos 2J_n x - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x \cos 2J_n y - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x (2 - \sigma 2J_n x)) \\ & + \left(\frac{-4J_n^2Q_n \cos 2J_n x - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x \cos 2J_n y - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x (2 - \sigma 2J_n x)) \\ & + \left(\frac{-4J_n^2Q_n \cos 2J_n x - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x \cos 2J_n y - 4J_n^2Q_n \cos 2J_n x (2 - \sigma 2J_n x)) \\ & + \left(\frac{-4J_n^2Q_n \cos 2J_n x - 4$$
$$\begin{split} +16\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a} \sin 4\lambda_{a} x \sin 2\delta_{a} y - 8W\lambda_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a} \sin 4\lambda_{a} x \sin 4\delta_{a} y - 32W\lambda_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \sin^{2} 2\lambda_{a} x \sin^{2} 2\delta_{a} y \\ -8\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \sin^{2} 2\lambda_{a} x \sin^{2} 2\delta_{a} y - 64W\lambda_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \sin^{2} 2\lambda_{a} x \sin^{2} 2\lambda_{a} x \sin^{2} 2\delta_{a} y \\ -64\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \sin^{2} 2\lambda_{a} x \sin 2\lambda_{a} y \sin 4\lambda_{a} y - 64W\lambda_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \sin 2\lambda_{a} x \sin 4\lambda_{a} x \sin^{2} 2\delta_{a} y \\ -64\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \sin^{2} 2\lambda_{a} x \sin 2\lambda_{a} x \sin 4\lambda_{a} x y - 64W\lambda_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \sin 2\lambda_{a} x \sin 4\lambda_{a} x x \sin^{2} 2\delta_{a} y \\ -64\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \cos^{2} 2\lambda_{a} x \cos 2\lambda_{a} y - 8W\lambda_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \sin 2\lambda_{a} x \sin 4\lambda_{a}^{2} x \sin^{2} 2\lambda_{a} y \\ -64\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \cos^{2} 2\lambda_{a} x \cos 2\lambda_{a} y - 8W\lambda_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \sin 2\lambda_{a} x x \sin^{2} \lambda_{a}^{2} Q_{a}^{2} \cos^{2} 2\lambda_{a} x \cos^{2} 2\lambda_{a} y \\ -16\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \cos^{2} 2\lambda_{a} x \cos^{2} 2\lambda_{a} y - 16\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \cos^{2} 2\lambda_{a} x \cos^{2} 2\lambda_{a} y \\ -16\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \cos^{2} 2\lambda_{a} x \cos^{2} 2\lambda_{a} y - 16\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \cos^{2} 2\lambda_{a} x \cos^{2} 2\lambda_{a} y \\ -16\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \cos^{2} 2\lambda_{a} x \cos^{2} 2\lambda_{a} y - 16\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \cos^{2} 2\lambda_{a} x \cos^{2} 2\lambda_{a} y \\ -16\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \cos^{2} 2\lambda_{a} x \cos^{2} 2\lambda_{a} y - 64\mu \lambda_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \cos^{2} \lambda_{a}^{2} x \cos^{2} \lambda_{a}^{2} y \\ +16\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \cos^{2} 2\lambda_{a} x \cos^{2} 2\lambda_{a}^{2} - 16\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \sin^{2} \lambda_{a}^{2} x \cos^{2} \lambda_{a}^{2} \\ + 64\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \cos^{2} 2\lambda_{a} x \cos^{2} \lambda_{a}^{2} - 6\lambda_{a}^{2} \lambda_{a}^{2} \cos^{2} \lambda_{a}^{2} \\ + 64\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \cos^{2} \lambda_{a}^{2} x \cos^{2} \lambda_{a}^{2} - 6\lambda_{a}^{2} \lambda_{a}^{2} \\ - 64\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \sin^{2} \lambda_{a}^{2} x \cos^{2} \lambda_{a}^{2} + 6\mu \lambda_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \sin^{2} \lambda_{a}^{2} \\ + 64\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}^{2} \sin^{2} \lambda_{a}^{2} x \sin^{2} \lambda_{a}^{2} x \cos^{2} \lambda_{a}^{2} \\ + 64\mu A_{a}^{2} \delta_{a}^{2} Q_{a}$$

$$+4h\left(\lambda_m^2 P_x + \delta_n^2 P_y\right)\left(W + \mu h\right)\cos 2\lambda_m x \cos 2\delta_n y + (q_1 + q_2 - k_1 W - \frac{P_y h}{R}) = \rho_1 \frac{\partial^2 w}{\partial t^2}$$
(6)

 $\Rightarrow \text{ Åp dụng phương pháp Galerkin – Nhân hai vế (6) với (1 - \cos 2\lambda_m x)(1 - \cos 2\delta_n y) và tích phân 2 vế <math>\int_0^a dx \int_0^b dy$ (6) trở thành:

$$-\frac{ab}{2}(16\lambda_{m}^{4}P_{1}Q_{1}-16\lambda_{m}^{4}WP_{6}+k_{1}W+4k_{2}W\lambda_{m}^{2})-\frac{ab}{2}(16\delta_{n}^{4}P_{2}Q_{2}-16W\delta_{n}^{4}P_{7}+k_{1}W+4k_{2}W\delta_{n}^{2}) + \frac{ab}{4}(16\lambda_{m}^{4}P_{1}Q_{4}+16\delta_{n}^{4}P_{2}Q_{4}+16W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}P_{3}+16\lambda_{m}^{4}WP_{6}+16W\delta_{n}^{4}P_{7}+16W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}P_{8}-16W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{2} - 16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{2}-16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{2}-16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{2}-16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{2}-16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{1}-16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{1}-k_{1}W-4k_{2}W\lambda_{m}^{2}-4k_{2}W\delta_{n}^{2})-\frac{ab}{4}(16W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{2}+16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{2} - 16W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{4}-16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{3}-64\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{3}-16W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{5}-16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{5}) + \frac{ab}{4}(16W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{4}-16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{4}-16\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}WQ_{1}-16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{1})+\frac{ab}{4}(16W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{4}+16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{4}) - \frac{ab}{8}(64W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{5}+64\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{5}) + \frac{ab}{4}(16W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{4}+16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{5}-16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{5}) - \frac{ab}{4}(16W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{4}+16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{5}-64\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{5}) - \frac{ab}{4}(16W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{5}+16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{5}) - \frac{ab}{8}(16W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{6}+16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{5}) - \frac{ab}{8}(16W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{6}+16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{5}-64\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{7}-64\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{7}) - \frac{ab}{8}(16W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{6}+16\mu\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{6}) - \frac{ab}{4}(32W\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{6}+3abh(W+\mu)(\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{6}) + 3abh(W+\mu)(\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}Q_{5}) + (q_{1}+q_{2}-k_{1}W-\frac{k}{k})ab = \rho_{1}ab\frac{\delta^{2}W}{\delta^{2}}$$

$$+(q_{1}+q_{2}-k_{1}W-\frac{k}{k})ab = \rho_{1}ab\frac{\delta^{2}W}{\delta^{2}}$$

$$(7)$$

$$\Rightarrow -\frac{ab}{2} (16\lambda_m^4 P_1 Q_1 - 16\lambda_m^4 W P_6 + 2k_1 W + 4k_2 W \lambda_m^2 + 16\delta_n^4 P_2 Q_2 - 16W \delta_n^4 P_7 + 4k_2 W \delta_n^2) + \frac{ab}{4} (16\lambda_m^4 P_1 Q_4 + 16\delta_n^4 P_2 Q_4 + 16W \lambda_m^2 \delta_n^2 P_3 + 16\lambda_m^4 W P_6 + 16W \delta_n^4 P_7 + 16W \lambda_m^2 \delta_n^2 P_3 - 32W \lambda_m^2 \delta_n^2 Q_2 - 32\mu h \lambda_m^2 \delta_n^2 Q_2 - 32\lambda_m^2 \delta_n^2 W Q_1 - 32\mu h \lambda_m^2 \delta_n^2 Q_1 - k_1 W - 4k_2 W \lambda_m^2 - 4k_2 W \delta_n^2) - \frac{ab}{4} (-32W \lambda_m^2 \delta_n^2 Q_4 - 32\mu h \lambda_m^2 \delta_n^2 Q_4) + \frac{ab}{8} (64W \lambda_m^2 \delta_n^2 Q_3 + 64\mu h \lambda_m^2 \delta_n^2 Q_3 - 32W \lambda_m^2 \delta_n^2 Q_5 - 32\mu h \lambda_m^2 \delta_n^2 Q_5) - \frac{ab}{8} (32W \lambda_m^2 \delta_n^2 Q_6 + 32\mu h \lambda_m^2 \delta_n^2 Q_6 - 64W \lambda_m^2 \delta_n^2 Q_7 - 64\mu h \lambda_m^2 \delta_n^2 Q_7) + 3abh(W + \mu h) (\lambda_m^2 P_x + \delta_n^2 P_y) + (q_1 + q_2 - k_1 W - \frac{P_y h}{R}) ab = ab \rho_1 \frac{\partial^2 w}{\partial t^2}$$

$$(8)$$

Thế các giá trị Q_i vào (8) trở thành:

$$\begin{split} &-\frac{ab}{2}\bigg(16\lambda_m^4\frac{W[(W+2\mu h)\delta_n^2+2\lambda_m^2B_{21}^*]}{2\lambda_m^2A_{22}^*}P_1-16\lambda_m^4WP_6+2k_1W+4k_2W\lambda_m^2\\ &+16\delta_n^4P_2\frac{W[(W+2\mu h)\lambda_m^2+2\delta_n^2B_{12}^*]}{2\delta_n^2A_{11}^*}-16W\delta_n^4P_7+4k_2W\delta_n^2\bigg)\\ &+\frac{ab}{4}\big[16\lambda_m^4P_1\frac{(F_1F_3-F_2F_4)W}{F_1-F_2}+16\delta_n^4P_2\frac{(F_1F_3-F_2F_4)W}{F_1-F_2}+16W\lambda_m^2\delta_n^2P_3\\ &+16\lambda_m^4WP_6+16W\delta_n^4P_7+16W\lambda_m^2\delta_n^2P_8-32W\lambda_m^2\delta_n^2\frac{W[(W+2\mu h)\lambda_m^2+2\delta_n^2B_{12}^*]}{2\delta_n^2A_{11}^*}\bigg]$$

$$-32\mu h\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}\frac{W[(W+2\mu h)\lambda_{m}^{2}+2\delta_{n}^{2}B_{12}^{*}]}{2\delta_{n}^{2}A_{11}^{*}}-32\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}W\frac{W[(W+2\mu h)\delta_{n}^{2}+2\lambda_{m}^{2}B_{21}^{*}]}{2\lambda_{m}^{2}A_{22}^{*}}$$
$$-32\mu h\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}\frac{W[(W+2\mu h)\delta_{n}^{2}+2\lambda_{m}^{2}B_{21}^{*}]}{2\lambda_{m}^{2}A_{22}^{*}}-k_{1}W-4k_{2}W\lambda_{m}^{2}-4k_{2}W\delta_{n}^{2}]$$
$$ab\left(-2\lambda_{m}^{2}A_{22}^{*}-k_{2}F_{2}F_{2}W\right)$$

$$\begin{aligned} &-\frac{db}{4} \left(-32W\lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{(r_1r_3 - r_2r_4)W}{F_1 - F_2} - 32\mu h\lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{(r_1r_3 - r_2r_4)W}{F_1 - F_2} \right) \\ &+ \frac{ab}{8} \left(-64W\lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{W(W + 2\mu h)\lambda_m^2}{32\delta_n^2 A_{11}^*} - 64\mu h\lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{W(W + 2\mu h)\lambda_m^2}{32\delta_n^2 A_{11}^*} \right) \\ &- 32W\lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{W(W + 2\mu h)\lambda_m^2 \delta_n^2}{2\lambda_m^4 A_{22}^* + 8\lambda_m^2 \delta_n^2 E_1 + 32\delta_n^4 A_{11}^*} \\ &- 32\mu h\lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{W(W + 2\mu h)\lambda_m^2 \delta_n^2}{2\lambda_m^4 A_{22}^* + 8\lambda_m^2 \delta_n^2 E_1 + 32\delta_n^4 A_{11}^*} \right) \\ &- \frac{ab}{8} \left[32(W + \mu h)\lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{W(W + 2\mu h)\lambda_m^2 \delta_n^2}{32\lambda_m^4 A_{22}^* + 8\lambda_m^2 \delta_n^2 E_1 + 2\delta_n^4 A_{11}^*} \right. \\ &+ 64(W + \mu h)\lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{W(W + 2\mu h)\delta_n^2}{32\lambda_m^2 A_{22}^*} \right] + 3abh(W + \mu h)(\lambda_m^2 P_x + \delta_n^2 P_y) \\ &+ \left(q_1 + q_2 - k_1 W - \frac{P_y h}{R} \right) ab = ab\rho_1 \frac{\partial^2 W}{\partial t^2} \end{aligned}$$

$$\begin{split} & \Rightarrow -\frac{ab}{2} \left(16\lambda_m^4 \frac{B_{21}^*}{A_{22}^*} P_1 W - 16\lambda_m^4 W P_6 + 2k_1 W + 4k_2 W \lambda_m^2 + 16\delta_n^4 P_2 W \frac{B_{12}^*}{A_{11}^*} - \\ & 16W \delta_n^4 P_7 + 4k_2 W \delta_n^2 - 8\lambda_m^4 P_1 \frac{(F_1 F_3 - F_2 F_4) W}{F_1 - F_2} - 8\delta_n^4 P_2 \frac{(F_1 F_3 - F_2 F_4) W}{F_1 - F_2} - 8W \lambda_m^2 \delta_n^2 P_3 - \\ & 8\lambda_m^4 W P_6 - 8W \delta_n^4 P_7 - 8W \lambda_m^2 \delta_n^2 P_8 + 16W^2 \lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{B_{12}^*}{A_{11}^*} + 16\mu hW \lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{B_{12}^*}{A_{11}^*} + \\ & 16W^2 \lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{B_{21}^*}{A_{22}^*} + 16\mu hW \lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{B_{21}^*}{A_{22}^*} + \frac{1}{2}k_1 W + 2k_2 W \lambda_m^2 + 2k_2 W \delta_n^2 - \\ & 16W \lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{(F_1 F_3 - F_2 F_4) W}{F_1 - F_2} - 16\mu h \lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{(F_1 F_3 - F_2 F_4) W}{F_1 - F_2} \right) + \frac{ab}{4} \left(-\frac{\lambda_m^4 W (W + 2\mu h)}{A_{11}^*} (W + \mu h) - \\ & 16\lambda_m^4 \delta_n^4 \frac{W (W + 2\mu h) (W + \mu h)}{A_{22}^* A_{22}^* B A_{21}^* A_{22}^* B A_{11}^* A_{22}^* B A_{11}^* A_{11}^* \right) - \frac{ab}{4} \left(\frac{\delta_n^4 W (W + 2\mu h) (W + \mu h)}{A_{22}^*} + \\ & \frac{16\lambda_m^4 \delta_n^4 W (W + 2\mu h) (W + \mu h)}{A_{11}^*} \right) - 4ab \left[\frac{\lambda_m^2 \delta_n^2}{A_{22}^*} P_1 W (W + 2\mu h) + \frac{\lambda_m^2 \delta_n^2}{A_{11}^*} P_2 W (W + 2\mu h) + \\ & \frac{16\lambda_m^4 \delta_n^4 W (W + 2\mu h) (W + \mu h)}{A_{11}^*} - 4b A_n^4 \frac{(F_1 F_3 - F_2 F_4) W}{A_{11}^*} \right) \right] + 3abh (W + \mu h) \left(\lambda_m^2 P_x + \delta_n^2 P_y \right) + \\ & \left(q_1 + q_2 - k_1 W - \frac{P_y h}{R} \right) ab = ab \rho_1 \frac{\partial^2 W}{\partial t^2} \\ & \rightarrow -ab \left(8\lambda_m^4 \frac{B_{21}^*}{A_{22}^*} P_1 - 4\lambda_m^4 \frac{(F_1 F_3 - F_2 F_4)}{F_1 - F_2} P_1 + 8\delta_n^4 P_2 \frac{B_{12}^*}{A_{11}^*} - 4\delta_n^4 \frac{(F_1 F_3 - F_2 F_4)}{F_1 - F_2} P_2 - 4\lambda_m^2 \delta_n^2 P_3 - \\ & 12\lambda_m^4 P_6 - 12\delta_n^4 P_7 - 4\lambda_m^2 \delta_n^2 P_8 + 8\lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{B_{12}^*}{A_{11}^*} (W + \mu h) + 8\lambda_m^2 \delta_n^2 \frac{B_{12}^*}{A_{12}^*} + 3k_2 \delta_n^2 \right) W - \frac{ab}{4} \lambda_m^4 \left[\frac{1}{A_{11}^*} + \\ & \frac{16\delta_n^4}{2\lambda_m^4 \delta_{22}^*} + 8\lambda_m^2 \delta_n^2 R_1^2 + 3k_2 \lambda_m^2 + 3k_2 \delta_n^2 \right) W - \frac{ab}{4} \lambda_m^4 \left[\frac{1}{A_{11}^*} + \\ & \frac{16\delta_n^4}{2\lambda_m^4 \delta_{22}^*} + 8\lambda_m^2 \delta_n^2 R_1^2 + 3k_2 \lambda_m^2 + 3k_2 \delta_n^2 \right) W - \frac{ab}{4} \lambda_m^4 \left[\frac{1}{A_{11}^*} + \\ & \frac{16\delta_n^4}{2\lambda_m^4 \delta_{22}^*} + 8\lambda_m^2 \delta_n^2 R_1^2 + 3k_2 \lambda_m^2 R_1^2 + 3k_2 \lambda_m^2 \right] W - \frac{ab}{4} \lambda_m^4 \left[\frac{1}{A_{11$$

$$\frac{16\lambda_{m}^{4}}{32\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}+8\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1}+2\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}]}W(W+2\mu h)(W+\mu h) - 4ab\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}\left(\frac{P_{1}}{A_{22}^{*}}+\frac{P_{2}}{A_{11}^{*}}\right)W(W+2\mu h)(W+\mu h)$$

$$+2\mu h) - 4ab\left(\frac{\lambda_{m}^{*}}{A_{11}^{*}}+\frac{\delta_{n}^{*}}{A_{22}^{*}}\right)W(W+2\mu h)(W+\mu h)$$

$$+3abh(W+\mu h)\left(\lambda_{m}^{2}P_{x}+\delta_{n}^{2}P_{y}\right) + \left(q_{1}+q_{2}-k_{1}W-\frac{P_{y}h}{R}\right)ab = ab\rho_{1}\frac{\partial^{2}W}{\partial t^{2}}$$

$$Dat F_{6} = \lambda_{m}^{4}B_{21}^{*} + \delta_{n}^{4}B_{12}^{*} + \lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{2}$$

$$\rightarrow -ab\left[8\lambda_{m}^{4}\frac{B_{21}^{*}}{A_{22}^{*}}P_{1} + 4\lambda_{m}^{4}\frac{(F_{1}F_{6}+F_{2}F_{4})}{F_{1}-F_{2}}P_{1} + 8\delta_{n}^{4}\frac{B_{12}^{*}}{A_{11}^{*}}P_{2} + 4\delta_{n}^{4}\frac{(F_{1}F_{6}+F_{2}F_{4})}{F_{1}-F_{2}}P_{2} - 4\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}P_{3} - 12\lambda_{m}^{4}P_{6} - 12\delta_{n}^{4}P_{7} - 4\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}P_{8} + 2.25k_{1} + 3k_{2}\lambda_{m}^{2} + 3k_{2}\delta_{n}^{2}\right]W - 4ab\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}C_{1} \left[\frac{(\lambda_{m}^{4}P_{1}+\delta_{n}^{4}P_{2})}{F_{1}-F_{2}}F_{1} + \left(\frac{P_{1}}{A_{22}^{*}}+\frac{P_{2}}{A_{11}^{*}}\right)\right]W(W+2\mu h) + 8\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}\left[\frac{B_{12}^{*}}{A_{11}^{*}}+\frac{B_{21}^{*}}{2\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}+8\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1}+32\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}} + 17\frac{\delta_{n}^{4}}{A_{22}^{*}} + \frac{(F_{1}F_{6}+F_{2}F_{4})}{F_{1}-F_{2}}\right]W(W+\mu h) - \frac{ab}{4}\left[17\frac{\lambda_{m}^{4}}{A_{11}^{*}}+\frac{16\lambda_{m}^{4}\delta_{n}^{4}}{2\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}+8\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1}+32\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}} + 17\frac{\delta_{n}^{4}}{A_{22}^{*}} + \frac{16\lambda_{m}^{4}\delta_{n}^{4}}{32\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}+8\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1}+32\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}} + 17\frac{\delta_{n}^{4}}{A_{22}^{*}} + \frac{16\lambda_{m}^{4}\delta_{n}^{4}}{32\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}+8\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1}+32\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}} + 17\frac{\delta_{n}^{4}}{A_{22}^{*}} + \delta_{n}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1}+32\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}} + \frac{16\lambda_{m}^{4}\delta_{n}^{4}}{32\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}+8\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1}+32\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}} + 17\frac{\delta_{n}^{4}}{A_{22}^{*}} + \frac{16\lambda_{m}^{4}\delta_{n}^{4}}{32\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}+8\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1}+32\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}} + 17\frac{\delta_{n}^{4}}{A_{22}^{*}} + \frac{16\lambda_{m}^{4}\delta_{n}^{4}}{32\lambda_{m}^{4}A_{22}^{*}+8\lambda_{m}^{2}\delta_{n}^{2}E_{1}+32\delta_{n}^{4}A_{11}^{*}} + 17\frac{\delta_{n}^{4}}{A_{22}^{*}} + \frac{16\lambda_{m}^{4}\delta_{n}^{4}}{32\lambda_{m}^{$$

(9) là phương trình chủ đạo cơ bản đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha dưới tác dụng của tải thủy động trong trường hợp ngàm 4 cạnh.

PHỤ LỤC F: KẾT QUẢ TÍNH LỰC NÂNG, LỰC CẢN VÀ ỔN ĐỊNH CÁNH CỦA TÀU UNINSHIP 2014

F.1. Lực nâng, lực cản cánh

Lý thuyết thủy động cơ bản của thiết bị nâng rất phức tạp và không thể áp dụng để thiết kế tàu cánh ngầm một cách trực tiếp. Tuy nhiên, các phương pháp kỹ thuật bán kinh nghiệm để tính thủy động lực cánh đã được phát triển và được sử dụng trong thực tế [138, 143].

F.1.1. Lực nâng cánh

F.1.1.1. Cánh có tỉ số mặt thấp

Với các cánh có tỷ số mặt thấp ($\lambda < 2$), công thức nửa kinh nghiệm của hệ số nâng trong phạm vi rộng của góc tấn α (lên đến 20-40⁰) là:

$$C_{z} = \left(\frac{\partial C_{z}}{\partial \alpha}\right)_{0} \sin \alpha + 2\sin \alpha |\sin \alpha| \cos \alpha;$$
(F.1)

trong đó độ dốc đường cong lực nâng ở góc tấn nhỏ là:

$$\left(\frac{\partial C_{Z}}{\partial \alpha}\right)_{0} = \frac{1.8\pi\lambda}{1.8 + \cos\Lambda\sqrt{\frac{\lambda^{2}}{\left(\cos\Lambda\right)^{4}} + 4}}$$
(F.2)

với Λ là góc quét của đường dây cung (hình F.1).



Hình F.1. Cánh quét, cánh thẳng tương ứng profile trong mặt cắt ngang chuẩn [138]

F.1.1.2. Cánh có tỉ số mặt cao

Với cánh có tỉ số mặt cao, loại có thể hoạt động sát mặt nước (hình F.2), hệ số lực nâng có thể tính như sau:

$$C_{z} = \left(\frac{\partial C_{z}}{\partial \alpha}\right) (\alpha + \alpha_{0} - \Delta \alpha_{0});$$
(F.3)

$$\left(\frac{\partial C_{z}}{\partial \alpha}\right) = \frac{k_{h} \left(\frac{\partial C_{z}}{\partial \alpha}\right)_{1}}{1 + \left(\frac{\partial C_{z}}{\partial \alpha}\right)_{1} \frac{k_{h}}{\pi \lambda} \frac{1 + \varepsilon}{\theta}\varsigma}$$
(F.4)

trong đó α là góc tấn lắp đặt (tính bằng radian) giữa đường nằm ngang và đường dây cung nối mép dẫn và mép theo ; λ là tỉ số mặt hiệu dụng của cánh.



Hình F.2. Sơ đồ cánh trong dòng chảy[138]

Với cánh có profile mỏng dạng phẳng-lồi, độ dốc đường cong lực nâng $(\partial C_z/\partial \alpha)_1$ được chọn là 5.5. Các profile như vậy thường được sử dụng trên hầu hết tàu cánh ngầm chế tạo ở Nga. Với các dạng profile này, góc tấn hiệu dụng α_0 có thể được xác định như sau :

$$\alpha_0 = 1.92 \frac{f}{c} - 1.7.10^{-3} \tau (6.3 - \log_{10} \text{Re});$$
(F.5)

trong đó τ là góc đóng của cạnh theo (tính bằng radian)

$$k_{h} = 1 - \left(0.5 + \frac{t}{c}\right) \exp\left[-2\left(\frac{h}{c}\right)^{0.6}\right];$$
(F.6)

$$\Delta \alpha_0 = 0.5 \left(\frac{1}{k_h} - 1\right) \frac{t}{c}; \tag{F.7}$$

trong đó h là chiều chìm cánh.

Các thông số ε , ς , θ trong phương trình F.4 tính đến ảnh hưởng của dạng cánh, tỉ số mặt, chiều chìm và vị trí thanh giằng trên dòng theo phía sau cánh. Với cánh hình chữ nhật, ε xấp xỉ bằng 0,1 và 0,2 tương ứng với λ bằng 3 và bằng 8.

Mối tương quan theo kinh nghiệm đối với thông số ς là:

$$\varsigma = 1 + \exp\left[-5.35 \left(\frac{h}{c\lambda}\right)^{2/3}\right];$$
 (F.8a)

hoặc theo biểu thức [143]: $\varsigma = 0.85 + \frac{0.16}{\sqrt{h/(c\lambda)}}$ (F.8b)

Bảng F.1: Giá trị hệ số ảnh hưởng của thanh giằng θ

| | a/s = 0 | a/s = 0.6 | a/s = 1 |
|-----------|---------|-----------|---------|
| h/s = 0.3 | 1 | 1.1 | 1.7 |
| h/s = 0.7 | 1 | 1.5 | 2.7 |

Bảng F.1 chứa các giá trị đề nghị đối với thông số θ như một hàm của chiều chìm cánh và vị trí của hai thanh giằng đỡ cánh (hình F.3). Các thanh giằng được định vị theo khoảng cách như nhau tính từ tâm cánh và khoảng cách giữa chúng bằng a; Với cánh không có thanh giằng thì a = 0 ;



Hình F.3. Cánh với thanh giằng [138]

Nếu cánh có góc nghiêng nhỏ so với mặt phẳng ngang, nó có thể được thay bởi một cánh nằm ngang ở chiều sâu ngay giữa cánh (để tính lực nâng). Nếu góc nghiêng lớn, có thể sử dụng phương pháp CFD để tính.

F.1.2. Lực cản cánh

F.1.2.1. Cánh có tỉ số mặt thấp ($\lambda < 2$)

Hệ số cản được tính theo biểu thức:

$$C_{\rm X} = C_{\rm X0} + K(\sin\alpha)^2 + 2|\sin\alpha|^3;$$
 ((F.9)

trong đó K là hàm của tỉ số mặt (K \approx 0.4 khi λ = 0.5 ; và K \approx 0.85 khi λ =1.5) và C_{X0} là hệ số sức cản khi lực nâng bằng zero và có thể xác định theo công thức sau :

$$C_{X0} = 2C_{F} \left[1 + 2\frac{t}{c} + 100 \left(\frac{t}{c}\right)^{4} \right] + 0.075 n_{t} \frac{t^{2}}{A};$$
(F.10)

với t là chiều dày profile, c là dây cung, n_t là số mép tù, và C_F là hệ số sức cản ma sát được tính theo công thức Schlichting:

$$C_{\rm F} = \frac{0.455}{\left(\log_{10} \text{Re}\right)^{2.58}}$$
(F.11)

với Re = $\rho Uc/\mu$ là số Reynold theo dây cung cánh, μ là độ nhớt động lực học của nước;

F.1.2.2. Cánh có tỉ số mặt cao (3<λ<8)

Sức cản của cánh có tỉ số mặt cao, loại có thể vận hành gần mặt nước, bao gồm 3 thành phần chính: sức cản hình dáng, sức cản theo và sức cản sóng:

$$C_X = C_{Xp} + C_{Xi} + C_{Xw} \tag{F.12}$$

Với cánh phẳng – lồi vận hành ở góc tấn dương, công thức khác đối với sức cản hình dáng là:

$$C_{xp} = 2C_{F} \left\{ 1 + \left[\left(m_{p} + 0.5 \right) \frac{\phi}{k_{h}} - 0.5 \right] C_{Z} \right\}$$
 (F.13)

 $m_p\approx 0.38{+}0.66C_Z\text{;}$

trong đó C_F , k_h , được tính theo các phương trình F.11; F.6, và ϕ được tính theo biểu thức:

$$\varphi = 1 - \exp\left[-2\left(\frac{h}{c}\right)^{0.6}\right]$$
(F.14)

Hệ số sức cản theo tính theo biểu thức [142]:

$$C_{Xi} = \frac{C_Z^2}{\pi \lambda} \frac{1+\delta}{\theta} \varsigma \left(\frac{h}{c\lambda}\right)$$
(F.15)

trong đó ς và θ giống như trong phương trình F.8 và bảng F.1; Với cánh hình chữ nhật, δ xấp xỉ 0.02 và 0.06 ứng với λ bằng 3 và 8, hoặc có thể tính bằng công thức:

$$\delta = 10^{-2} \, \frac{\pi(\lambda - 1)}{3} \tag{F.16}$$

Hệ số sức cản sóng khi số Froude đủ lớn, được xác định theo phương trình:

$$C_{Xw} = \frac{C_Z^2}{2Fn_c^2} \exp\left(-\frac{2h}{cFn_c^2}\right) \left[1 - \frac{2\pi}{Fn_c^2} \exp\left(-\frac{2h}{cFn_c^2}\right)\right];$$
(F.17)

với: $Fn_c = U/\sqrt{gc}$; : số Froude

F.1.2.3. Sức cản thanh giằng

Sức cản của thanh giằng (dùng để đỡ cánh có tỉ số mặt cao) bao gồm chủ yếu là các thành phần biên dạng, phun nước và sủi bọt, tính theo biểu thức sau:

$$X_{s} = (C_{sp} + C_{ss} + C_{sc}) \frac{\rho U^{2}}{2} A_{s};$$
 (F.18)

trong đó S biểu thị cho các thanh giằng, $A_s = c_s h_s$ là diện tích một mặt của phần chìm của một thanh giằng, h_s là chiều cao phần chìm của thanh giằng, c_s là dây cung của mặt cắt ngang thanh giằng. Các biểu thức thực nghiệm được sử dụng để tính như sau:

$$C_{sp} = 2\left(3.88\frac{t_s}{c_s} + 0.9\right)C_F;$$
 (F.19)

Trong đó: C_F tính theo phương trình F.11 sử dụng hệ số Reynold theo dây cung của thanh giằng.

$$C_{ss} = 0.24 \left(\frac{t_s}{c_s}\right)^2 \frac{c_s}{h_s}; \qquad (F.20)$$

$$C_{sc} = \frac{\pi}{8} \left(\frac{t_s}{c_s}\right)^2 \left(1 + \frac{h_s}{c_s F n_{sc}^2}\right);$$
(F.21)

F.2. Kết quả tính lực nâng và lực cản của tàu UNINSHIP 2014

Kết quả tính lực nâng và lực cản của tàu được thể hiện qua bảng F.2 sau:

| Bång F.2: K | ết quả tí | 1h lực nâ | ng và lực | c cản của | tàu | UNINSHIP | 2014 |
|-------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----|----------|------|
|-------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----|----------|------|

| STT | HẠNG MỤC | KÉT QUẢ | | | | | GHI CHÚ | |
|-----|--|---------|---------|---------|---------|---------|------------|-----|
| (1) | (2) | (3) | (4) | (5) | (6) | (7) | (8) | (9) |
| 01 | V (m/s) | 12.00 | 13.00 | 14.00 | 15.00 | 16.00 | 17.00 | |
| 02 | V(hl/g) | 23.30 | 25.24 | 27.18 | 29.13 | 31.07 | 33.01 | |
| 03 | $R_{T}(kG)$ | 834.5 | 898.0 | 963.2 | 1030.3 | 1094.6 | 1158.2 | |
| 04 | N (HP) | 351.6 | 409.8 | 473.4 | 542.6 | 614.9 | 691.3 | |
| 05 | αos | 0.13462 | 0.13463 | 0.13464 | 0.13465 | 0.13466 | 0.13467 | |
| 06 | αοτ | 0.13460 | 0.13461 | 0.13462 | 0.13463 | 0.13465 | 0.134654 | |
| 07 | k _{hS} | 0.93878 | 0.93878 | 0.93878 | 0.93878 | 0.93878 | 0.938782 | |
| 08 | k _{hT} | 0.95843 | 0.95843 | 0.95843 | 0.95843 | 0.95843 | 0.958431 | |
| 09 | $\Delta \alpha_{0S}$ | 0.00228 | 0.00228 | 0.00228 | 0.00228 | 0.00228 | 0.002282 | |
| 10 | $\Delta \alpha_{0T}$ | 0.00152 | 0.00152 | 0.00152 | 0.00152 | 0.00152 | 0.001518 | |
| 11 | $(\partial C_Z / \partial \alpha)_1$ | 5.50 | 5.50 | 5.50 | 5.50 | 5.50 | 5.50 | |
| 12 | εs | 0.13000 | 0.13000 | 0.13000 | 0.13000 | 0.13000 | 0.13000 | |
| 13 | ε _T | 0.14000 | 0.14000 | 0.14000 | 0.14000 | 0.14000 | 0.14000 | |
| 14 | ςs | 1.10899 | 1.10899 | 1.10899 | 1.10899 | 1.10899 | 1.10899 | |
| 15 | ςt | 1.08913 | 1.08913 | 1.08913 | 1.08913 | 1.08913 | 1.08913 | |
| 16 | θ_{S} | 1.05 | 1.05 | 1.05 | 1.05 | 1.05 | 1.05 | |
| 17 | θτ | 1.10 | 1.10 | 1.10 | 1.10 | 1.10 | 1.10 | |
| 18 | $(\partial C_Z / \partial \alpha)$ | 2.60 | 2.60 | 2.60 | 2.00 | 2.00 | 2 (0 | |
| 10 | $\frac{s}{(\partial C_z/\partial \alpha)}$ | 3.00 | 3.00 | 3.00 | 3.00 | 3.00 | 3.00 | |
| 17 | T | 3.82 | 3.82 | 3.82 | 3.82 | 3.82 | 3.82 | |
| 20 | $\overline{C}_{LS}(C_{ZS})$ | 0.44447 | 0.44452 | 0.44456 | 0.44460 | 0.44464 | 0.44467 | |

| 21 | $C_{LT}\left(C_{ZT} ight)$ | 0.54216 | 0.54220 | 0.54225 | 0.54229 | 0.54233 | 0.54237 | |
|----|----------------------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|--|
| 22 | m _{pS} | 0.67335 | 0.67338 | 0.67341 | 0.67344 | 0.67346 | 0.67349 | |
| 23 | m _{pT} | 0.73782 | 0.73786 | 0.73789 | 0.73791 | 0.73794 | 0.73796 | |
| 24 | C _{FS} | 0.00314 | 0.00310 | 0.00306 | 0.00303 | 0.00300 | 0.00297 | |
| 25 | C _{FT} | 0.00319 | 0.00315 | 0.00312 | 0.00308 | 0.00305 | 0.00302 | |
| 26 | φs | 0.89260 | 0.89260 | 0.89260 | 0.89260 | 0.89260 | 0.89260 | |
| 27 | φт | 0.92707 | 0.92707 | 0.92707 | 0.92707 | 0.92707 | 0.92707 | |
| 28 | C _{XPS} | 0.00800 | 0.00790 | 0.00780 | 0.00772 | 0.00764 | 0.00756 | |
| 29 | Схрт | 0.00881 | 0.00869 | 0.00859 | 0.00849 | 0.00840 | 0.00832 | |
| 30 | δs | 0.03200 | 0.03200 | 0.03200 | 0.03200 | 0.03200 | 0.03200 | |
| 31 | δτ | 0.03600 | 0.03600 | 0.03600 | 0.03600 | 0.03600 | 0.03600 | |
| 32 | C _{XiS} | 0.01523 | 0.01523 | 0.01524 | 0.01524 | 0.01524 | 0.01525 | |
| 33 | C _{XiT} | 0.01919 | 0.01920 | 0.01920 | 0.01920 | 0.01921 | 0.01921 | |
| 34 | Fncs | 4.69237 | 5.08340 | 5.47443 | 5.86546 | 6.25650 | 6.64753 | |
| 35 | Fnc _T | 4.94619 | 5.35838 | 5.77056 | 6.18274 | 6.59492 | 7.00711 | |
| 36 | C _{XwS} | 0.00299 | 0.00271 | 0.00245 | 0.00222 | 0.00202 | 0.00183 | |
| 37 | C _{XwT} | 0.00409 | 0.00369 | 0.00333 | 0.00301 | 0.00272 | 0.00247 | |
| 38 | C _{SpS} | 0.00565 | 0.00558 | 0.00551 | 0.00545 | 0.00540 | 0.00534 | |
| 39 | C _{SpT} | 0.00575 | 0.00568 | 0.00561 | 0.00555 | 0.00549 | 0.00543 | |
| 40 | C _{Ss} | 0.00000 | 0.00000 | 0.00000 | 0.00000 | 0.00000 | 0.00000 | |
| 41 | Fn _{Sc} | 6.99497 | 7.57789 | 8.16080 | 8.74372 | 9.32663 | 9.90955 | |
| 42 | C _{Sc} | 0.00000 | 0.00000 | 0.00000 | 0.00000 | 0.00000 | 0.00000 | |
| 43 | C _{XS} | 0.02622 | 0.02584 | 0.02549 | 0.02518 | 0.02490 | 0.02464 | |
| 44 | C _{XT} | 0.03209 | 0.03158 | 0.03112 | 0.03070 | 0.03033 | 0.03001 | |
| 45 | CST | 0.00565 | 0.00558 | 0.00551 | 0.00545 | 0.00540 | 0.00534 | |
| 46 | L _S (N) | 44511 | 52244 | 60596 | 69568 | 79160.0 | 89371 | |
| 47 | L _T (N) | 51392 | 60320 | 69963 | 80320 | 91394 | 103182 | |
| 48 | L (N) | 95903 | 112564 | 130559 | 149889 | 170554 | 192553 | |
| 49 | S (m) | 11.00 | 11.00 | 11.00 | 11.00 | 11.00 | 11.00 | |
| 50 | a _s (m) | 5.8946 | 5.8946 | 5.8946 | 5.8945 | 5.8945 | 5.8945 | |
| 51 | a _T (m) | 5.1054 | 5.1054 | 5.1054 | 5.1055 | 5.1055 | 5.1055 | |
| 52 | R _s (N) | 203.21 | 235.03 | 268.90 | 304.87 | 342.98 | 383.24 | |
| 53 | R _T (N) | 213.15 | 246.16 | 281.31 | 318.64 | 358.19 | 399.98 | |
| 54 | R (N) | 430.37 | 497.42 | 568.82 | 644.64 | 724.96 | 809.82 | |

Nhận xét: Tàu lướt hoàn toàn khi lực nâng tác động lên cánh sau $L_s = 60596(N)$ và cánh trước $L_T = 69963(N)$.

F.3. Kiểm tra ổn định cánh sau của tàu.

Xét cánh nâng sau của tàu có tiết diện ngang như hình F.4. Cánh có biên dạng mặt trên lồi và mặt dưới phẳng, có chiều dài dây cung $c = 670 \ (mm)$. Đặc tính vật liệu của cánh như bảng F.3.





Hình F.4. Cánh nâng dạng phẳng – lồi

Do cánh có hình dạng đặc biệt (phẳng – lồi) và kích thước nhỏ hơn nhiều so với hình dạng cánh NACA đang xét ở mục 4.1.2.1. Nên trình tự kiểm tra ổn định cánh theo các bước sau:

Bước 1:Xác định ứng suất chảy và ứng suất ổn định cho phép

- Xác định ứng suất chảy của vật liệu cánh:

Ứng suất chảy của vật liệu cánh được xác định theo phương trình (F.22) [144] và được thể hiện ở hình F.5:

$$\sigma_{yc} = \left[1 + \left(V_f E_f / V_m E_m\right)\right] V_m \sigma_{ym} \tag{F.22}$$

Trong đó:

 σ_{yc} : Úng suất chảy của composite

 V_f , V_m : Thành phần sợi và nhựa trong tổ hợp vật liệu composite.

 E_f , E_m : Mô đun đàn hồi của sợi và nền.

 σ_{ym} : Úng suất chảy của nền.



Hình F.5. Ứng suất chảy của vật liệu composite [144]

Từ bảng F.3 và phương trình (F.22) ta có bảng F.4:

| STT | THÔNG SỐ KỸ THUẬT | GIÁ TRỊ | GHI CHÚ |
|-----|--|---------|-------------------------|
| 01 | Thành phần sợi (%) | 50 | |
| 02 | Thành phần nền (%) | 50 | TiO ₂ : 5(%) |
| 03 | Mô đun đàn hồi của sợi (GPa) | 65.00 | |
| 04 | Mô đun đàn hồi của nền (GPa) | 3.676 | TiO ₂ : 5(%) |
| 05 | Ứng suất chảy của nền (MPa) | 13.50 | |
| 06 | Ứng suất chảy của vật liệu cánh bằng composite (MPa) | 126.11 | |

Bảng F.4: Ứng suất chảy của vật liệu cánh bằng composite

- Xác định ứng suất ổn định cho phép

Theo [46, 47], tải trọng tác dụng lên cánh gồm có 03 thành phần (hình F.6) chi phối đến thiết kế sức bền, ổn định hệ thống cánh:

+ Thành phần 1: Tải trọng đứng (xác định bởi khối lượng và tải trọng của tàu).

+ *Thành phần 2:* Tải ngang (được mô phỏng kết hợp mặt tới hạn của sóng đập và khi tàu đổi hướng với tốc độ cao).

+ *Thành phần 3:* Sức cản của tàu.

Trong đó:

✤ Hệ số an toàn 200% được sử dụng cho tải đứng.

- Tải ngang được lựa chọn 50% của tải đứng và được mô phỏng khi lực tập trung cung cấp trên thanh chống tại 60% chiều chìm.
- ✤ Lực cản được đánh giá dựa trên hình dáng hình học của cánh, với hệ số an toàn 500%.



Hình F.6. Tải trọng tác dụng lên cánh

Qua đó cho thấy:

+ Kết quả tính lực cản $R_s = 269(N)$, lực cản ứng với 500% là: 1345(N). Lực này nhỏ, xem như bỏ qua trường hợp nén cánh theo phương chuyển động của cánh (phương dây cung).

+ Do tiết diện ngang của cánh sau bé (S = $0.028m^2$), lực nén dọc trục cánh (phương sải cánh) nhỏ nên bỏ qua.

Như vậy, chỉ có thành phần tải trọng đứng tác động lên cánh nâng. Do đó cánh chịu uốn ngang phẳng có hai thành phần nội lực: lực cắt và mô men uốn.

Mặt khác, có nhiều kết quả nghiên cứu ổn định của tấm và vỏ, các phương pháp này cho kết quả gần đúng, thường kết hợp giữa lý thuyết và thực nghiệm để nâng cao độ chính xác của phương pháp. Theo [68, 81, 139, 140, 141] ứng suất ổn định cho phép của tấm, vỏ được xác định bởi công thức sau:

$$\sigma_{cr} = \frac{k\pi^2 E}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2$$
(F.23)

Trong đó:

t, b: Chiều dày, chiều rộng của tấm và vỏ; t = 14(mm), b = 142(mm).

E, v: Mô đun đàn hồi và hệ số Poisson của vật liệu tựa đẳng hướng; E = 34085(MPa), $\nu = 0.3$

k: Hệ số ổn định phụ thuộc điều kiện biên, dạng tải, tỉ số $t/_{h}$.

Do mô hình tính cánh nâng phẳng-lồi giống mô hình của tiêu chuẩn thiết kế tàu cánh ngầm [81], từ tải trọng tác dụng đến điều kiện biên và tỉ số t/b, nên hệ số ổn định của cánh là giống nhau. Từ bảng 4.3 và 4.4 ta có hệ số ổn định k của cánh có chiều dài dây cung c = 670(mm), t/b = 0.0986 là: k = 0.203158091.

Thay số vào công thức (F.23), ta có: $\sigma_{cr} = 60.84(MPa)$

Nhận xét: Do ứng suất ổn định cho phép của lớp da trên cánh nhỏ hơn ứng suất chảy của vật liệu cánh, nên giá trị $\sigma_{cr} = 60.84(MPa)$ là giá trị ứng suất ổn định cho phép của cánh.

Bước 2:Xác định độ võng cho phép của cánh

Từ giá trị ứng suất ổn định cho phép của cánh vừa tìm được ở trên, thế vào hàm hồi quy trong bảng 4.6 và dùng phương pháp nội suy để xác định giá trị cần tìm (bảng F.5):

Bảng F.5: Độ võng cho phép của cánh nâng tàu UNINSHIP 2014

| STT | THÔNG SỐ KỸ THUẬT | GIÁ TRỊ | GHI CHÚ |
|-----|---|-------------------------|---------|
| 01 | Ứng suất ổn định cho phép của cánh (MPa). | 60.84 | |
| 02 | Độ võng cho phép của cánh (m) | 0.000371 ⁽²⁾ | |

Bước 3: Kiểm tra ổn định của cánh trong trường hợp tải trọng tĩnh

Sử dụng các công thức (4.5), (4.6) và (4.7) trong mục 4.1.2.2 để tính khả năng chịu lực của cánh với lực nâng $L_s = 60596(N)$ (đã xác định ở bảng F.2). Kết quả tính được thể hiện ở bảng F.6.

Bảng F.6: Tính ổn định của cánh nâng tàu UNINSHIP 2014 trong trường hợp tải tĩnh

| STT | THÔNG SỐ KỸ THUẬT | GIÁ TRỊ | GHI CHÚ |
|-----|---|-----------|---------|
| 01 | Sải cánh s (m) | 3 | |
| 02 | Khoảng cách hai trụ đỡ cánh l (m) | 0.902 | |
| 03 | Hệ số k ứng với chiều cao tính toán sóng $h = 1.5(m)$. | 2.2 | |
| 04 | Lực nâng tác động lên cánh L_s (N) | 60596 | |
| 05 | Tải trọng phân bố trên 1(m) chiều dài cánh w' (N/m) | 44437 | |
| 06 | Mô men uốn cực đại xuất hiện ở mút dầm M _{max} (N.m) | 3013 | |
| 07 | Mô đun đàn hồi của vật liệu E (MPa) | 34085 | |
| 08 | Mô men quán tính mặt cắt ngang cánh J_y (mm ⁴) | 6290764.8 | |
| 09 | Độ võng cực đại của cánh f_{max} (m) | 0.000357 | |
| 10 | Độ võng cho phép của cánh (m) | 0.000371 | |
| 11 | Ứng suất uốn cực đại sinh ra ở lớp da trên cánh (MPa) | 17.24 | |
| 12 | Ứng suất ổn định cho phép σ_{cr} (MPa) | 60.84 | |
| 13 | Kết luận | Thỏa mãn | |

Bước 4: Kiểm tra ổn định của cánh trong trường hợp tải trọng động

Tương tự như phần 4.4, khảo sát panel composite ba pha lớp da của cánh phẳng lồi có kích thước: a x b x t = 0.902m x 0.142m x 0.014m, có đặc trưng vật liệu như bảng F.3 và có cách bố trí lớp $[90/0/45/-45/-45/45/0/90]_5$. Xác định ảnh hưởng của chiều dài bước sóng, khoảng cách hai cánh, kích thước hình học, tốc độ của tàu, sự không hoàn hảo ban đầu, tỉ lệ vật liệu thành phần lên đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha.

1. Ảnh hưởng của chiều dài bước sóng

Hình F.7 minh họa ảnh hưởng chiều dài bước sóng lên đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha. Biến dạng của panel gia tăng khi chiều dài bước sóng giảm.

| | 9 | ``` | | , | , | | |
|---------------------------------------|----------------------------|--------------|-----------|--------------|---------------|----------------------------|--------|
| \mathbf{D}^{2} \mathbf{D} | - - - - - - - - - - | 1 2 1.4 | 1 \ 1 / | 1 1 1 1 | 1 . \ 1 | 2 | 1 |
| Long L | / Anh | hirong ohiou | doi hiraa | anna I dai | n hian dan | α α | nonal |
| DAILY P | | | | SOLID A CIEL | ום החברו נומח | y Cha | DATIET |
| Dung I. | /. / | maong emea | | | II UIVII MUII | S Cuu | parter |
| $\overline{\boldsymbol{\mathcal{O}}}$ | | 0 | | 0 | • | $\boldsymbol{\mathcal{C}}$ | 1 |

| Pan | Panel $[90/0/45/-45/-45/45/0/90]_5$, $a \times b \times h = 0.902m \times 0.142m \times 0.014m$, $R = 0.902m \times 0.142m \times 0.014m$ | | | | |
|--|---|---------------|-------------------------|--|--|
| 0.961 <i>m</i> , có $\psi_a = 0.5$, $\psi_c = 0.05$, $E_{11} = 34.085$ (<i>GPa</i>), $E_{22} = 6.028$ (<i>GPa</i>) | | | | | |
| Stt | Chiều dài bước sóng λ (m) | Biến dạng (m) | Nhận xét | | |
| 1 | $\lambda = 34.0$ | 0.0001236 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |
| 2 | $\lambda = 30.2$ | 0.0001293 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |
| 3 | $\lambda = 20.5$ | 0.0001374 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |



Hình F.7. Ảnh hưởng chiều dài bước sóng λ lên đáp ứng động phi tuyến panel

2. Ảnh hưởng của khoảng cách hai cánh

Hình F.8a, F.8b minh họa ảnh hưởng của khoảng cách hai cánh $L_f = 2x$ lên đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha. Biến dạng của cánh tuân theo quy luật trong bảng 4.19 (mục 4.4.7).



Hình F.8a. Ảnh hưởng khoảng cách hai cánh lên đáp ứng động phi tuyến panel Bảng F.8. Ảnh hưởng khoảng cách hai cánh trước, sau đến biến dạng của panel

| Pane | Panel [90/0/45/-45/-45/45/0/90] ₅ , kích thước $a \ x \ b \ x \ h = 0.902 \ x \ 0.142 \ x \ 0.014m$, | | | | |
|------------|--|-----------------------|-------------------------|--|--|
| <i>R</i> = | = 0.961 <i>m</i> , có ψ_a = 0.5, ψ_c = 0.05, E_{11} = | $34.085(GPa), E_{22}$ | = 6.028(GPa) | | |
| Stt | Khoảng cách hai cánh $L_f = 2x$ (m) Biến dạng (m) | | Nhận xét | | |
| 1 | $\mathbf{x} = \pm 5.5$ | 0.0001236 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |
| 2 | $x = \pm 7.5$ | 0.0001314 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |
| 3 | $x = \pm 9.5$ | 0.0001303 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |
| 4 | $x = \pm 11.5$ | 0.0001294 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |
| 5 | $x = \pm 13.5$ | 0.0001129 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |
| 6 | $x = \pm 15.5$ | 0.0000932 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |
| 7 | $\mathbf{x} = \pm 17.0$ | 0.0000753 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |



Hình F.8b. Ảnh hưởng khoảng cách hai cánh lên đáp ứng động phi tuyến panel. Nhận xét:Khoảng cách hai cánh quyết định đáng kể tải trọng tác dụng lên cánh do hiện tượng cộng hưởng va đập của sóng gây ra. Khi thiết kế cần lựa chọn khoảng cách hai cánh hợp lý để tránh hiện tượng này.

3. Ảnh hưởng của kích thước hình học panel

Hình F.9a và F.9b minh họa ảnh hưởng của chiều rộng b; chiều dày h lên đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha. Biến dạng của panel gia tăng khi tăng chiều rộng b và khi giảm chiều dày của panel.

Bảng F.9a. Ảnh hưởng chiều rộng b đến biến dạng của panel

| Pa | Panel [90/0/45/-45/-45/45/0/90] ₅ , kích thước $a \ x \ h = 0.902m \ x \ 0.014m$, $R =$ | | | | | |
|---|---|---------------|-------------------------------|--|--|--|
| $0.961m$, có $\psi_a = 0.5$, $\psi_c = 0.05$, $E_{11} = 34.085$ (GPa), $E_{22} = 6.028$ (GPa). | | | | | | |
| Stt | Kích thước panel (m) | Biến dạng (m) | Nhận xét | | | |
| 1 | a x b x h = 0.902 x 0.182 x 0.014 | 0.0004554 | Không thỏa mãn ⁽²⁾ | | | |
| 2 | a x b x h = 0.902 x 0.162 x 0.014 | 0.0002564 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | | |
| 3 | a x b x h = 0.902 x 0.142 x 0.014 | 0.0001236 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | | |



Hình F.9a. Ảnh hưởng chiều rộng b lên đáp ứng động phi tuyến panel

Nhìn vào hình F.9a và bảng F.9a cho thấy khoảng cách giữa các gân chịu lực của cánh lớn hơn 162 mm biến dạng của cánh lớn hơn giá trị cho phép. Khi thi công cần lưu ý đến vị trí các gân gia cường đúng theo thiết kế.



Hình F.9b. Ảnh hưởng chiều dày h lên đáp ứng động phi tuyến panel

| | Panel [90/0/45/-45/-45/45/0/90] ₅ , kích thước $a \ x \ b = 0.902 \ x \ 0.142m$, | | | | | |
|-----|--|---------------|-------------------------|--|--|--|
| R = | $R = 0.961m$, có $\psi_a = 0.5$, $\psi_c = 0.05$, $E_{11} = 34.085$ (GPa), $E_{22} = 6.028$ (GPa) | | | | | |
| Stt | Kích thước panel (m) | Biến dạng (m) | Nhận xét | | | |
| 1 | a x b x h = 0.902 x 0.142 x 0.010 | 0.0003668 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | | |
| 2 | a x b x h = 0.902 x 0.142 x 0.012 | 0.0002114 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | | |
| 3 | a x b x h = 0.902 x 0.142 x 0.014 | 0.0001236 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | | |

Bảng F.9b. Ảnh hưởng chiều dày h đến biến dạng của panel

4. Ảnh hưởng tốc độ của tàu

Hình F.10 cho thấy ảnh hưởng của tốc độ tàu lên đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha. Biến dạng của panel gia tăng khi vận tốc tăng.



Hình F.10. Đáp ứng động phi tuyến của panel composite ba pha với vận tốc khác nhau Bảng F.10: Ảnh hưởng vận tốc V đến biến dạng của panel

| Pane | Panel $[90/0/45/-45/-45/45/0/90]_5$, kích thước $a \ x \ b \ x \ h = 0.902 \ x \ 0.142 \ x \ 0.014m$, | | | | |
|------|---|-----------|-------------------------|--|--|
| R = | $R = 0.961m$, có $\psi_a = 0.5$, $\psi_c = 0.05$, $E_{11} = 34.085$ (GPa), $E_{22} = 6.028$ (GPa) | | | | |
| Stt | Nhận xét | | | | |
| 1 | V = 24 | 0.0001914 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |
| 2 | V = 22 | 0.0001604 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |
| 3 | V = 20 | 0.0001236 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |

5. Ảnh hưởng của sự không hoàn hảo ban đầu

Hình F.11 và bảng F.11 cho thấy ảnh hưởng của sự không hoàn hảo ban đầu μ lên đáp ứng động của panel composite ba pha. Khi μ tăng từ 0 ÷ 0.3, biến dạng của panel giảm. Ảnh hưởng của thông số μ lên biến dạng của panel là nhỏ có thể bỏ qua.



Hình F.11. Ảnh hưởng thông số không hoàn hảo μ lên đáp ứng động phi tuyến panel Bảng F.11: Ảnh hưởng sự không hoàn hảo ban đầu μ đến biến dạng của panel

| Panel | Panel $[90/0/45/-45/-45/45/0/90]_5$, kích thước $a \ x \ b \ x \ h = 0.902 \ x \ 0.142 \ x \ 0.014m$, | | | | |
|--|---|---------------|-------------------------|--|--|
| $R = 0.961m$, có $\psi_a = 0.5$, $\psi_c = 0.05$, $E_{11} = 34.085$ (GPa), $E_{22} = 6.028$ (GPa) | | | | | |
| Stt | Sự không hoàn hảo của panel | Biến dạng (m) | Nhận xét | | |
| 1 | $\mu = 0$ | 0.0001240 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |
| 2 | $\mu = 0.1$ | 0.0001236 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |
| 3 | $\mu = 0.3$ | 0.0001213 | Thỏa mãn ⁽²⁾ | | |

6. Ảnh hưởng của tỉ lệ vật liệu composite ba pha

Hình F.12a, F.12b và F.12c trình bày ảnh hưởng của sợi và hạt lên đáp ứng động của panel composite ba pha. Thấy rõ sự gia tăng mật độ của sợi sẽ giảm biên độ dao động của panel và mật độ của hạt càng nhiều sẽ giảm khả năng chịu uốn của panel. Bảng F.12a: Ảnh hưởng của tỉ lệ sợi và hạt đến biến dạng của panel

| Panel $[90/0/45/-45/-45/45/0/90]_5$, $a \times b \times h = 0.902m \times 0.142m \times 0.014m$, | | | | | | |
|--|--|---------------|--------------------------|--|--|--|
| | R = 0.961m | | | | | |
| Stt | Đặc trưng vật liệu | Biến dạng (m) | Nhận xét | | | |
| 1 | $\psi_a=0.5 \text{ và } \psi_c=0.05:$ E ₁₁ =34.085(GPa), E ₂₂ =6.028(GPa) | 0.0001236 | Ảnh hưởng của sợi tốt | | | |
| 2 | $\psi_a=0.55 \text{ và }\psi_c=0: E_{11}=37.119(\text{GPa}), E_{22}=6.133(\text{GPa})$ | 0.0001158 | hơn so với hạt. | | | |



Hình F.12a. Ảnh hưởng tỉ lệ sợi, hạt ψ_a , ψ_c lên đáp ứng động panel composite ba pha Bảng F.12b: Ảnh hưởng của tỉ lệ hạt đến biến dạng của panel

| Panel [90/0/45/-45/-45/45/0/90] ₅ , kích thước $a \ x \ b \ x \ h =$ | | | | | |
|---|---|---------------|--------------------|--|--|
| | $0.902m \ x \ 0.142m \ x \ 0.014m, R = 0.961m, { m co} \ \psi_a = 0.35$ | | | | |
| Stt | Đặc trưng vật liệu | Biến dạng (m) | Nhận xét | | |
| 1 | ψ _c =0.0: E ₁₁ =24.839(GPa), | 0.0001655 | Vhi tỉ là hạt tăng | | |
| | E ₂₂ =5.436(GPa) | | khả năng chiu uấn | | |
| 2 | ψ _c =0.1: E ₁₁ =24.950(GPa), | 0.0001624 | khả hàng chịu uon | | |
| | E ₂₂ =5.603(GPa) | | Tuy phiên ảnh | | |
| 3 | ψ _c =0.2: E ₁₁ =25.066(GPa), | 0.0001570 | hưởng là vấu | | |
| | E ₂₂ =5.772(GPa) | | nuong la yeu. | | |



Hình F.12b. Ảnh hưởng của tỉ lệ hạt ψ_c lên đáp ứng động panel composite ba pha



Hình F.12c. Ảnh hưởng tỉ lệ sợi ψ_a lên đáp ứng động của panel Bảng F.12c: Ảnh hưởng của tỉ lệ sợi đến biến dạng của panel

| | Panel [90/0/45/-45/-45/45/0/90] ₅ , kích thước $a \ x \ b \ x \ h =$ | | | | | |
|-----|--|---------------|------------------------------------|--|--|--|
| | $0.902m \ x \ 0.142m \ x \ 0.014m, R = 0.961m, \text{co} \ \psi_c = 0.05.$ | | | | | |
| Stt | Đặc trưng vật liệu | Biến dạng (m) | Nhận xét | | | |
| 1 | ψ _a =0.3: E ₁₁ =21.838(GPa), | 0.0001836 | | | | |
| | E ₂₂ =5.349(GPa), G ₁₂ =1.70(GPa) | | Khi tỉ lệ sợi tăng | | | |
| 2 | ψ_a =0.4: E ₁₁ =27.953(GPa), E ₂₂ =5.688(GPa), G ₁₂ =1.836(GPa) | 0.0001487 | biến dạng panel giảm. Ảnh hưởng | | | |
| 3 | $\psi_a=0.5$: E ₁₁ =34.085(GPa), E ₂₂ =6.028(GPa), G ₁₂ =1.985(GPa) | 0.0001236 | hạt | | | |

7. Ảnh hưởng kích thước hình học, tỉ lệ thành phần sợi, hạt lên tần số dao động của panel composite ba pha

Tần số dao động riêng của panel phụ thuộc vào tỉ lệ thể tích của hạt, sợi và kích thước hình học của panel. Chúng giảm khi gia tăng tỉ lệ thể tích của hạt ψ_c và tăng chiều rộng của panel, và ảnh hưởng của sợi lên tần số dao động riêng lớn hơn của hạt.

Bảng F.13: Ảnh hưởng kích thước hình học, tỉ lệ thành phần sợi, hạt lên tần số dao động riêng của panel composite ba pha.

| ψ_a | | $\omega_{mn} (rad/s)$ | | | | | |
|----------|----------|------------------------|----------|------------------------|----------|----------|---|
| | ψ_c | a = 0.902m, b = 0.142m | | a = 0.902m, b = 0.182m | | | |
| | | h=0.010m | h=0.012m | h=0.014m | h=0.010m | h=0.012m | .182m h=0.014m 6.3454e3 6.1216e3 5.8917e3 5.6412e3 |
| 0.55 | 0 | 7.3710e3 | 8.8448e3 | 1.0319e4 | 4.5346e3 | 5.4399e3 | 6.3454e3 |
| 0.50 | 0.05 | 7.1112e3 | 8.5330e3 | 9.9549e3 | 4.3747e3 | 5.2480e3 | 6.1216e3 |
| 0.45 | 0.10 | 6.8442e3 | 8.2127e3 | 9.5813e3 | 4.2104e3 | 5.0509e3 | 5.8917e3 |
| 0.40 | 0.10 | 6.5534e3 | 7.8637e3 | 9.1740e3 | 4.0314e3 | 4.8362e3 | 5.6412e3 |

Bảng F.13 cho thấy với cánh có khoảng cách giữa các gân gia cường b=0.142m sẽ có tần số dao động của panel lớn gấp 1.63 lần với cánh có khoảng cách các gân gia cường là b=0.182m (nghĩa là suy giảm độ cứng của cánh 1.63 lần).

Kết luận: Cánh sau của tàu UNINSHIP 2014 đảm bảo ổn định khi có đặc tính vật liệu như bảng F.3 và kích thước như hình F.4.



LXVII