

Mục lục

1. TỔNG QUAN	2
2. ĐẶC ĐIỂM CỦA TẮM GIA CƯỜNG	3
3. THIẾT KẾ CHI TIẾT WING BOX.....	4
3.1 LỰA CHỌN VẬT LIỆU	4
3.2 XÁC ĐỊNH TẢI PHÂN BỐ TRÊN CÁNH.....	5
3.2.1 Đặc tính của máy bay Casa NC212	5
3.2.2 Mô hình cánh.....	5
3.2.3 Phân bố lực nâng	5
3.2.4 Phân bố lực cắt	6
3.2.5 Phân bố moment uốn.....	6
3.2.6 Kết quả	7
3.3 THIẾT KẾ WING BOX.....	8
3.3.1 Lựa chọn dạng hình học cho wing box.....	8
3.3.2 Quy trình thiết kế.....	9
3.3.3 Xác định kích thước spar web (trước và sau)	10
3.3.4 Xác định kích thước upper skin.....	12
3.3.5 Xác định kích thước lower skin.....	15
3.3.6 Xác định kích thước Ribs web.....	15
3.4 KẾT QUẢ.....	17
3.4.1. Các số liệu kết quả.....	17
3.4.2. Các đồ thị kết quả	17
5. HƯỚNG PHÁT TRIỂN	21
6. TÀI LIỆU THAM KHẢO	21

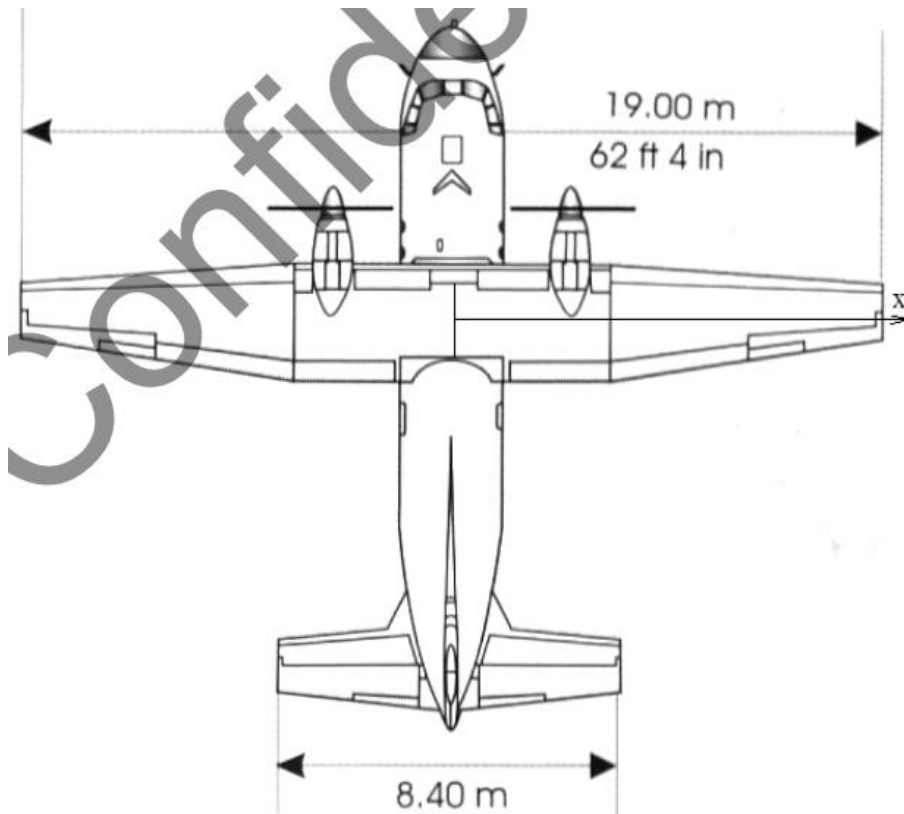
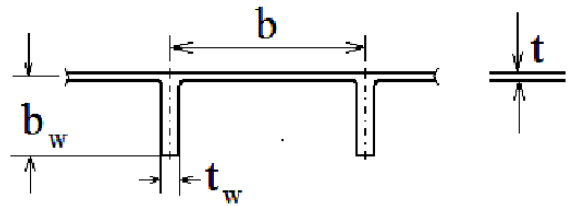
Thiết kế wing box

MÔN HỌC: KẾT CẤU HÀNG KHÔNG 2

1. TỔNG QUAN

1.1 MỤC TIÊU VÀ Ý NGHĨA

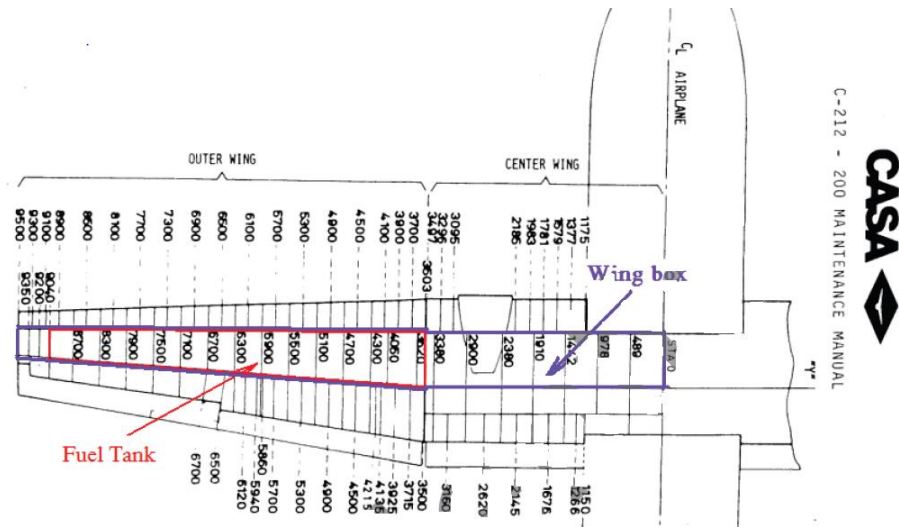
- Mô phỏng quá trình thiết kế wing box. Ở đây áp dụng cho máy bay Casa NC 212.
- Nắm vững các tiêu chuẩn thiết kế.
- Xác định chức năng của các bộ phận.
- Lựa chọn sơ đồ phù hợp.
- Lựa chọn vật liệu, quy trình sản xuất phù hợp.
- Xác định kích thước và phân tích cấu hình.
- Vẽ mô hình trên CAD.



1.2 QUY TRÌNH TÍNH TOÁN

Gồm các bước sau:

- Chọn vật liệu cho mỗi phần của wing box dựa trên những tiêu chuẩn bền về kết cấu.
- Xác định tải phân bố tại các mặt cắt của cánh, như hình 1.



- Sử dụng các thông số ban đầu y , c , SF, BM cho việc thiết kế wing box, bao gồm khối lượng thô của cánh, bước stringer và bước rib để phân tích thông số ở phần cuối của quy trình.

Với y : khoảng cách từ các mặt cắt ngang đến đường tâm (central line)

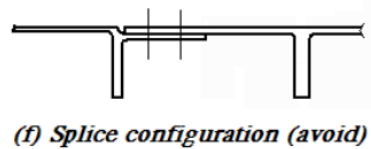
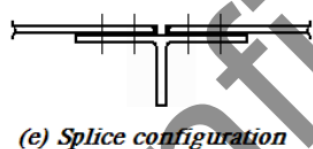
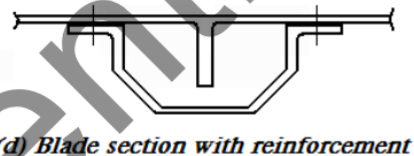
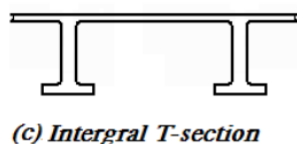
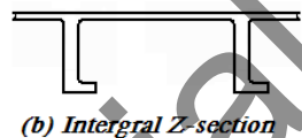
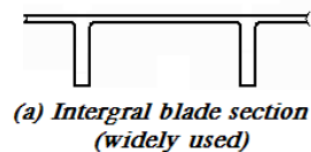
c : chiều dài dây cung cánh ở mỗi mặt cắt ngang

SF: lực cắt tác dụng trên mỗi mặt cắt ngang

BM: moment uốn gây ra tại mỗi mặt cắt ngang

2. ĐẶC ĐIỂM CỦA TẤM GIA CƯỜNG

Hiện nay, người ta hướng đến chế tạo các máy móc và thiết bị có hiệu suất làm việc cao, nên đòi hỏi sự chính xác trong thiết kế kết cấu. Đối với máy bay, khối lượng luôn là một vấn đề nan giải, do đó các tấm cường lực (integrally stiffened structural sections) đã cho thấy được ưu điểm là nhẹ, có độ bền cao. Các skin và stiffener được tạo thành từ vật liệu giống nhau ghép lại, tuy nhiên mỗi tấm được xử lý khác nhau. Yêu cầu về kích thước và tải là những điều kiện quan trọng trong việc lựa chọn dạng hình học của các tấm gia cường này.



Đối với những kết cấu tấm dài chịu tải cao, người ta dùng các tấm cán mỏng đã qua gia công. Những phần gián đoạn như các vách ngăn thì sử dụng các tấm đã qua gia công. Để tiết kiệm, thường thì người ta sẽ gia công từ các tấm gia cường, không phải từ phôi.

Xét về kết cấu, việc giảm khối lượng có thể thông qua sự thiết kế integral-section, nó cũng làm tăng khả năng chịu tải buckling. Ngoài ra, việc giảm số lượng các mối ghép cơ bản làm cho bề mặt skin nhẵn. Đối với máy bay, ưu điểm nổi bật nhất của kết cấu có tấm gia cường so với những cấu trúc tấm khác là:

- Giảm các mối hàn làm tăng khả năng chịu áp lực của kết cấu thùng nhiên liệu
- Tăng tải nén cho phép bằng cách loại bỏ các mặt bích (flange)
- Tăng hiệu suất khốp nổi khi chịu kéo thông qua việc sử dụng các tấm gia cường kép
- Bề mặt nhẵn hơn nhờ giảm số lượng mối nối và các thành phần không chịu buckling của skin.
- Cấu trúc nhẹ

Các tấm gia cường có ưu điểm lớn nhất là chịu tải cao mà kích thước nhỏ. Nghiên cứu cho thấy khối lượng có thể giảm từ 10 – 15%.

Ngoài ra, để có được khối lượng chênh lệch thực tế, tất cả những yếu tố không tối ưu phải được đưa vào tính toán.

3. THIẾT KẾ CHI TIẾT WING BOX

3.1 LỰA CHỌN VẬT LIỆU

Khối lượng và việc sử dụng vật liệu nhẹ luôn được coi trọng. Đối với các máy bay thương mại hoạt động ở chế độ dưới âm, khi cất cánh, chỉ có khoảng 20% tổng khối lượng là “tải thương mại”, 80% còn lại thì hơn một nửa là khối lượng ban đầu của máy bay, còn lại là khối lượng nhiên liệu. Do vậy, giảm khối lượng ban đầu của máy bay sẽ tăng “tải thương mại”. Hơn nữa, với một “tải thương mại” nhất định, việc giảm khối lượng sẽ giảm công suất động cơ.

Phần vỏ (skin) dưới dễ bị mỏi do chịu kéo liên tục, vì vậy người ta sử dụng hợp kim nhôm 2024-T3. Ngược lại, skin trên chịu nén, thường sử dụng vật liệu 7075-T6. Với thiết kế các tấm gia cường cho wing box, chỉ sử dụng một vài vật liệu do yêu cầu về bề dày của vật liệu trong gia công.

Trong thiết kế này (dành cho máy bay Casa), theo tiêu chuẩn ESDU 76016, vật liệu chọn cho skin trên là 2L 88-T6 ($40\text{mm} < t < 63\text{mm}$) và skin dưới là 2L 93-T651 ($40\text{mm} < t < 63\text{mm}$) hoặc 2L 95-T651 ($25\text{mm} < t < 75\text{mm}$). Tuy nhiên, khi so sánh với những thiết kế khác, chúng ta chọn một loại vật liệu như nhau cho mỗi phần của wing box

- A1 7075-T6 (DTD 5014): skin trên, spar web, rib web,...
- A1 2024-T3 (DTD 5070B): skin dưới

Mat.Prop	Ứng suất kéo tới hạn (MPa)	Ứng suất cắt (MPa)	E (MPa)	C ₂ (MPa)	m	f _n (MPa)	ρ ($\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$)
AI 7075-T6 (DTD 5014)	572	331	76000	487	22.2	444	2810
AI 2024-T3 (DTD 5070B)	483	283	73100	342	16.6	301	2780

3.2 XÁC ĐỊNH TẢI PHÂN BỐ TRÊN CÁNH

3.2.1 Đặc tính của máy bay Casa NC212

- Tổng khối lượng: 7450 kg
- Khối lượng của một động cơ: 329.98 kg
- Khối lượng nhiên liệu (trên mỗi cánh): 800 kg
- Khối lượng riêng không khí ở cao độ bay hành trình (2438 m):

$$\rho = 0.967 \text{ kg/m}^3$$

$$V_{\text{cruise}} = 96.6 \text{ m/s}$$

$$S = 40 \text{ m}^2$$

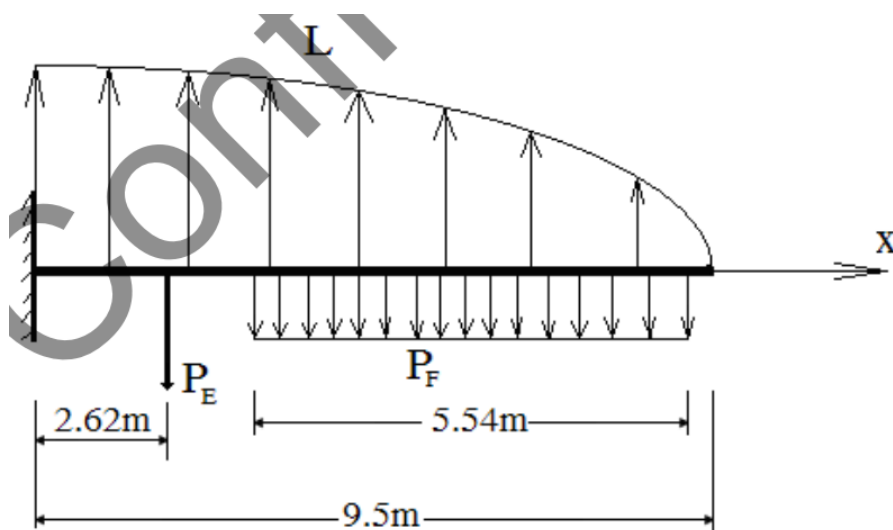
$$b = 19 \text{ m}$$

$$\text{Taper ratio} = 2$$

$$\text{SF}=1.5, \text{LF}=2$$

3.2.2 Mô hình cánh

Dựa trên cánh thực tế, mô hình một nửa cánh được biểu diễn như hình 2



Từ hình vẽ này ta tiến hành tính các phân bố trọng lượng trên cánh để tổng hợp với ΔL để tính SF

Hình 2

3.2.3 Phân bố lực nâng

Dùng phương pháp Shrenk để xác định phân bố lực nâng trên cánh.

Hệ số lực nâng trên mỗi mặt cắt:

$$C_{\text{planform}} C_l = \frac{1}{2} \left(C_{\text{planform}} + \frac{4S}{\pi b} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2} \right) \quad (1)$$

Với: C_{planform} : chiều dài dây cung cánh tại mặt cắt (m)

C_l : hệ số lực nâng tại mặt cắt khi hệ số lực nâng trên cánh là 1.0

y : vị trí của mặt cắt tính từ tâm (m)

S : diện tích cánh (m^2)

b : sải cánh (m)

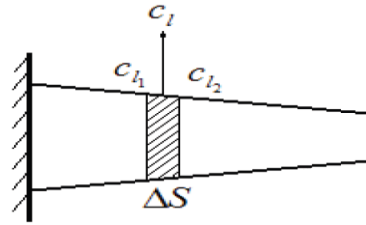
Ta có: $L = W_{\text{cr}} \rightarrow W_{\text{cr}} = \frac{1}{2} \rho V_{\text{cr}}^2 C_L S \rightarrow C_L = \frac{W_{\text{cr}}}{\frac{1}{2} \rho V_{\text{cr}}^2 S} = \frac{7450 \times 9.81}{\frac{1}{2} \times 0.967 \times 97^2 \times 40} = 0.4$

Lực nâng trên mỗi mặt cắt:

$$\Delta \text{Lift} = \frac{1}{2} \rho V^2 C_l \Delta S$$

$$C_l = \frac{C_{l1} + C_{l2}}{2}$$

$$\Delta S = \frac{\Delta y (C_1 + C_2)}{2}$$



3.2.4 Phân bố lực cắt

Sử dụng điều kiện cân bằng trên mỗi mặt cắt, tính lực cắt tại đó

$$\Delta L = \Delta \text{Lift} + \text{sectional weigh}$$

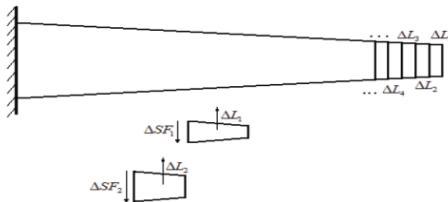
$$\Delta SF_1 = \Delta L_1$$

$$\Delta SF_2 = \Delta L_2$$

$$SF_2 = \Delta L_1 + \Delta L_2 = SF_1 + \Delta SF_2$$

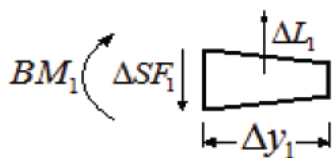
Công thức tổng quát ta có:

$$SF_i = SF_{i-1} + \Delta L_i$$



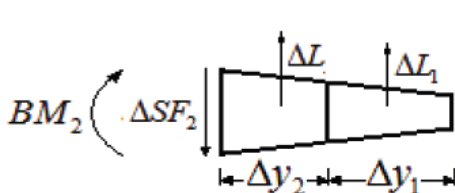
3.2.5 Phân bố moment uốn

Tương tự lực cắt, sử dụng điều kiện cân bằng trên mỗi mặt cắt, tính moment uốn tại đó:



$$BM_1 = \frac{\Delta L_1 \Delta y_1}{2}$$

$$BM_2 = \frac{\Delta L_2 \Delta y_2}{2}$$



$$BM_2 = \Delta L_1 \left(\times \Delta y_2 + \frac{\Delta y_1}{2} \right) + \Delta L_2 \times \frac{\Delta y_2}{2}$$

$$= \Delta L_1 \times \frac{\Delta y_1}{2} + \Delta L_1 \times \Delta y_2 + \Delta L_2 \times \frac{\Delta y_2}{2}$$

$$= BM_1 + \left(SF_1 + \frac{SF_2 - SF_1}{2} \right) \times \Delta y_2$$

$$= BM_1 + \left(\frac{SF_2 - SF_1}{2} \right) \times \Delta y_2$$

$$BM_2 = BM_1 + \Delta BM$$

Ta rút được phương trình tổng quát:

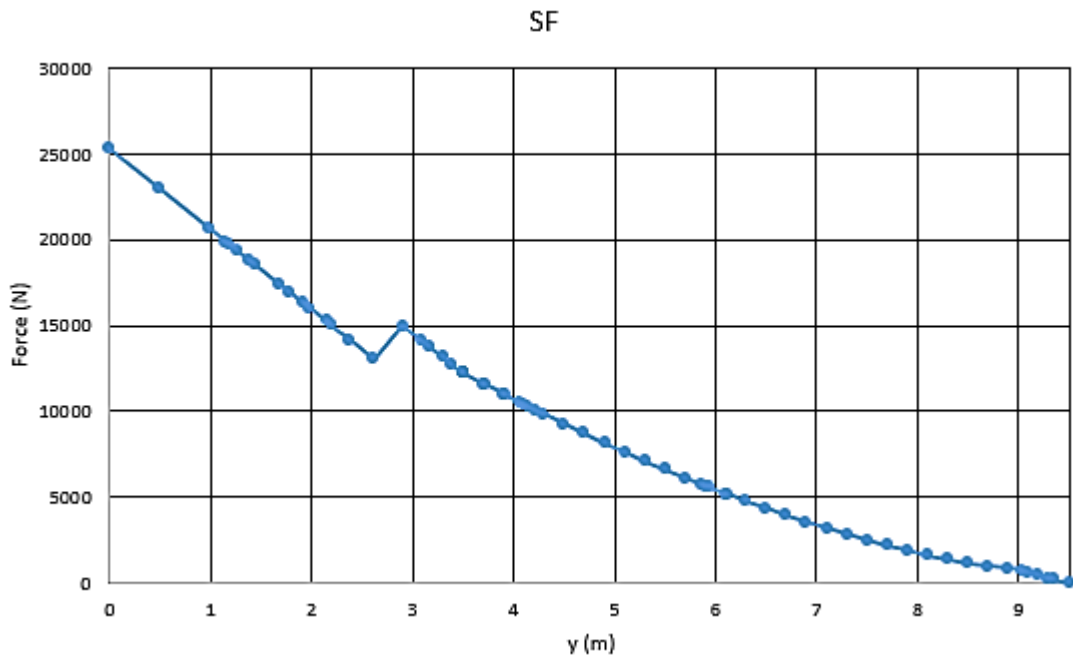
$$BM_i = BM_{i-1} + (SF_{i-1} + SF_i) \left(\frac{\Delta y}{2} \right) = BM_{i-1} + \Delta BM_i$$

3.2.6 Kết quả

Trong phần này, phân bố tải trong trường hợp Rib pitch (L)=0.35 m và Stringer pitch (b) = 0.1 m

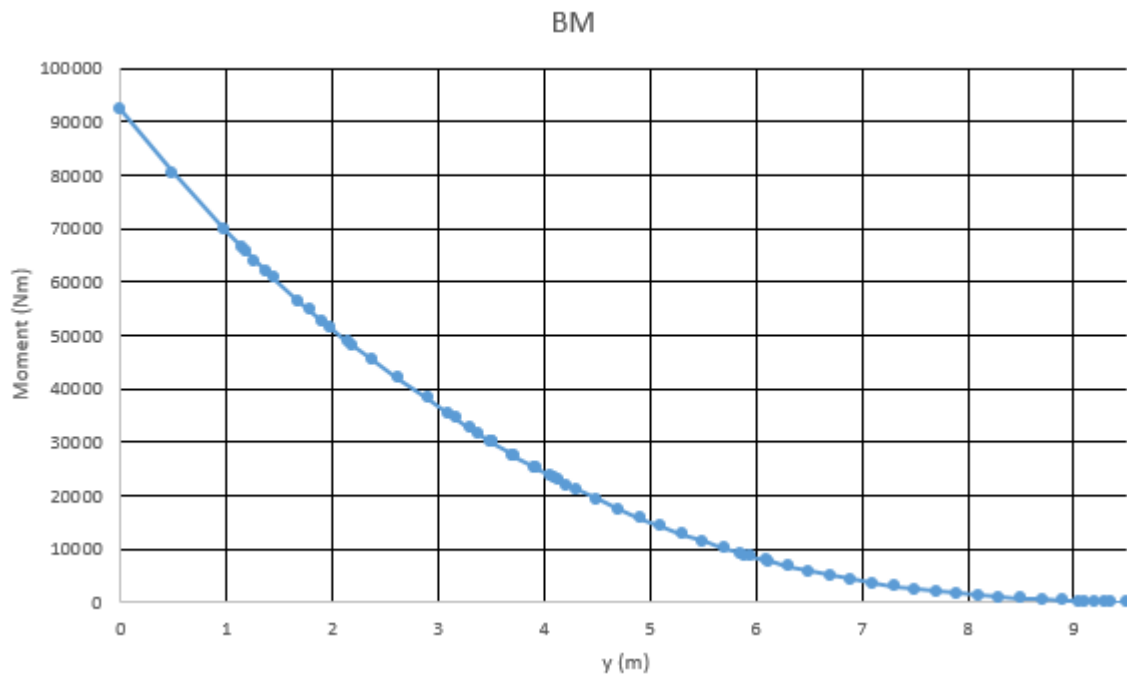
a/ Phân bố lực cắt và moment uốn

b/ Đồ thị phân bố lực cắt



Hình 3

c/ Đồ thị phân bố moment uốn



Hình 4

d/ Kết luận

Lực cắt và moment uốn lớn nhất xuất hiện trên đường dọc thân – center line ($SF_{max}=25330.13\text{ N}$; $BM_{max} = 92307.66\text{ Nm}$) tại gốc cánh, vậy ta sử dụng những giá trị trên để thiết kế wing box tại gốc cánh.

Tất cả các nguồn gốc tải trọng đều xuất phát từ BM và SF, vì vậy khi bắt đầu tính toán và thiết kế wing box ta nhân SF và BM cho hệ số an toàn và hệ số tải để dễ quản lý và không nhầm lẫn trong quá trình thiết kế. Các số liệu từ phần này trở xuống của BM và SF xem như đã nhân cho 2 hệ số này, và các thông số khác không cần nhân cho 2 hệ số an toàn.

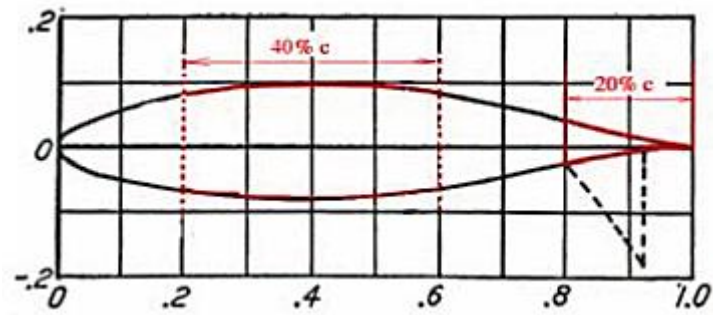
3.3 THIẾT KẾ WING BOX

3.3.1 Lựa chọn dạng hình học cho wing box

Từ biên dạng cánh NACA 65₃ – 218, chọn dạng wing box có 2 spar như hình 5.

- Chiều rộng wing box (w) = 40% chord
- Chiều cao wing box (h) = 0.8 thickness = 14.4% chord

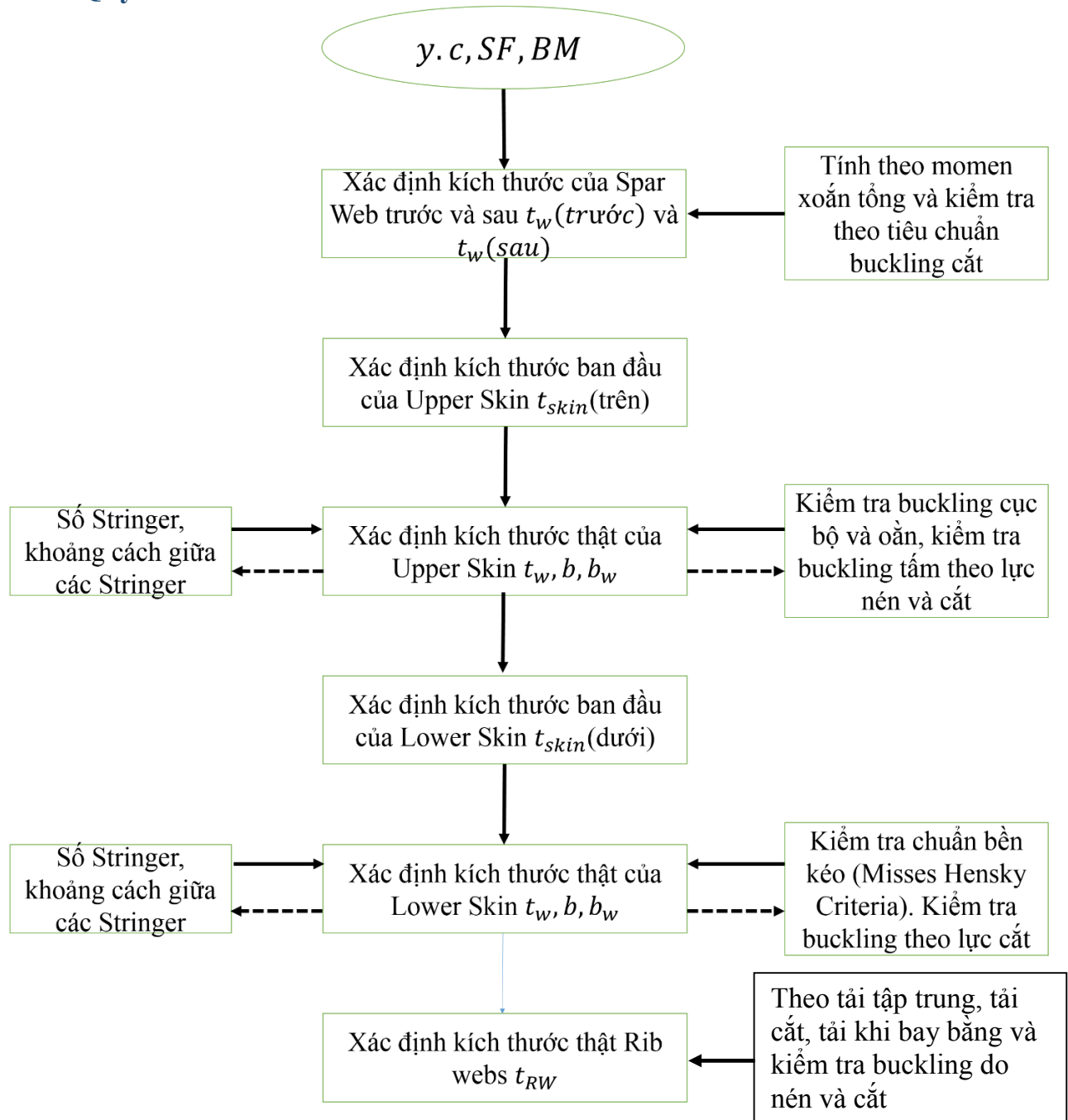
Chord tại mỗi mặt cắt ngang của cánh là khác nhau nên w và h cũng thay đổi theo vị trí của mặt cắt ngang.



Hình 5

%c (FS)	%c (RS)	%c max	d (max thickness at root) (m)
20	60	18	0.45

3.3.2 Quy trình thiết kế



Lý do cần phải xác định kích thước spar web trước tiên là để có được shear flow ở skin trên và skin dưới, từ đó kiểm tra buckling, như hình 6.

3.3.3 Xác định kích thước spar web (trước và sau)

Mat.Prop	Ứng suất kéo tới hạn (MPa)	Ứng suất cắt (MPa)	E (MPa)	C ₂ (MPa)	m	f _n (MPa)	ρ ($\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$)
AI 7075-T6 (DTD 5014)	572	331	76000	487	22.2	444	2810

Kích thước spar web sẽ được xác định theo tiêu chuẩn lực cắt:

$$\frac{\tau_{\text{all}}}{\tau_s} \geq 1.0$$

Trong đó τ_s : Ứng suất cắt tác dụng

τ_{all} : Ứng suất cắt cho phép của tấm, là min của 2 giá trị sau :

- Ứng suất buckling cục bộ của skin
- Ứng suất cắt cho phép của vật liệu được sử dụng

Kích thước ban đầu

Theo moment xoắn tổng

Ban đầu lấy bề dày spar từ bề dày upper skin ở phần initial sizing.

Tính chiều cao của front spar, rear spar, chiều cao tổng

$$h_{\text{front}} = 14.4\%c_{\text{planform}}, \quad h_{\text{rear}} = 10.582\%c_{\text{planform}}, \quad h_T = h_{\text{front}} + h_{\text{rear}}$$

Vị trí khối tâm wingbox:

$$x_{CG} = 40\%c_{\text{planform}}$$

Lực cắt SF và moment khí động T_{ac} được xem như đặt tại 25% c_{planform} với hệ số moment $c_{Mac}=0.025$

Moment khí động, và moment gây ra bởi SF

$$T_{ac} = \frac{1}{2} \rho V^2 \Delta S \cdot c_{\text{planform}} \cdot c_{Mac} \cdot SF \cdot LF$$

$$T_{SF} = SF \cdot x_{SF \text{ đến } CG}$$

$$T = T_{ac} + T_{SF}$$

Enclose area :

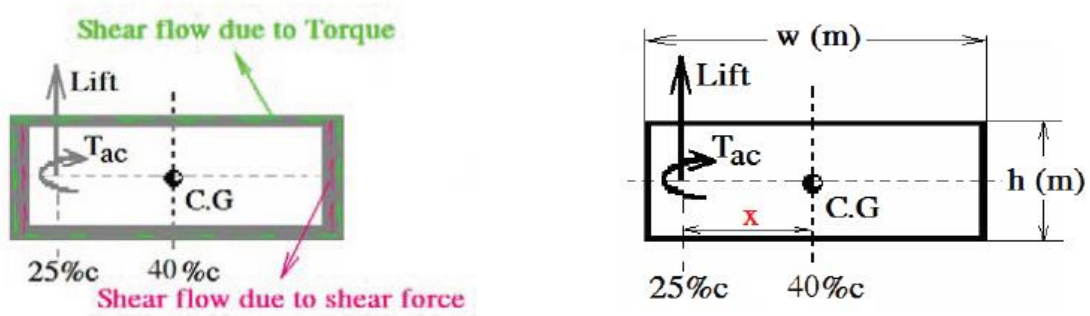
$$A = w \cdot h_{\text{mean}} = w \cdot \frac{h_T}{2}$$

Shear flow tương ứng với T là:

$$Q_T = \frac{T}{2A}$$

- Shear flow trong web do lực cắt:

$$Q_V = \frac{SF}{h_T}$$



Hình 6

Từ hình 6, theo thực tế, shear flow ở spar trước lớn hơn spar sau, do vậy, bề dày spar trước phải lớn hơn bề dày spar sau.

Gọi T là moment xoắn tác dụng, τ_{all} là ứng suất cắt cho phép của vật liệu. Độ dày cần thiết của vật liệu chống lại moment xoắn là:

$$t_q = \frac{T}{2A\tau_{all}}$$

- Shear flow thực trong web được xấp xỉ bằng:

$$Q_w = Q_v \pm \frac{2x}{w} Q_T$$

- Spar trước (+); spar sau (-)
- x là vị trí khoảng cách SF đến CG

- Bề dày web:

$$t_w = \frac{Q_w}{\tau_{all}}, \tau_{all}: \text{ứng suất cắt vật liệu}$$

Kiểm bền

Kiểm tra ứng suất cắt

$$\sigma_{cr} = K_s E \left(\frac{t}{h} \right)^2$$

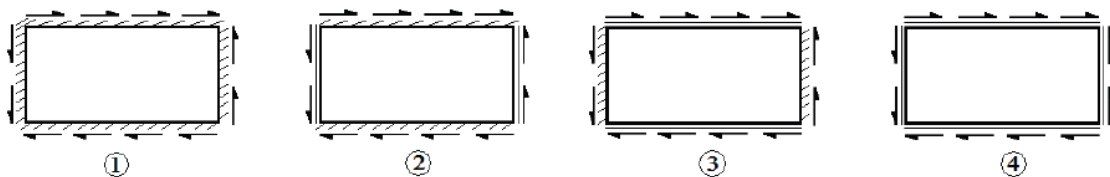
Với $K_s=5$, E : lấy từ vật liệu

Với bề dày max cho trường hợp ứng suất cắt tới hạn, t tính lại ứng suất cắt:

$$\tau_s = \frac{Q_T}{t_w}$$

Ứng suất cho phép:

$$\tau_{all} = \text{MIN}(\sigma_{cr}, \tau_{all}: \text{ứng suất cắt vật liệu})$$



Tiêu chuẩn bền:

$$\frac{\tau_{all}}{\tau_s} \geq 1.0$$

Kích thước thiết kế

Hiệu chỉnh bề dày front spar và rear spar tại các mặt cắt không thỏa tiêu chuẩn

Tính khối lượng spar:

$$Spar\ web\ mass = \sum (t_{w(front)} * h_{front} + t_{w(rear)} * h_{rear}) * \Delta y * \rho_{material}$$

3.3.4 Xác định kích thước upper skin

Mat.Prop	Ứng suất kéo tới hạn (MPa)	Ứng suất cắt (MPa)	E (MPa)	C ₂ (MPa)	m	f _n (MPa)	ρ ($\frac{kg}{m^3}$)
Al 7075-T6 (DTD 5014)	572	331	76000	487	22.2	444	2810

Kích thước ban đầu

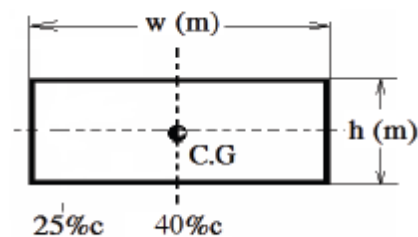
Trước khi đi vào thiết kế cần chọn khoảng cách rib và khoảng cách stringer, sau đó thay đổi để khảo sát 2 thông số này với việc thiết kế

Giá trị ban đầu của rib pitch cho thể lấy từ công thức

$$Rib\ pitch = 0.3\sqrt{3.3 * h_{root}} (m)$$

$$Stringer\ pitch = 0.1\ m$$

- Tại nhiều điểm khác nhau trên sải cánh, ước lượng bề dày lý tưởng của wing box, $h=14,4\%chord$, $w=40\%chord$.(hình 8)



Hình 8

- Tải tác dụng trực tiếp P ở mặt trên và mặt dưới để cân bằng với moment uốn M tại mỗi section: $P = \frac{M}{h}$

- Giả sử ứng suất uốn cho phép ở tải tới hạn nhỏ hơn proof stress 0.2%, ứng suất cho phép f_b có thể tính xấp xỉ bằng công thức:

$$f_b = \bar{A}F_B \left(\frac{P}{wL} \right)^{1/2}$$

Trong đó L: local rib or frame spacing

w: chiều dày của wing box vuông góc với trục uốn

P: Tải tác dụng

\bar{A} : hàm vật liệu

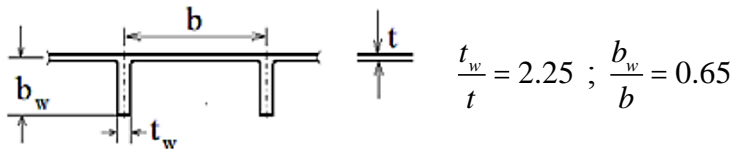
F_B : phụ thuộc vào dạng cấu trúc

- Ước lượng bề dày skin tại mỗi mặt cắt:

$$t = \frac{0.65 * BM}{h * w * f_b}$$

Khoảng cách 2 stringer:

$$b = \frac{w}{\text{số stringer}}, \text{số stringer} = \frac{w_{root}}{\text{stringer pitch}}$$



Kiểm bền (tiêu chuẩn nén-kéo, buckling)

b1. Sử dụng tiêu chuẩn kéo-nén

$$\frac{\sigma_{comp}}{\sigma_{cr}} + \frac{\tau_s^2}{\tau_{cr}^2} \leq 1.0$$

Trong đó: σ_{comp} : là ứng suất nén tác dụng

τ : ứng suất cắt tác dụng

σ_{cr} : ứng suất nén tới hạn (Thuộc tính của vật liệu)

τ_{cr} : ứng suất cắt tới hạn (Thuộc tính của vật liệu)

Ứng suất nén tác dụng được tính bởi công thức:

$$\sigma_{comp} = \frac{P}{A_{eff}}$$

Trong đó: P là tải tác dụng

A_{eff} là diện tích tác dụng

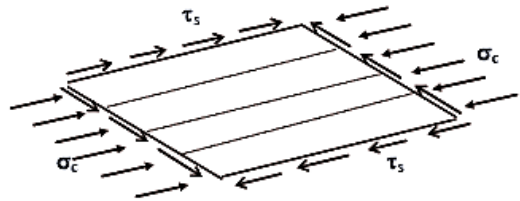
$$A_{eff} = w * t + \left(b_w - \frac{t}{2}\right) * t_w * \text{số stringer}$$

Ứng suất cắt tác dụng được tính bởi công thức:

$$\tau_s = \frac{Q_T}{t}$$

Trong đó : Q_T là dòng ứng suất cắt gây ra bởi moment xoắn (từ bước xác định kích thước spar web)

t : là bề dày skin tính được từ initial sizing



b2. Kiểm tra buckling cục bộ của skin và oằn của stringer gây ra bởi nén

Sử dụng tiêu chuẩn ESDU – 70003 kiểm tra buckling cục bộ của skin:

$$f_{be} = KE \left(\frac{t}{b} \right)^2 \rightarrow f_b = \eta f_{be} \rightarrow f_c = \sqrt{c_2 f_b}$$

Với f_{be} : ứng suất nén đàn hồi trung bình của tấm khi buckling bắt đầu xảy ra

K: hệ số ứng suất Buckling, $K=5.565$

f_b : ứng suất nén trung bình của tấm khi buckling bắt đầu xảy ra

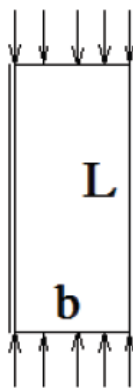
η : hệ số giảm dể được định nghĩa, $\eta = 0.745$

f_c : crippling stress

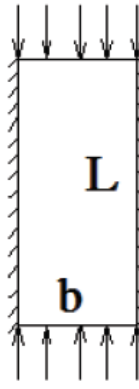
c_2 : 0.2% proof stress nén của vật liệu chống, lấy từ thông số vật liệu

b3. Kiểm tra buckling toàn bộ skin

$$f_{cr(skin)} = KE \left(\frac{t}{b} \right)^2$$



$K = 3.62$



$K = 6.32$

Ở đây, 2 loại tấm skin cần được kiểm tra buckling cục bộ. Tuy nhiên chỉ cần kiểm tra trường hợp $K=3.62$ là đủ. Hoặc kiểm tra cho cả 2 K và lấy số liệu nhỏ nhất làm $f_{cr(skin)}$

b4. Kiểm tra buckling do cắt

$$\sigma_{cr} = K_s E \left(\frac{t}{b} \right)^2 \text{ với } K_s = 5$$

Kích thước thiết kế:

Từ độ dày của skin, ta tiến hành hiệu chỉnh tại mỗi section để thỏa các điều kiện bên sau:

$$\frac{\sigma_{comp}}{\sigma_{cr}} + \frac{\tau_s^2}{\tau_{cr}^2} \leq 1.0$$

$$\sigma_{comp} < \min(f_{be}, f_c, f_{cr,skin}, \sigma_{cr})$$

Tính khối lượng upper skin

$$l = \sqrt{w^2 + \left(\frac{h_{front} - h_{rear}}{2} \right)^2}$$

$$Upper\ skin\ mass = \sum \left[\left(t * l \right) + \left(b_w - \frac{t}{2} \right) * số\ stringer * t_w \right] * \Delta y * \rho_{material}$$

3.3.5 Xác định kích thước lower skin

- Tiến hành tương tự như đối với skin trên, tuy nhiên ta sử dụng các tiêu chuẩn khác.
- Skin trên chủ yếu chịu nén, nên buckling là tiêu chuẩn quan trọng. Ngược lại, skin dưới chủ yếu chịu kéo và trượt.

Kích thước ban đầu

Ta tiến hành các bước như trong upper skin (có thể lấy số liệu từ upper skin để rút ngắn quá trình tính toán ở phần initial sizing và checking), tuy nhiên điều kiện bền có khác biệt vì lower skin không chịu nén mà chịu kéo, mặt khác lower skin đặc biệt chịu mỏi nên cần kiểm tra độ bền mỏi, nhưng số liệu đầu vào của kiểm tra độ bền mỏi cần các thông số về giờ bay cũng như tổn nhiều thời gian, nhưng nếu không tính phần này thì cho kết quả bề dày lower skin rất mỏng và không hợp lý. Vì vậy ta có thể lấy chiều dày có được từ upper skin, kiểm tra các chuẩn bền dưới đây:

Kiểm bền

$$\frac{\sigma_{all}}{\sigma_{Von Mises}} > 1.0$$

Theo tiêu chuẩn Von Mises, ta có :

$$\sigma_{Von Mises} = \sqrt{\sigma_{comp}^2 + 3\tau^2}$$

Trong đó σ_{all} là ứng suất kéo cho phép của vật liệu sử dụng (Thuộc tính của vật liệu)

σ_{comp} là ứng suất kéo tác dụng

τ là ứng suất cắt tác dụng

Kích thước thiết kế

Nếu tiêu chuẩn trên thỏa thì ta giữ nguyên bề dày, ở những vị trí không thỏa ta tiến hành nâng bề dày đến khi thỏa điều kiện chuẩn bền.

Tính khối lượng lower skin

$$l = \sqrt{w^2 + \left(\frac{h_{front} - h_{rear}}{2}\right)^2}$$
$$Lower\ skin\ mass = \sum \left[(t * l) + \left(b_w - \frac{t}{2}\right) \cdot số\ stringer \cdot t_w \right] \cdot \Delta y \cdot \rho_{material}$$

3.3.6 Xác định kích thước Ribs web

Kích thước ban đầu

i/ **Gây ra bởi tải tập trung:** (phân gắn với động cơ, flap v.v...)

flap chord: $c_{flap} = 0.3 c_{planform}$

Lift tác dụng lên flap: $L_{flap} = \Delta V = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{L(flap)} \cdot \Delta y \cdot c_{flap}$

Với $V=50\text{ m/s}$, $\rho = 1.226 \frac{kg}{m^3}$, $C_L = 2.25$

$$V_i = V_{i-1} + \Delta V_i$$

$$R = \pm V \frac{x}{h}$$

Với V: phản lực tại khớp bản lề

x: khoảng cách từ khớp tới spar (c_{flap})

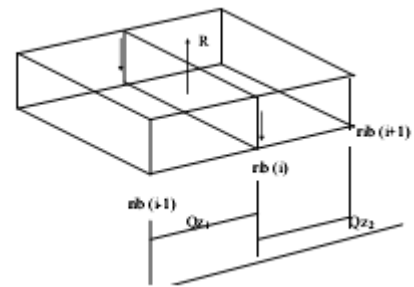
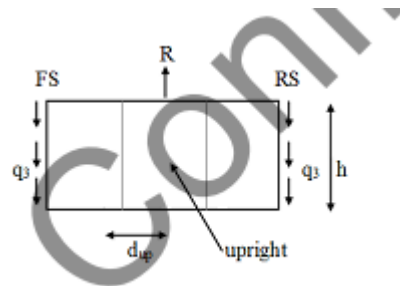
h: chiều cao rib tại spar

flange area:

$$A_{flange} = \frac{R}{c2}$$

$$\text{chọn Flange thickness} = 0.002 \rightarrow \text{Flange width} = \frac{A_{flange}}{\text{Flange thickness}}$$

ii/ Gây ra bởi lực cắt:



Dòng cắt tại ribs web

Nối suy SF tại vị trí các rib, tính delta SF: $\Delta SF = SF_i - SF_{i-1}$

$$q_3 = \frac{\Delta SF}{2h_{mean}} \left(\frac{daN}{mm} \right) = \text{shear flow}$$

$$\text{Với } h_{mean} = \frac{h_{FS} + h_{RS}}{2}$$

iii/ Gây ra bởi tải crushing (nghiền):

$$\sigma_n = \frac{2 \cdot \sigma^2 \cdot t_{panel} \cdot L}{E \cdot h \cdot t_{rib_web}}$$

Với σ_n : ứng suất crushing tại rib

σ_{upper} : ứng suất pháp tại panel trên

σ_{lower} : ứng suất pháp tại panel dưới

h: chiều cao rib

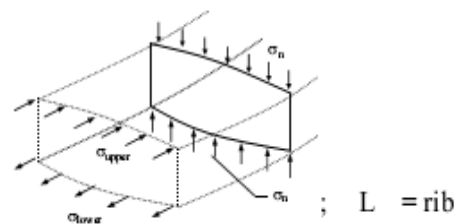
t_{rib_web} : bề dày rib web với $t_{rib_web} = \frac{abs(q_3)}{\sigma_{shear_strength}}$

($\sigma_{shear_strength} = \tau_{all}$: ứng suất trượt của vật liệu)

t_{panel} : chiều dày thực của t_{skin}

$$\sigma = \frac{abs(\sigma_{upperpanel}) + abs(\sigma_{lowerpanel})}{2}$$

= $\sigma_{upperpanel}$ (nội suy theo y với σ_{comp} của actual sizing upper skin)



Kiểm tra buckling (gây ra bởi nén và cắt):

Buckling bởi nén:

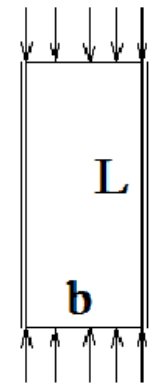
$$f_{cr,rib\ web} = KE \left(\frac{t_{rib\ web}}{w} \right)^2, K=3.62$$

Buckling bởi cắt :

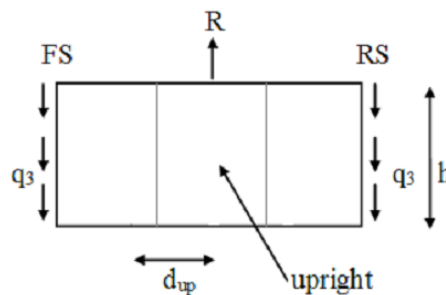
$$\sigma_{cr,rib\ web} = K_s \cdot E \left(\frac{t_{rib\ web}}{w/3} \right)^2 \text{ với } K_s=8$$

$$\sigma_{cr,rib\ web} \text{ được so sánh với } \sigma_{shear} = \frac{q_3}{t_{rib\ web}}$$

Nếu không dùng stiffener cho rib web, thì rib web phải dày \Rightarrow kết cấu nặng. Trong thiết kế này, rib web có thêm 2 stiffener \Rightarrow chia rib web thành 3 phần như hình dưới



$K = 3.62$



Kích thước thiết kế

Từ bề dày ban đầu của rib web $t_{rib\ web} = \frac{q_3}{\sigma_{shear_strength}}$, chúng ta sẽ cố gắng giảm đi bề dày này với điều kiện sao cho thỏa mãn: $\sigma_n < f_{cr,ribweb}$ và

$$\sigma_{shear} \leq \min(\sigma_{cr,ribweb}, \sigma_{shear_strength})$$

Tính khối lượng:

Rib webs mass

$$= \sum \left[\left((h_{front} - 2t_{flange}) + (h_{rear} - 2t_{flange}) \right) * \frac{w}{2} * t_{rib} + 2t_{flange} \cdot w_{flange} \cdot w \right] * \rho_{material}$$

3.4 KẾT QUẢ

3.4.1. Các số liệu kết quả

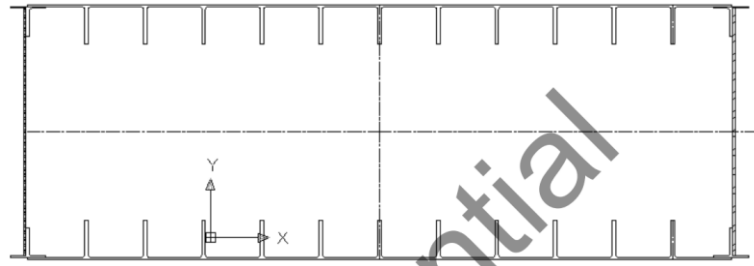
(b) Stringer pitch (m) =	0.08	0.10	0.12
(L) Rib pitch (m) =	0.30	0.35	0.40

Mục đích của việc xác định bước Stringer (Stringer pitch) là để xác định số Stringer. Số stringer thay đổi và giảm dần từ gốc cánh ra mũi cánh. Đây là lý do tại sao bước stringer không phải là hằng số

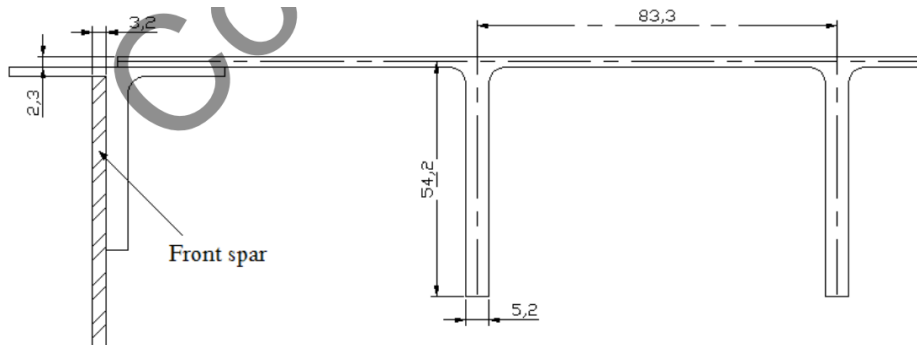
3.4.2. Các đồ thị kết quả

Hình dạng của mặt cắt ngang wing box ở gốc cánh được vẽ như hình bên dưới

a/ Wing box với Rib pitch $L = 0.3m$ và Stringer pitch $= 0.08m$

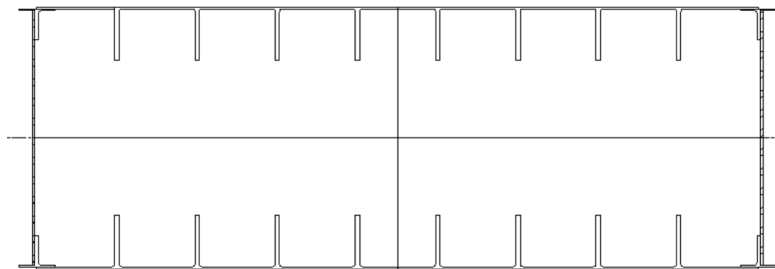


Hình 9

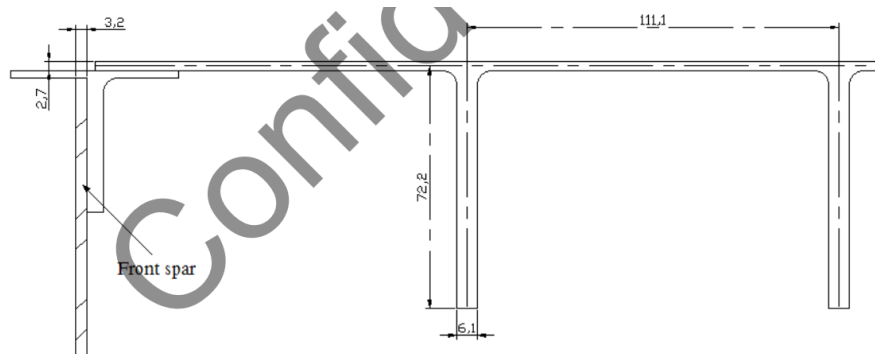


Hình 10

b/ Wing box với Rib pitch $L = 0.35\text{m}$ và Stringer pitch = 0.1m

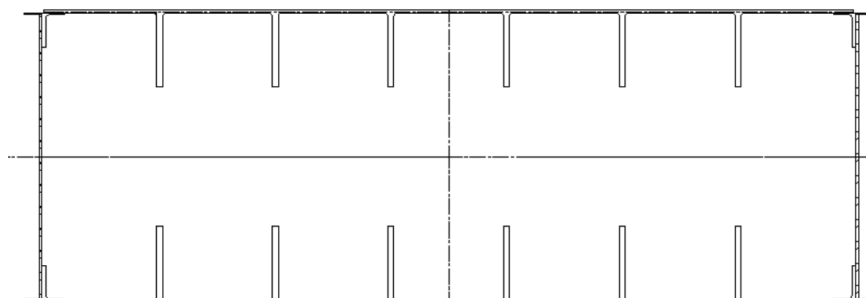


Hình 11

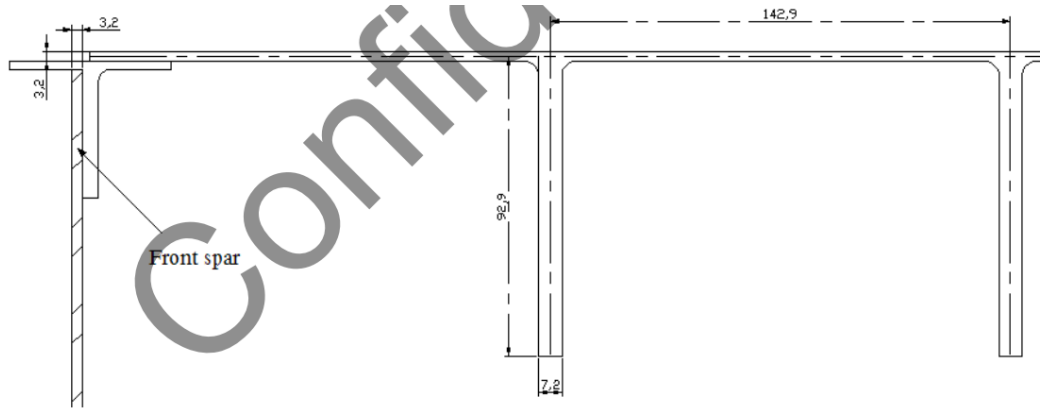


Hình 12

c/ Wing box với Rib pitch $L = 0.4\text{m}$ và Stringer pitch = 0.12m



Hình 13



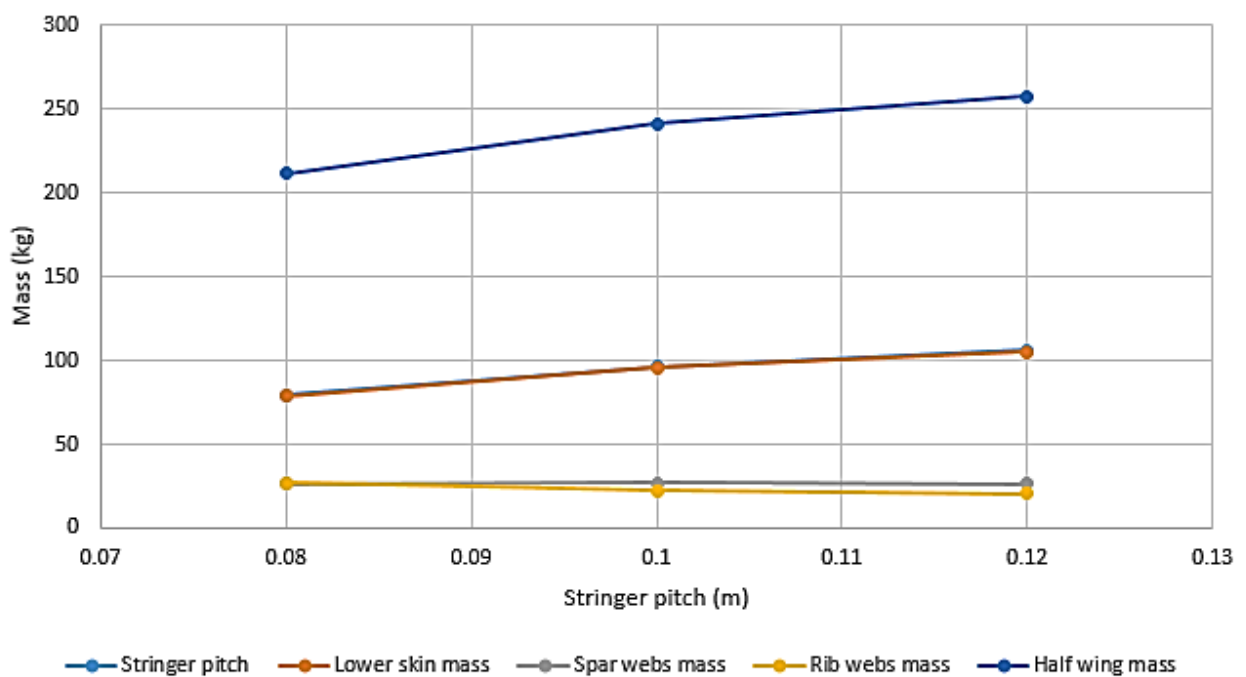
Hình 14

CÁC THÔNG SỐ

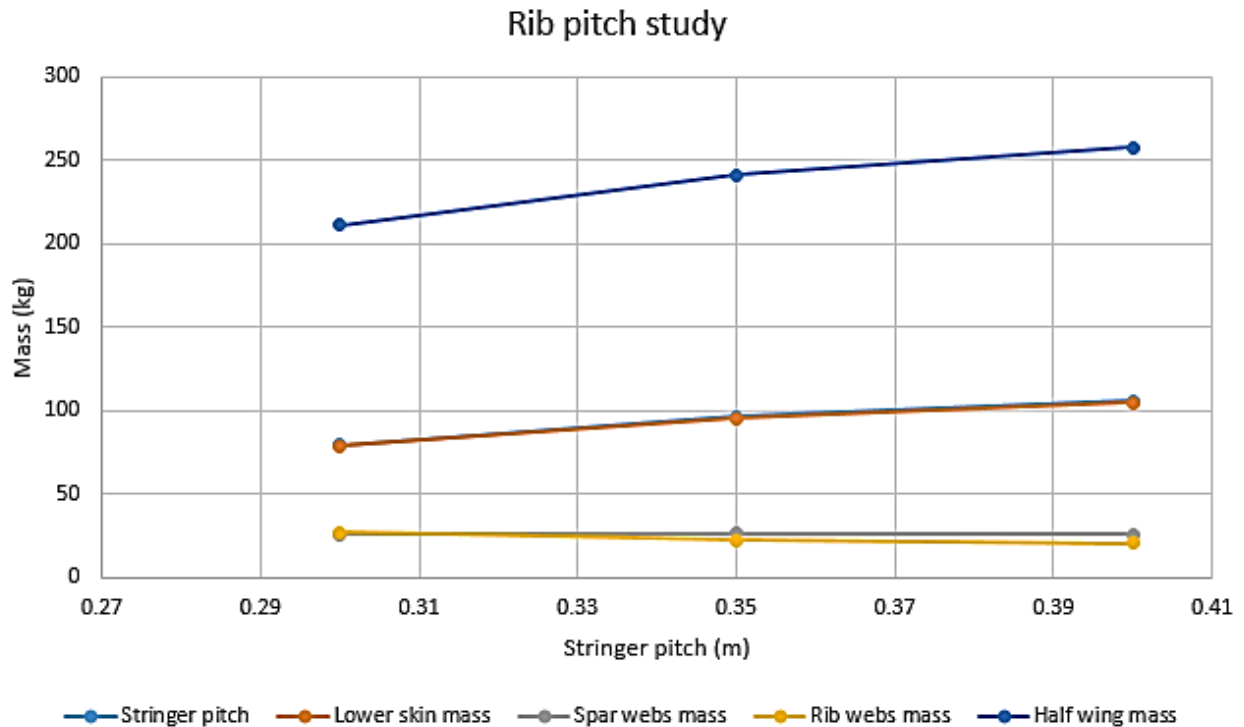
Từ kết quả trên, vẽ đồ thị khối lượng của (skin trên, skin dưới, spar, rib) theo bước stringer, bước rib

Stringer pitch	Upper skin mass	Lower skin mass	Spar webs mass	Rib webs mass	Half wing mass
0.08	79.6572309	78.80679783	26.13035105	26.88910617	211.4834859
0.1	96.5113301	95.48096003	26.6909193	22.57735497	241.2605644
0.12	106.0194055	104.8875258	26.13035105	20.54315451	257.5804369

Stringer pitch study



Rib pitch	Upper skin mass	Lower skin mass	Spar webs mass	Rib webs mass	Half wing mass
0.3	79.6572309	78.80679783	26.13035105	26.88910617	211.4834859
0.35	96.5113301	95.48096003	26.6909193	22.57735497	241.2605644
0.4	106.0194055	104.8875258	26.13035105	20.54315451	257.5804369



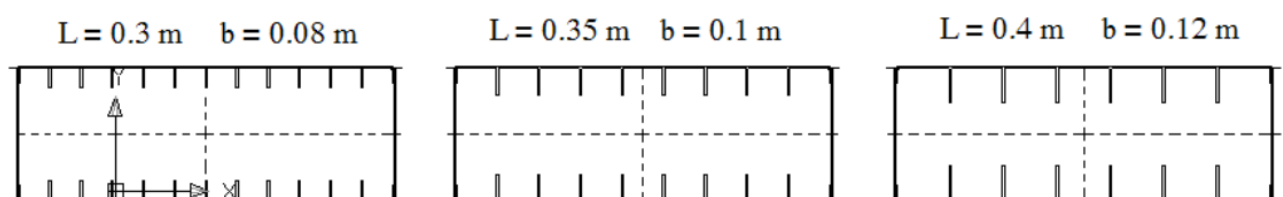
Rõ ràng là bước stringer và bước rib là những thông số quan trọng cho thiết kế wing box. Nếu tăng các thông số này (giảm số lượng stringer, rib) => khối lượng spar, rib giảm không đáng kể, nhưng stringer dài và dày hơn, skin phải dày hơn, => khối lượng của skin (gồm cả stiffener) tăng đáng kể để giữ ổn định cho kết cấu.

Ở thiết kế này, ta chọn skin trên và skin dưới có bề dày như nhau, vì vậy sự sai khác khối lượng là không nhiều (chỉ khác nhau do khối lượng riêng của vật liệu).

Theo như hình 15 ta có thể thấy rõ ràng sự thay đổi của mặt cắt ngang wing box khi L và b thay đổi.

Ta có thể thấy khối lượng Wing box càng tăng khi tăng L và b, cho mấy người thiết kế cân cân nhắc giữa độ bền kết cấu và tính kinh tế khi sử dụng vật liệu

Trong trường hợp ($L = 0.3\text{m}$, $b = 0.08\text{m}$), chiều dài của stringer vẫn quá dài (54mm). Tuy nhiên do hạn chế về thời gian nên ta chỉ xét tại đây



Hình 15

5. HƯỚNG PHÁT TRIỂN

- Tiếp tục giảm L và b để tăng số lượng stringer và giảm chiều dài của stringer, bề dày của skin

- Hiểu được ảnh hưởng của từng thông số L , b

Từ 2 hướng trên, ta tiếp tục tối ưu hóa khối lượng và cấu hình của cánh.

6. TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1] - AC Design – TS. Lý Hùng Anh (ĐH Bách khoa TP HCM)

[2] - Aircraft Loading and Structural Layout - Denis Howe

[3] - Airframe Design Project