出國報告（出國類別：實習）

參加美國波音公司
飛機結構修理 Part I 訓練課程：
「Metallic Repair Structural Repair for Engineers - Part I」
出國報告書

服務機關：民用航空局
姓名職稱：陳玉成/技士
派赴國家：美國西雅圖
出國期間：99 年 12 月 5 日-19 日
報告日期：100 年 3 月 11 日

列印

提 要 表

系統識別號：	C09904447
計畫名稱：	波音公司飛機結構修理訓練「Structures - Metallic Repair: Structural Repair for Engineers - Part I」
報告名稱：	波音公司飛機結構修理訓練「Structures - Metallic Repair: Structural Repair for Engineers - Part I」
計畫主辦機關：	交通部民用航空局
出國人員：	姓名 / 服務機關 / 服務單位 / 職稱 / 官職等 / E-MAIL 信箱 陳玉成 交通部民用航空局 標準組 技士 薦任(派) 聯絡人 ericchen@mail.caa.gov.tw
前往地區：	美國
參訪機關：	波音公司訓練中心
出國類別：	實習
出國期間：	民國99年12月05日 至 民國99年12月19日
報告日期：	民國100年03月11日
關鍵詞：	結構修理、結構分析
報告書頁數：	63頁
報告內容摘要：	報告內容在說明本次參加美國波音公司飛機結構修理訓練課程：「Metallic Repair Structural Repair for Engineers - Part I」之課程重點。報告從飛機結構設計考量、結構修理對飛機氣動力之影響、飛機結構負載、飛機結構修理材料選用、結構修理用扣件選用、飛機搭接結構分析、修理方法之耐用性及飛機結構修理設計要求等方面進行說明。
電子全文檔：	C09904447_01.pdf
出國報告審核表：	C09904447_A.doc
限閱與否：	否
專責人員姓名：	陳碧雲
專責人員電話：	02-23496197

列印

參加美國波音公司飛機結構修理 Part I 訓練課程:「Metallic Repair Structural Repair for Engineers - Part I」出國報告書

目　錄

頁次

壹、目的 ---------- 4

貳、行程經過摘要 ---------- 5

參、訓練內容摘要 ---------- 7

一、飛機結構設計考量---------- 7

二、結構修理對飛機氣動力之影響 ---------- 8

(一) 廢阻力(Parasite Drag) ---------- 9

(二) 誘導阻力(Induced Drag) ---------- 10

(三) 波阻力(Wave Drag) ---------- 10

(四) 贅生阻力(Excrescence Drag) ---------- 10

三、飛機結構負載 ---------- 12

(一) 機翼負載(Wing Loads) ---------- 13

(二) 機身負載(Fuselage Loads) ---------- 13

(三) 機尾負載(Empennage Loads) ---------- 15

四、飛機結構修理材料選用 ---------- 17

(一) 鋁合金 ---------- 17

五、結構修理用扣件選用 ---------- 23

(一) 扣件編碼原則 ---------- 23

(二) 扣件分類 ---------- 24

(三) 扣件選用原則 ---------- 28
六、飛機搭接結構分析 ---------- 30
(一) 常見搭接結構分類 ---------- 30
(二) 搭接結構破壞模式 ---------- 35
(三) 搭接結構分析 ---------- 40
(四) 單位長度軸向負載(Running Loads) ---------- 43
(五) 扣件安裝邊距及間距分析 ---------- 46
(六) 偏心負載(Eccentric Load)分析 ---------- 49
(七) 固定塞(Freeze Plug) ---------- 51
(八) 結構修理墊片(Shim) ---------- 52
七、修理方法之耐用性 ---------- 54
(一) 防銹方法－填膠 ---------- 54
(二) 防銹方法－防銹之表面處理 ---------- 56
(三) 防銹方法－塗佈防銹膠料 ---------- 56
(四) 抗結構疲勞之修理設計 ---------- 57
(五) 打磨斜度(Blendout Slope) ---------- 58
八、飛機結構修理設計要求 ---------- 60
肆、心得與建議 ---------- 61

壹、目的

本局經常審查航空公司依法陳報之飛機結構大修理技術資料，故本次參加美國波音公司飛機結構修理訓練課程：「Metallic Repair Structural Repair for Engineers - Part I」，此次訓練課程，係三個系列課程中的 Part I 課程，Part I 為飛機金屬結構修理訓練。

課程主要是解析如何應用飛機製造廠結構修理手冊(SRM)所列的各項修理原則規劃結構修理方法，講授內容可分為三部分，第一部分，說明飛機結構設計理念；第二部分，介紹結構修理方法(Repair Methods)；第三部分，透過實際問題之計算演練了解及應用修理方法。課程講授觀念與實際分析計算並重，可了解飛機結構修理設計理念及實際應用方法，可增進本局對航空公司大修理資料審查之技術，且對老舊飛機持續安全之法規符合性審查有所助益。

貳、行程經過摘要

一、本次行程安排如下：

12 月	12 月	12 月
5 日	6-17 日	18-19 日
台北－美國西雅圖	美國西雅圖	美國西雅圖－台北

二、課程安排：

2010/Dec/06
- Class Introduction
- Design Considerations
- Aerodynamic Forces
- External Loads and Structure
- Internal Loads and Load Paths

2010/Dec/07
- Internal Loads and Load Paths
- Materials and Processes
- Fasteners

2010/Dec/08
- Shear Joints
- Class Problems – Joints

2010/Dec/09
- Shear Joints
- Class Problems – Joints
- Shims, Plugs

2010/Dec/10
- Field Trip (Boeing Everret Factory)

2010/Dec/13
- Corrosion Protection
- Fatigue Design Requirements
- Class Problems – Fatigue
- Repair Design Concepts

2010/Dec/14	● Shear Beam Design ● Chord Repair ● Class Problem – Stringer Repair Review
2010/Dec/15	● Examination #1 ● Class Problems – Chord Repairs ● Class Problems – Floor Beam
2010/Dec/16	● Class Problems – Floor Beam ● Shear Web Repair ● Class Problems – Shear Web
2010/Dec/17	● Examination #2

參、訓練內容摘要

本章節主要整理出此次波音結構修理訓練 Part I 課程中相關重點內容。

一、飛機結構設計考量

一般而言，飛機結構設計考量即設計出具有安全、長使用壽命及容易維修，且重量最輕的機體，以使航空公司之營運達到最大效益。以下將就安全、壽命、重量及維修之設計考量分別說明：

(一) 安全：

飛機機體結構須設計出可承受飛航過程中各種地面負載、飛航負載、意外損傷及撞擊損傷，並且符合適航法規中所列之相關規定。

(二) 壽命：

早期波音公司設計飛機之使用年限為 20 年，而隨著結構設計維修技術之進步，以及航空公司之維護能力之提昇及營運需求，新機型之飛機設計使用年限已延長為 30 年，例如：B777、B737NG 系列機型。

(三) 重量：

由於機體重量約佔飛機總重之 60%左右，因此飛機結構設計工程師最大的挑戰，即在符合安全、結構性能的要求前提下，設計出最少重量之機體，因此引用複合材料、新型合金等新材料，或對結構組件進行減重，例如：在蒙皮中央進行化學蝕洗(Chemical Milling)形成一個凹槽(Pocket)。

(四) 維修：

一般而言，若飛機每日平均飛航時數約為 9~16 小時，已可滿足航空公司的營運需求，但設計出地停維修時間(Downtime)越低的

飛機，總是工程師極力努力的目標，而達成手段則從維修進手性、減少維修頻率、檢查計畫及提高飛機可靠度等方面來著手。

因此飛機結構修理目的即在恢復修理區域之結構強度，以符合相關適航法規之安全要求，並且以最少的材料達成，以免長久下來各項修理所造成飛機機體重量之增加，而提高飛機營運成本。

二、結構修理對飛機氣動力之影響

飛機飛航時所受之四種負載為：升力(Lift)、重量(Weight)、推力(Thrust)及阻力(Drag)，因此飛機設計時須達到最佳之氣動效率(Aerodynamic Efficiency)，其評估公式如下：

$$\text{MACH NUMBER (M)} = \frac{\text{TRUE AIRSPEED}}{\text{SPEED OF SOUND (AT ALTITUDE)}}$$

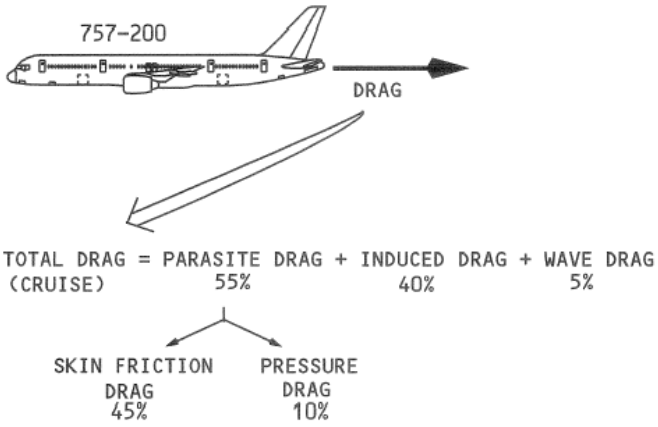
$$\text{AERODYNAMIC EFFICIENCY} = \text{M} \times \frac{\text{LIFT}}{\text{DRAG}}$$

AERODYNAMIC EFFICIENCY

一般而言，現代運輸類飛機設計之 L/D 值約為 13~18，而飛航馬赫數約為 0.7~0.85。

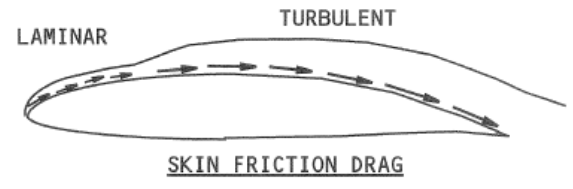
當進行飛機機體結構修理時，通常會在結構上安裝補片(Patch)，以回復該處之結構強度，而所安裝的補片不論是內補片(Internal Patch)或是外補片(External Patch)，皆要考量其對原結構產生之不連續或往外凸出所造成之氣動阻力，以免結構修理造成飛機之氣動效率降低，或造成安裝於機體外表氣動儀具(如：皮托管/Pitot Tube)偵測上之誤差。

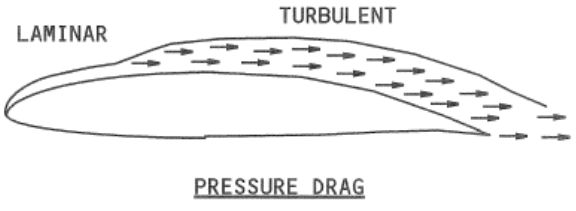
氣動阻力可依其生成原因分為廢阻力(Parasite Drag)、誘導阻力(Induced Drag)及波阻力(Wave Drag)，分述如下：



(一) 廢阻力(Parasite Drag)：

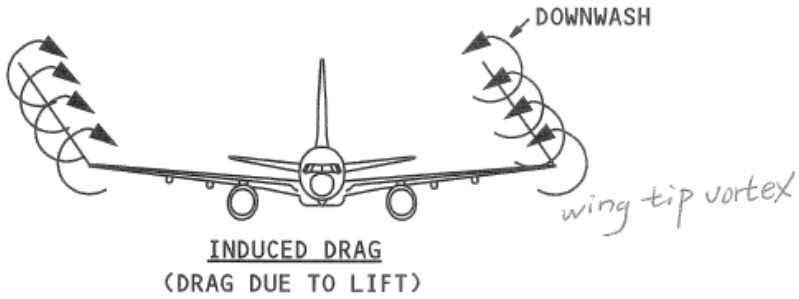
廢阻力是由於氣流在機身表面所形成邊界層(Boundary Layer)所造成，又可分為表面摩擦阻力(Skin Friction Drag)及壓力阻力(Pressure Drag)。其中表面摩擦阻力是由氣流表面黏著性所產生之剪應力所造成，佔廢阻力的大部分，故飛機向前飛行的迎風面，即為維修上必須注意的氣動力面，若能保持機體表面的平滑度，即可降低這部分的阻力。而壓力阻力，又稱為形狀阻力(Form Drag)，是由於邊界層內的壓阻應力(Pressure-Retarding Forces)所造成，可藉由平順的機體外形降少這部分的阻力。





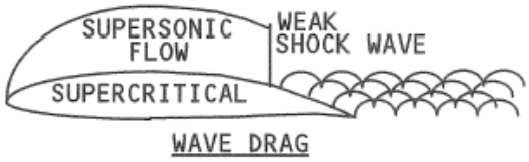
(二) 誘導阻力(Induced Drag)：

此部分之阻力是由飛機升力所誘發。在機翼末端會由於渦流(Vortex)產生下洗氣流(Downwash)，造成升力下降，而產生誘導阻力。



(三) 波阻力(Wave Drag)：

此部分之阻力是因為氣流流過機翼時，有部分氣流速度超過音速時，將產生震波(Shock Waves)而產生波阻力。因此，為避免產生波阻力，飛機設計之飛航馬赫數一般定為 0.7~0.85。



(四) 贅生阻力(Excrescence Drag)：

另外，造成飛機飛航之廢阻力的來源，尚有一項贅生阻力(Excrescence Drag)。贅生阻力是由於機體表面的間隙(Gap)、氣流縫(Air Leak)、不連續表面(如：飛機天線、安裝於機身之燈具、排水口等)及粗糙表面(如：脫落之漆層、凸頭鉚釘等)所造成。因

此修理方法必須注意使修理區域平整，以免造成過大的贅生阻力，統計上贅生阻力將增加 3.5~10%之廢阻力。圖 1 所示為倒角(Chamfer)、填膠(Sealing)及沉頭孔造成贅生阻力程度之示意圖。

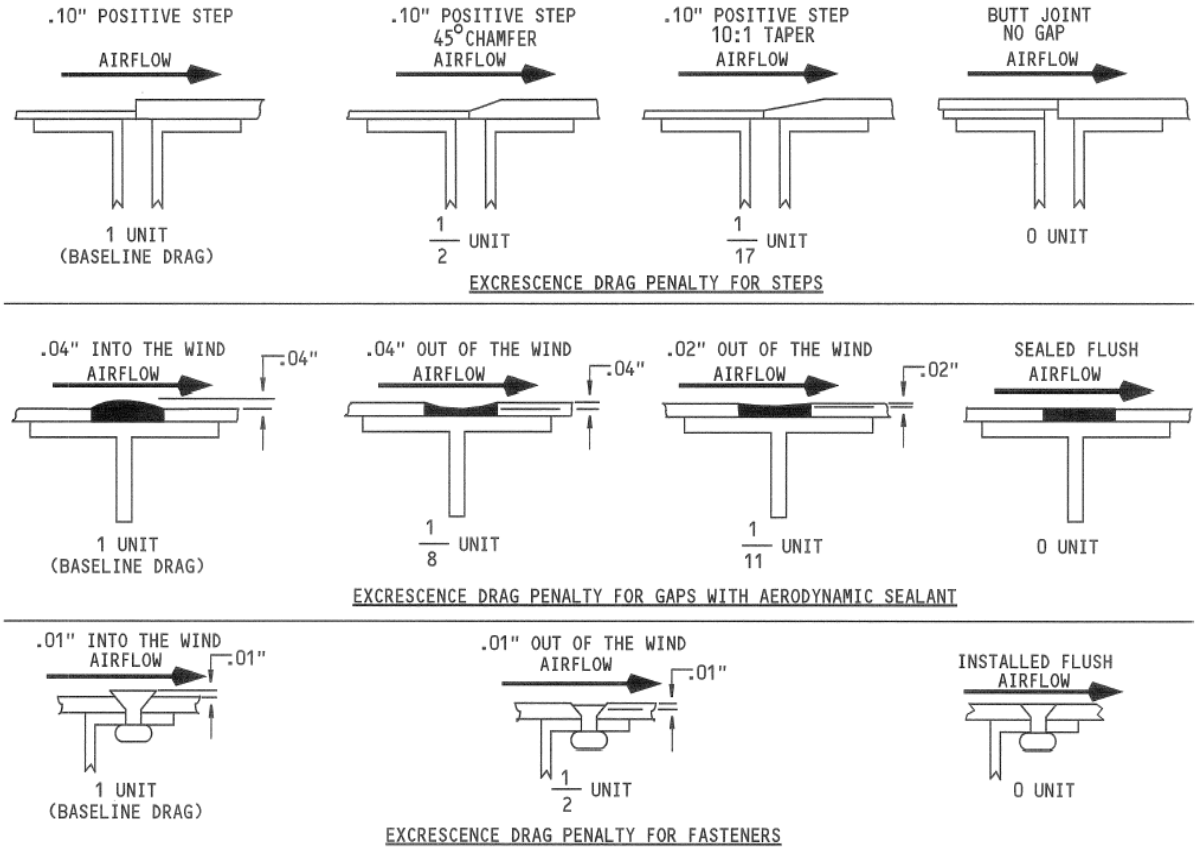


圖 1 贅生阻力示意圖

三、飛機結構負載

進行飛機結構修理設計時，須使修理區域回復其結構強度，因此了解飛機結構所受之負載情形，將有助評估修理方法之選用，包含材料及扣件之選擇。

飛機結構負載所受之飛航操作負載，稱為操作負載(Operating Loads)，亦為結構疲勞設計所考量之負載。另依 FAR 25.301 之要求，在飛航營運過程，預期能遇到的最大負載，稱為限制負載(Limit Loads)。對於結構強度需求較高之區域，將更進一步依 FAR 25.303 要求，乘上 1.5 之安全係數(Factory of Safety)，成為極限負載(Ultimate Loads)，以強化結構承受負載能力。下圖舉例操作負載、限制負載及極限負載之案例：

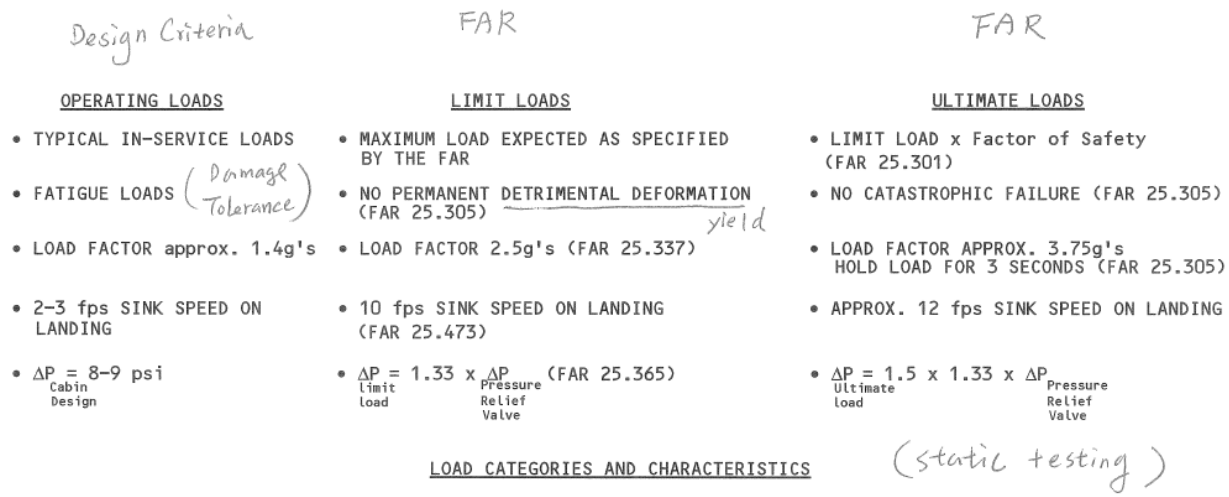
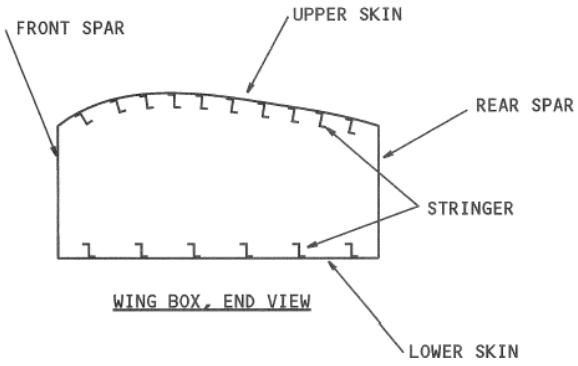


圖 2 飛機承受負載案例

飛機機體可分為機翼、機身、機尾及起落架等主要部分。由於起落架之翻修為複雜，常是由專業機構進行，故課程中不針對此部分講解。以下就機翼、機身、機尾之負載情形進行說明：

(一) 機翼負載(Wing Loads)：

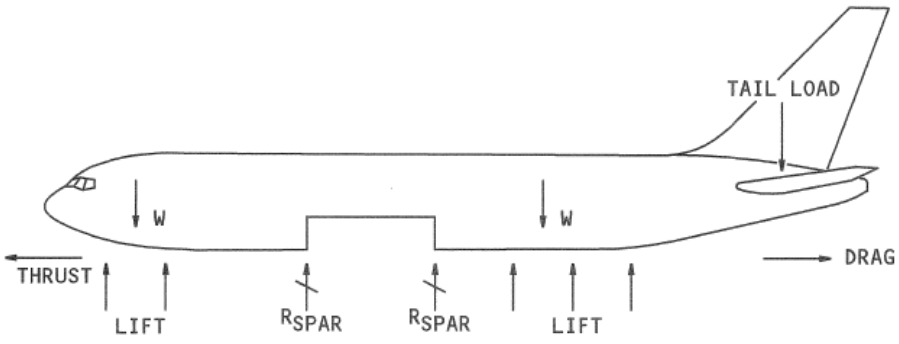
飛機飛航時機翼外部受到升力及阻力作用，而主要由機翼受力單元 － 翼盒(Wing Box)承受，翼盒由前、後翼樑及上、下機翼蒙皮(含加強條/Stiffener)所組成，外部負載將對翼盒產生扭力作用。另外，飛機飛航時，機翼受到升力抬昇作用，對機翼上蒙皮產生壓力(Compression)，同時對機翼下蒙皮產生張力(Tension)，在地面時，負載則相反過來。



WING BOX, END VIEW

(二) 機身負載(Fuselage Loads)：

飛機機身所受主要負載為升力、阻力，以及來自於機翼、尾翼之轉矩(Pitching Moment)，同時須考量機身加壓艙之壓應力及機身自身之重量。其次則須考量酬載(Payloads)，例如：乘客、餐廚及貨物等。



FUSELAGE LOADS

機身主要承受負載之四種主要組件可分為：機身蒙皮(Fuselage Skin)、加強桁(Stringer)/縱桁(Longeron)、機身框架(Frame)、機體隔框(Bulkhead)，其中蒙皮及加強桁為機身主要承受負載之組件。分述如下：

1. 機身蒙皮(Fuselage Skin)：

   主要受到外部縱向、扭力所造成之剪應力，以及艙壓壓應力。

2. 加強桁(Stringer)/縱桁(Longeron)：

   主要是承受機體所受轉矩造成之軸向應力，並負有穩定機身蒙皮結構的作用。

3. 機身框架(Frame)：

   主要在維持機身外形，且由於框架之安裝，使加強桁長度不需太長。且通常由相較於機體隔框較輕之合金材料製造。

4. 機體隔框(Bulkhead)：

   使用於機身承受鉅大應力之處，例如：機翼與機身、或機翼與起落架結構搭接處。

通常酬載(Payloads)則是作用於地板桁(Floor Beam)或機身框架上，再透過 Shear Tie 傳力至機身蒙皮上。至於機艙壓應力則是直接作用在機身蒙皮上。

圖 3 所示為飛機機身結構示意圖。

圖 4 為波音公司 B747 於機身設計時，依受力關鍵程度，規劃出 Stringer 及 Skin 負載圖(Load Chart)。

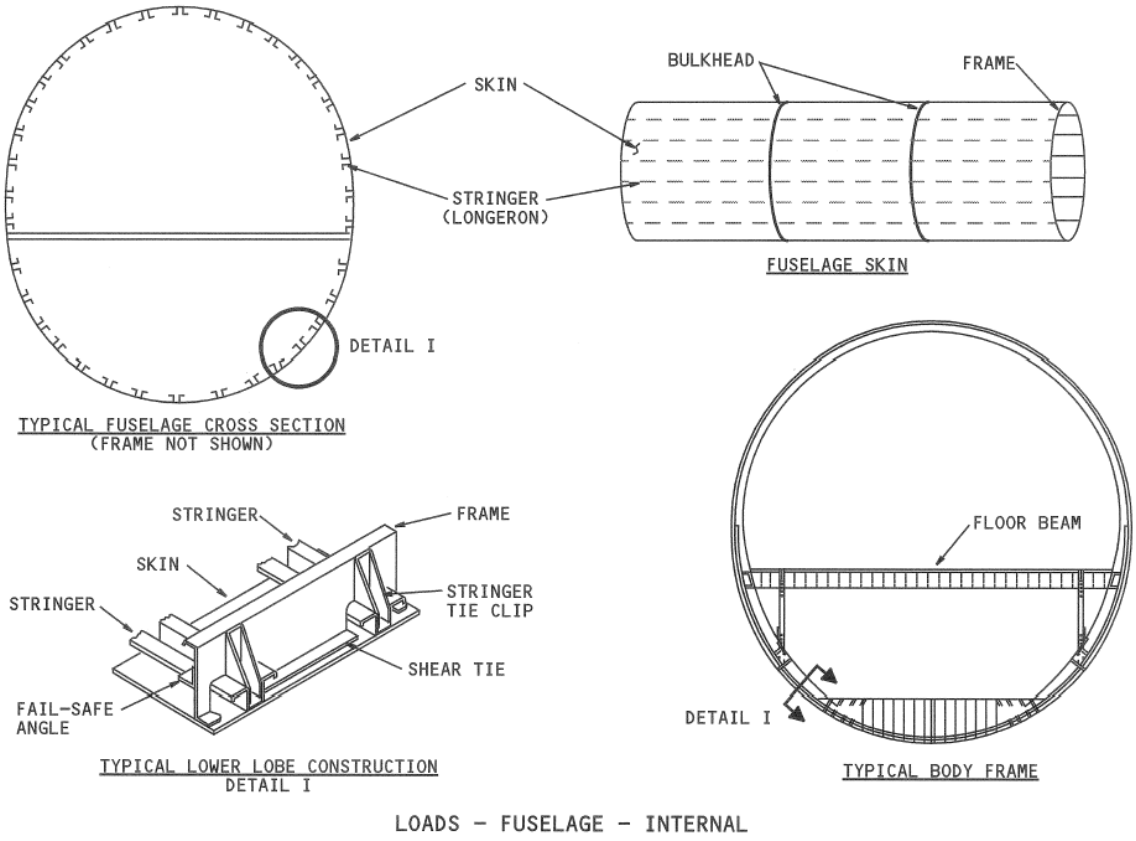
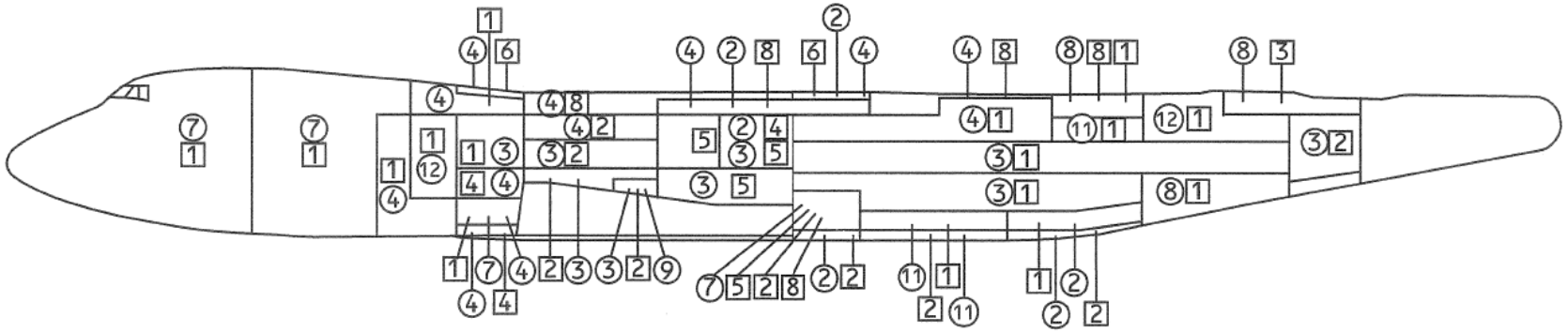


圖 3 飛機機身結構圖示

(三) 機尾負載(Empennage Loads)：

飛機機尾結構包括垂直尾翼、水平尾翼及搭接結構。所受主要負載為氣動力、來自於側向或垂直方面上的陣風負載，以及所受負載造成之扭力效應。另外，水平尾翼由於負有平衡機翼升力作用，故其產生之升是向下的，所以對水平尾翼上蒙皮產生張力(Tension)，同時對機翼下蒙皮產生壓力(Compression)。



1. HOOP TENSION
   (18 psi diff. pressure at ultimate)
2. FLAPS DOWN MANEUVER
   (N = 3.0)(CRIT @ MAX LANDING WT)
3. ENGINE OUT (N = 1.5)
   (RUDDER MANEUVER)(CRIT @ MAX GW)
4. POS MANEUVER (N = 3.75)
   (CRIT FROM MAX OEW TO MAX GW)
5. 90 DEGREE GEAR TOW (CRIT @ MAX GW)
6. SKIN WORKS WITH STIFFENER AS
   BENDING MATERIAL
7. STIFFENER DESIGNED TO STABILIZE SKIN
8. INSTANT ELEVATOR
   (CRIT @ MAX GW)(NEG TAIL LOAD)
9. 4 POINT BRAKED ROLL (CRIT @ MAX TAXI WT)
10. 4 POINT LEVEL LANDING
11. INSTANT ELEVATOR
    (CRIT @ MAX GW)(POS TAIL LOAD)
12. BRAKED TURN

○ STRINGER DESIGN CONDITION

□ SKIN DESIGN CONDITION

▭ BOTH SKIN AND STRINGER

FUSELAGE CRITICAL LOAD CHART

for skin and stringer

LOADS - DESIGN CRITERIA

圖 4 B747 Stringer 及 Skin 負載圖(Load Chart)

四、飛機結構修理材料選用

進行飛機結構修理設計時，對於修理用材料選用是重要的課題，選用對的材料可回復修理區域之強度，避免增加過多重量，並防止後續銹蝕的發生。一般而言，飛機結構常用的材料為鋁合金、鋼材及鈦合金，以下僅就常用之鋁合金進行簡述，並說明修理材料選用之原則。

(一) 鋁合金：

對於金屬飛機結構的飛機而言，約有 80%的材料使用鋁合金，其中常用的 2XXX 系列(例如：2024)鋁合金具有良好的抗疲勞特性，以及較佳的材料破壞韌性(Fracture Toughness)，常用於受張力負載的情況，例如：機身蒙皮，以及機翼之下蒙皮等。而另外，常用的尚有 7XXX 系列鋁合金，常用於需要高抗壓應力及抗剪應力之結構，例如：機身框架、機翼之上蒙皮等。

使用鋁合金須注意防銹處理，包括陽極化(Anodizing)或化學膜(Chemical Conversion Coating)處理，以及塗上表面防銹漆料。另外，可透過熱處理改變鋁合金性質至設計所需強度、防銹能力，一般常用的熱處理包括固溶熱處理(Solution Heat Treatment)及時效硬化(Age Hardening)，並以鋁合金編號後之“T”編碼，表示不同的熱處理方式，如圖 5 所示。

在使用鋁合金修理材料時，須注意於計算該材料之靜力強度(Static Strength)，須考量材料之降伏強度(Yield Strength)/Fty 及極限強度(Ultimate Strength)/Fu 值之比較。

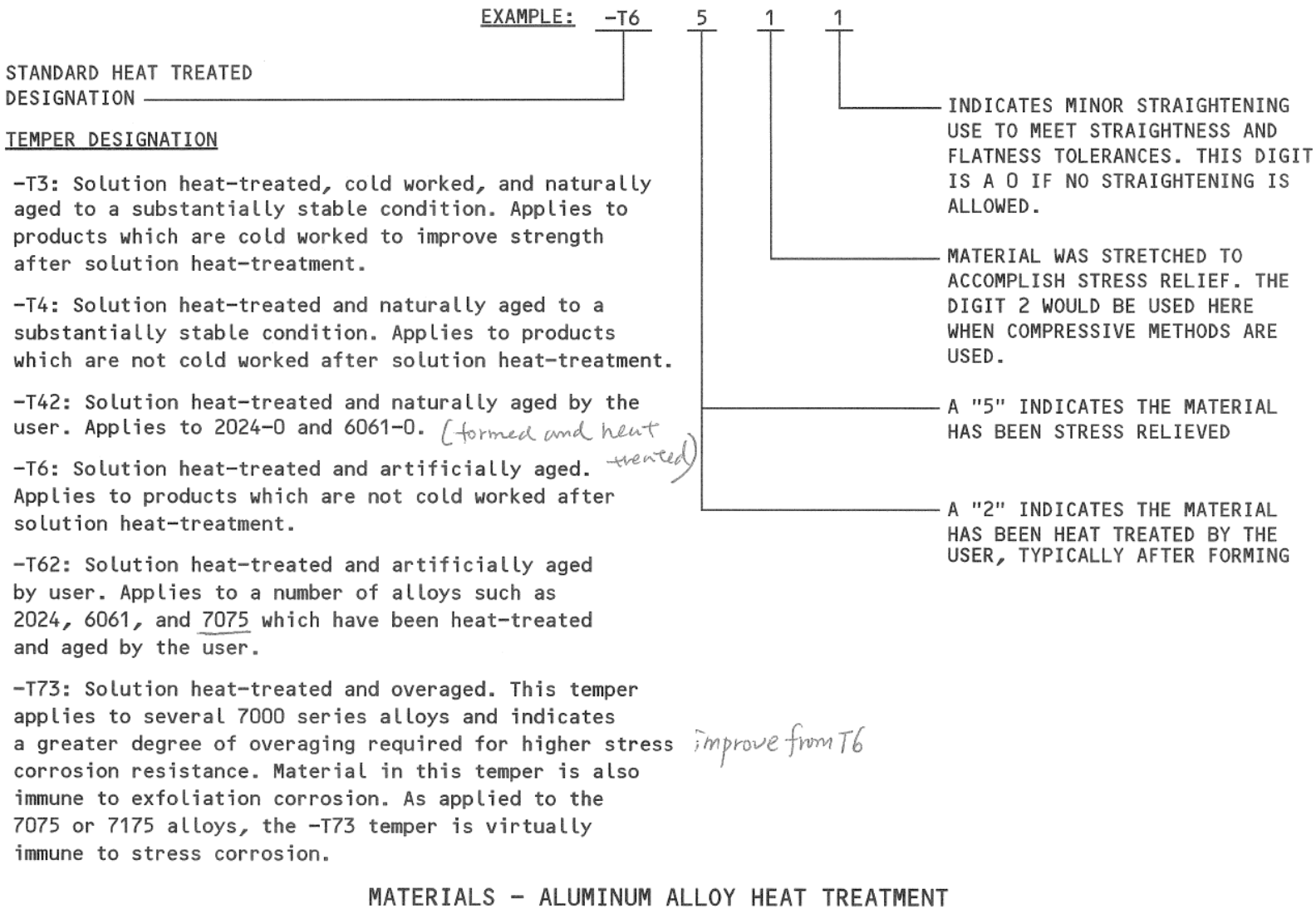


圖 5 鋁合金熱處理“T”編碼

降伏強度為材料應力-應變曲線上能維持線性關係的最大強度，亦即飛機結構負載所能承受之限制負載(Limit Loads)，因此在評估修理材料所能提供之極限負載時，先依 FAR 25.303 乘上 1.5 之安全係數(Factory of Safety)(=1.5Fty)，成為極限負載(Ultimate Loads)後，再與該材料之極限強度(Ultimate Strength)/Fu 相互比較，並以較低者，做為修理用材料之設計極限應力(Design Ultimate Stress)/Fdu，使修理之設計應力較為保守安全。其計算關係式如圖 6 所示。

當查閱材料性質表時，考量材料本身材質變異性，故須以許多試片進行材料性質測試，再由得出之測試數據，統計得出某些常見材料之各項機械性質，以供設計者使用。而常用之統計基礎(Statistical Basis)有 A, B, S 三種。A-Basis 即表示該機械性質數據，在 95%的信賴度下，可代表該材料群體 99%(機率)之設計值；而 B-Basis，則表示該機械性質數據，在 95%的信賴度下，可代表該材料群體 90%(機率)之設計值；至於 S-Basis，則是由於所測試的試片數據較少，僅由數據中得出之最小值為代表，但其信賴度及材料群體代表性(機率)則是未知。因此依 FAR 25.613 規定，對於修理多個扣件組合件區域(多重或多元件配置的結構)，使用 B-Basis 數據即可，但對於單一受力結構組件，則須取 A-Basis 數據，以提高設計安全考量。當材料機械性質表無提供 A-Basis 數據時，亦須使用 B-Basis 數據，以求周延。圖 7 表示材料 A, B 統計基礎(Statistical Basis)之說明。

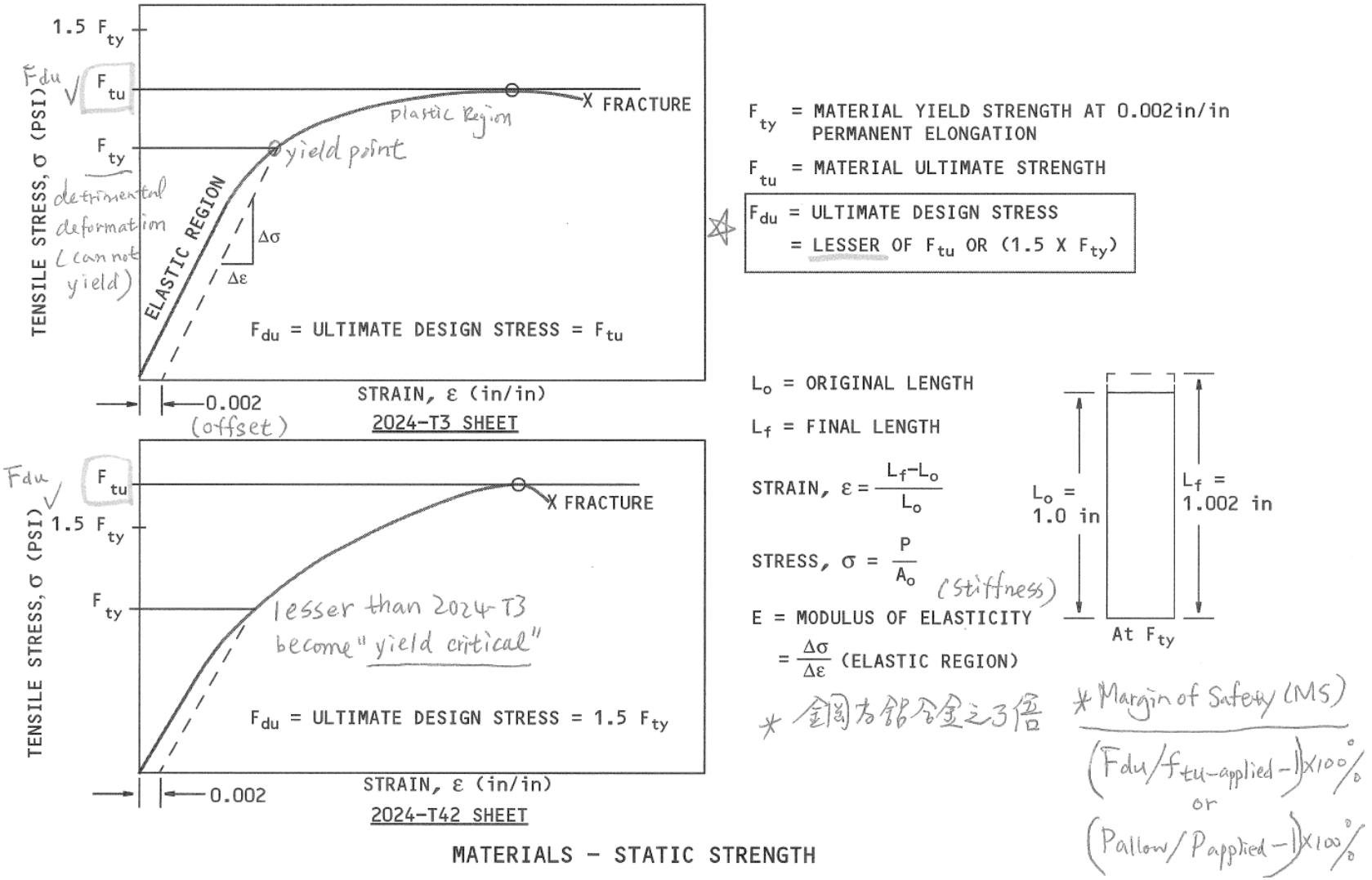


圖 6 修理用材料之設計極限負載

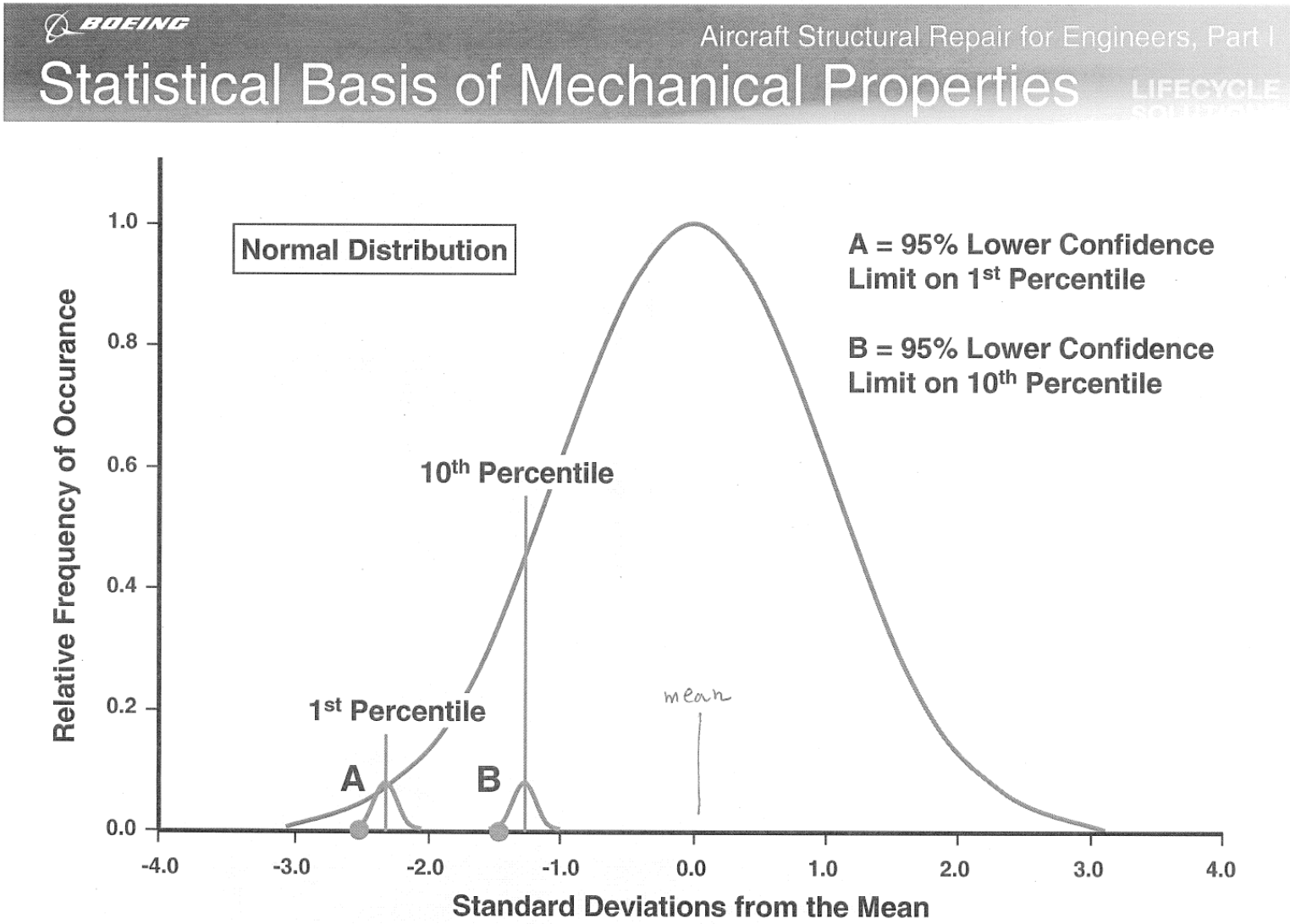


圖 7 材料 A, B 統計基礎(Statistical Basis)說明

當在查閱資料鋁合金材料性質表時，須依不同的扣件邊距(Edge Margin, e)，算出邊距與扣件直徑比 e/D 值，以求出所需之修理材料機械性質。通常邊距與扣件直徑比 e/D=2.0，亦即邊距=2.0D ± 0.05 inches，但在設計結構修理方法時，邊距與扣件直徑比 e/D 會取 1.7，以保守計算材料強度值，避免因前述 2D 之邊距公差 0.05 inches 造成估算上之誤失。

另外，材料在延晶粒(Grain)及非延晶粒方向上的材料強度亦有所不同，在鋁合金材料性質表上亦有所區分。延晶粒方向稱為 L 方向(Longitudinal Direction)，與延晶粒方向垂直的方向稱為 LT 方向(Long Transverse Direction)，在材料厚度的方向則稱為 ST 方向(Short Transverse Direction)，如圖 8 所示。

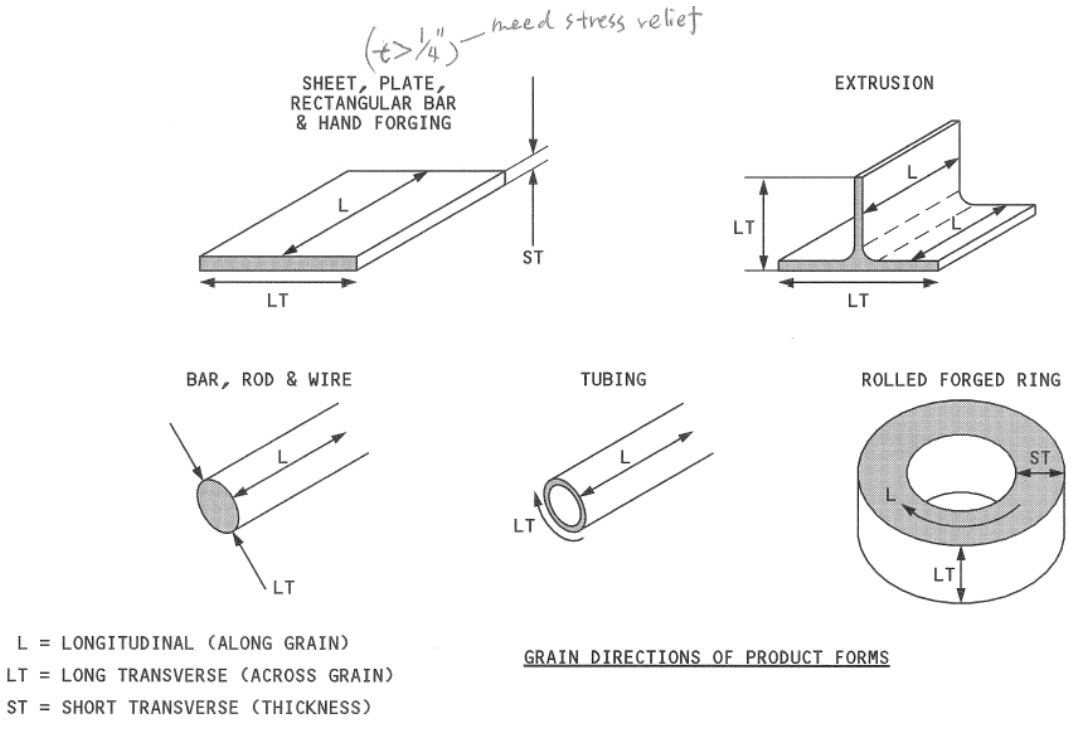


圖 8 材料晶粒方向

五、結構修理用扣件選用

扣件(Fasteners)選用可說是飛機結構修理另一項重要的課題，扣件功能在於將修理零件與飛機基礎結構進行結合，並負有傳遞負載(Load Transfer)的任務，將修理零件所承受之負載傳至飛機基礎結構上。

(一) 扣件編碼原則：

扣件編碼可分為藍圖上之圖示(如圖 9)，以及修理方法中一般之描述，例如：BACR15BB8D8，波音公司對於扣件之編碼原則如圖 10 所示。

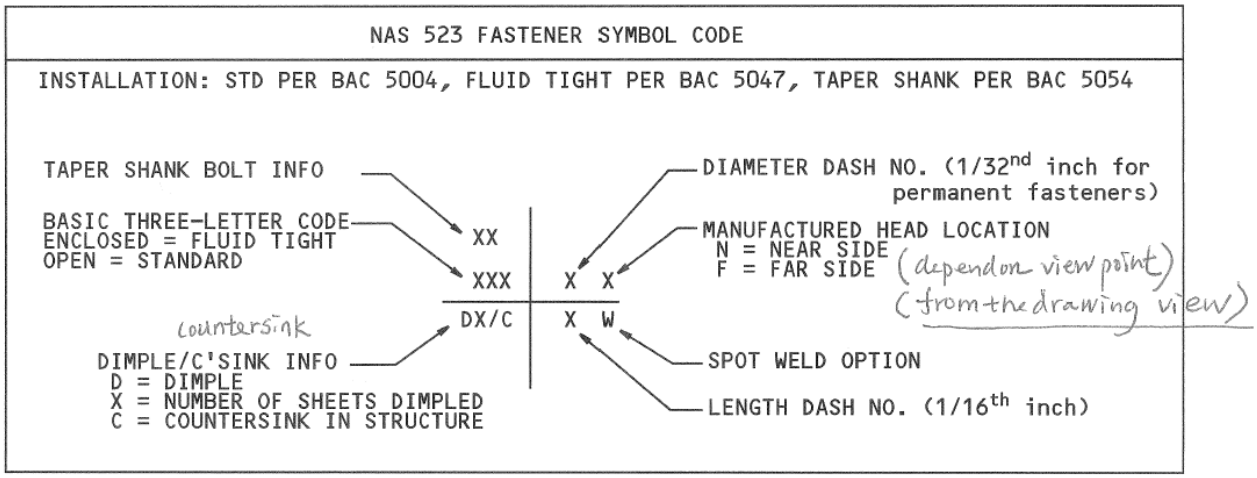


圖 9 藍圖上扣件編碼圖示

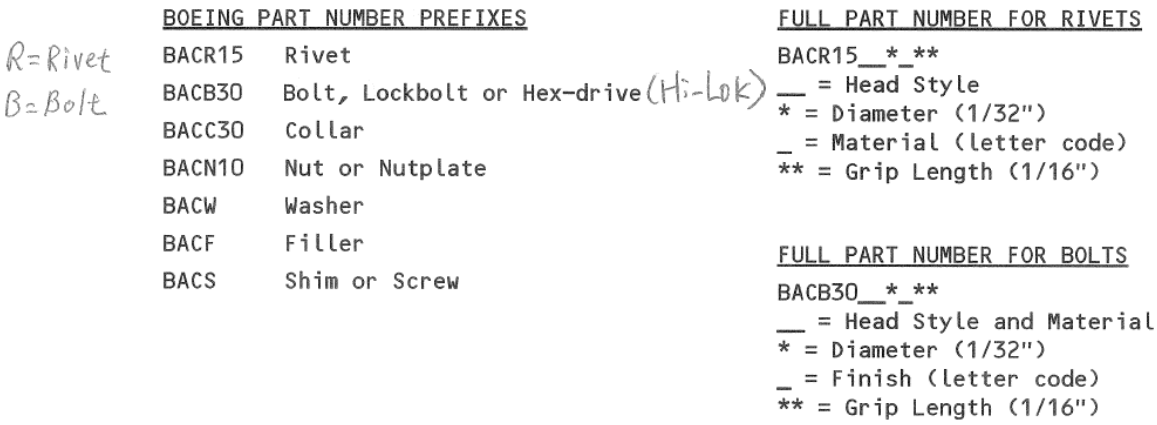


圖 10 波音公司扣件編碼原則

(二) 扣件分類：

扣件主要分類依拆卸方式，分為永久性扣件(Permanent Fasteners)及可拆式扣件(Removable Fasteners)。而扣件之頭部可依其負載功能分為 Tension Head 及 Shear Head。另可依安裝位置細出盲扣件(Blind Fasteners)。分述如后：

1. 永久性扣件(Permanent Fasteners)及可拆式扣件(Removable Fasteners)：

   永久性扣件為拆卸時須破壞扣件者，例如：Rivets、Lockbolts 及 Hex-Drive Bolts (如：Hi-Lok)。而可拆式扣件則為疲勞或結構螺栓(Fatigue or Structural Bolts)，如圖 11 所示。

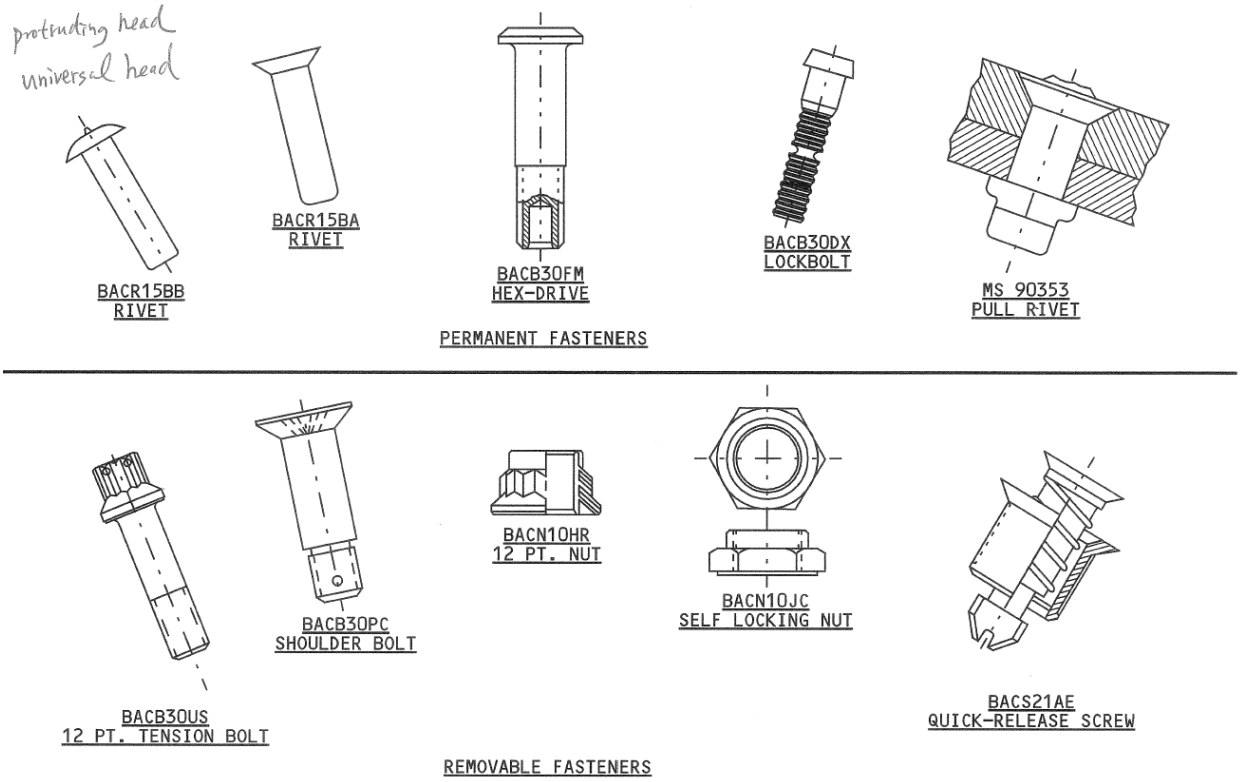


圖 11 永久性扣件及可拆式扣件

2. Tension Head 扣件及 Shear Head 扣件：

當扣件位置承受的剪應力時，則應選用 Shear Head 扣件，Shear Head 扣件的特色為其扣件頭部較薄。當扣件位置承受的軸向應力時，則應選用 Tension Head 扣件，Tension Protruding Head 扣件的特色為頭部較厚，且直徑較大，同時亦具有多之螺牙；至於 Tension Flush Head 扣件，其沉頭孔須較深。Tension Head 扣件及 Shear Head 扣件，如圖 12 所示。

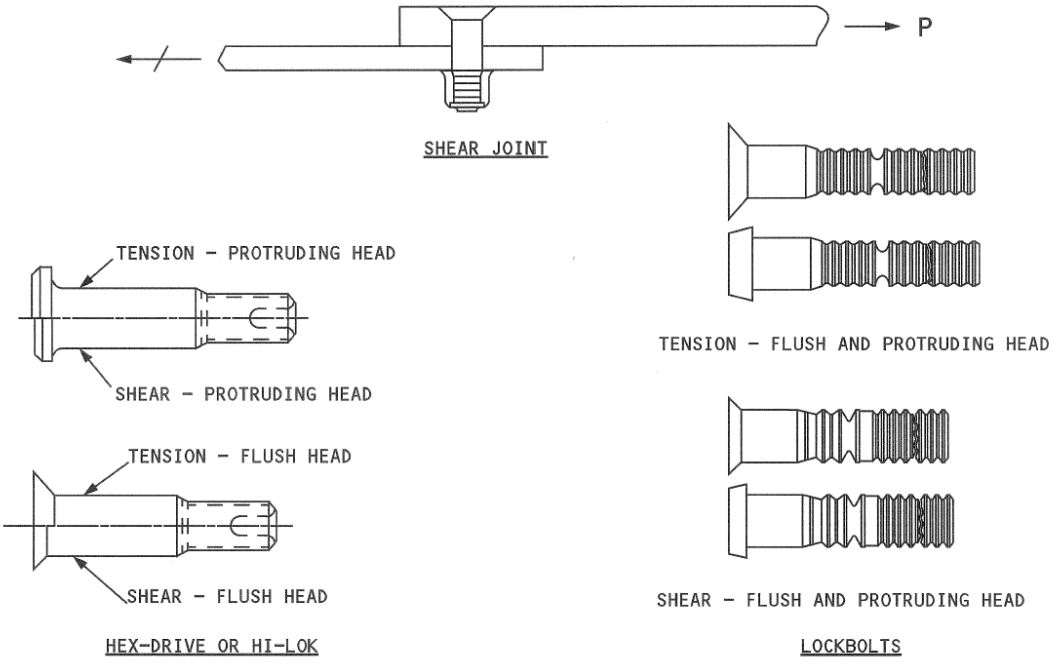


圖 12 Tension Head 扣件及 Shear Head 扣件

3. 盲扣件(Blind Fastener)：

盲扣件因可只從單邊進行安裝，因此常使用於無法進手的區域，盲扣件包括盲螺栓(Blind Bolts)及盲鉚釘(Blind Rivets)。由於盲螺栓之扣件頭部成型在看不到的一邊，因此其安裝須謹慎小心依照程序進行，亦即安裝於正確的孔徑，選擇正確的扣件夾持厚度(Grip Length)及扣件直徑，並以正確的工具及

技術進行盲螺栓安裝作業。至於盲鉚釘其強度較差，因此不能做相同直徑之盲螺栓之替換扣件，且由於盲鉚釘不會完全填滿孔隙，故盲鉚釘不可安裝於承受張力、振動的修理區域，以避免盲鉚釘鬆脫，當盲鉚釘依據 SRM 使用於修理區域時，通常為時限修理(Time-Limited Repair)，後續須對修理區域進行重複性檢查(Repetitive Inspection)，以檢出盲鉚釘是否鬆脫。盲螺栓(Blind Bolts)及盲鉚釘(Blind Rivets)，如圖 13 所示。

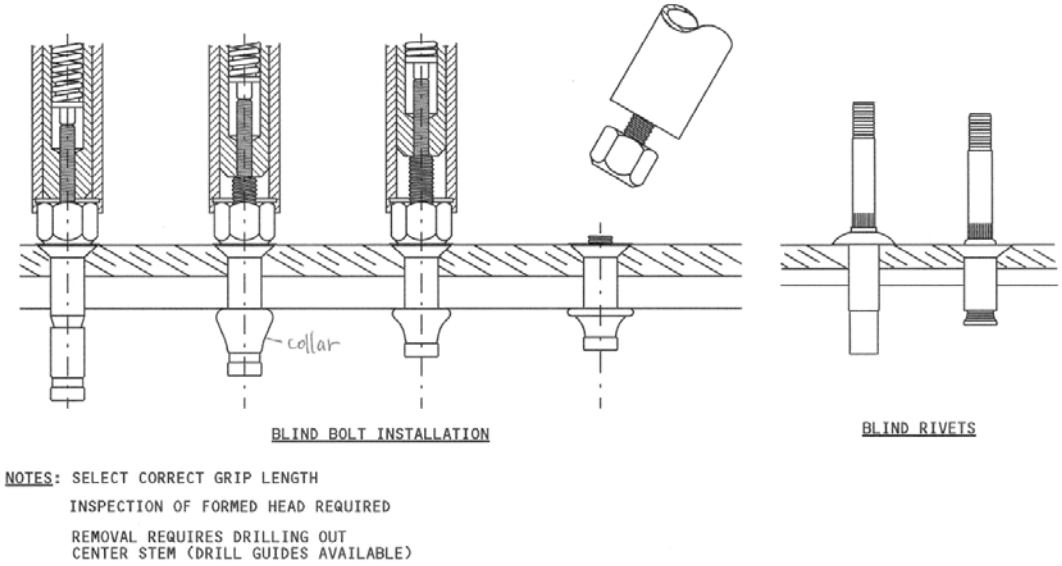


圖 13 盲螺栓(Blind Bolts)及盲鉚釘(Blind Rivets)

4. 扣件與安裝孔位之配合(Hole Fit)

一般而言，扣件與安裝孔位之配合有三種：餘隙配合(Clearance Fit)、過渡配合(Transition Fit)及緊配合(Interference Fit)。

餘隙配合(Clearance Fit)：安裝孔徑大於扣件之桿徑(Shank Diameter)時稱為餘隙配合。依餘隙由小至大，又分為 Class I, II, III 三種餘隙配合，Class I 餘隙配合適用於可拆式扣件(Removable Fastener)，Class I 餘隙配合所安裝之扣件仍可傳遞

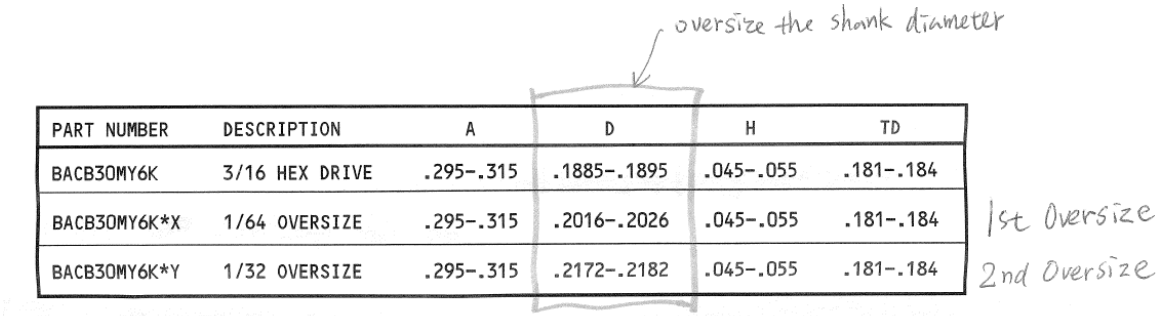
剪應力；Class II 餘隙配合則適用於 Nutplate 安裝；至於 Class III 餘隙配合由於間隙過大，則不適用於飛機結構修理。

緊配合(Interference Fit)：安裝孔徑小於扣件之桿徑時稱為緊配合。適用於安裝永久性扣件(Permanent Fasteners)。

過渡配合(Transition Fit)：安裝孔徑與扣件之桿徑接受時稱為緊配合，亦即扣件安裝時，可能為緊配合或餘隙配合。亦適用於安裝永久性扣件(Permanent Fasteners)。

5. 擴孔(Oversize)

當進行飛機結構修理時，為使受損之扣件孔位完全移除裂紋或銹蝕等損傷區域，須進行孔徑加大作業，稱為擴孔。對於擴孔安裝扣件時，亦須使用的大一號之扣件，其目的在仍維持孔位之過渡配合(Transition Fit)，以提供良好的抗疲勞能力(Fatigue Resistance)。圖 14 所示為鉚釘或 Hex-Drive Bolt 修理用扣件之擴孔孔徑增加原則。



PART NUMBER	DESCRIPTION	A	D	H	TD
BACB30MY6K	3/16 HEX DRIVE	.295-.315	.1885-.1895	.045-.055	.181-.184
BACB30MY6K*X	1/64 OVERSIZE	.295-.315	.2016-.2026	.045-.055	.181-.184
BACB30MY6K*Y	1/32 OVERSIZE	.295-.315	.2172-.2182	.045-.055	.181-.184

FACTORY FASTENER	REPAIR FASTENER TYPE	TYPICAL REPAIR FASTENER SIZE
RIVET	RIVET	SAME DIAMETER
RIVET	HEX-DRIVE OR LOCKBOLT	1/32 OVERSIZE
HEX-DRIVE OR LOCKBOLT	HEX-DRIVE OR LOCKBOLT	1/64 OVERSIZE

圖 14 鉚釘/Hex-Drive Bolt 擴孔原則

(三) 扣件選用原則：

圖 15, 16, 17 列出有關 Rivet 與 Lockbolt/Hex Drive Bolt 比較、不同 Rivet 間之比較，以及 Lockbolt 與 Hex Drive Bolt 之比較，以供扣件選用原則之參考。

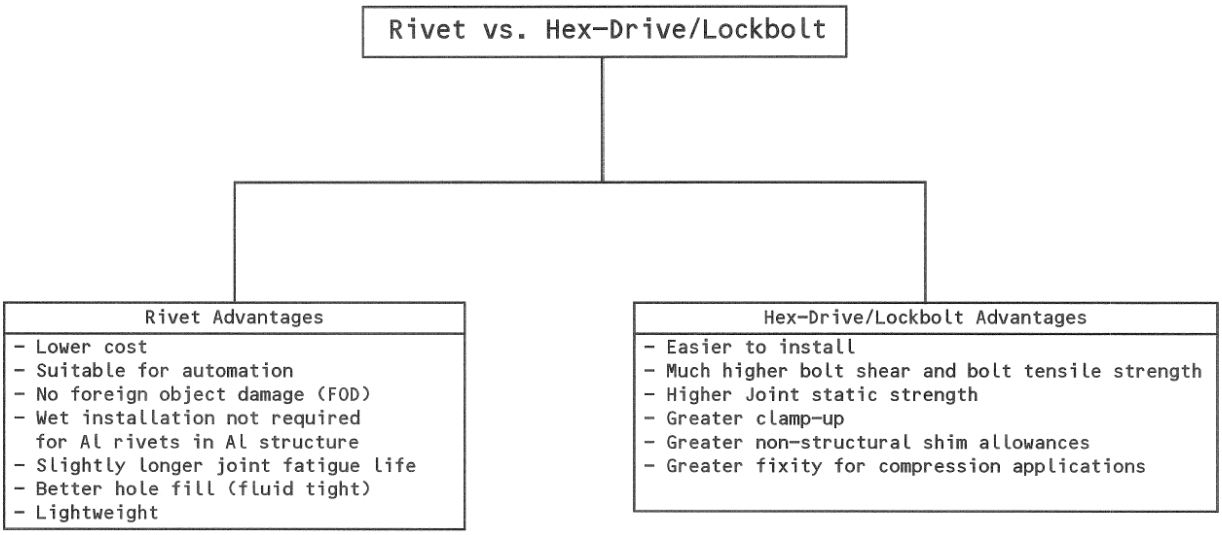


圖 15 Rivet 與 Lockbolt/Hex Drive Bolt 比較

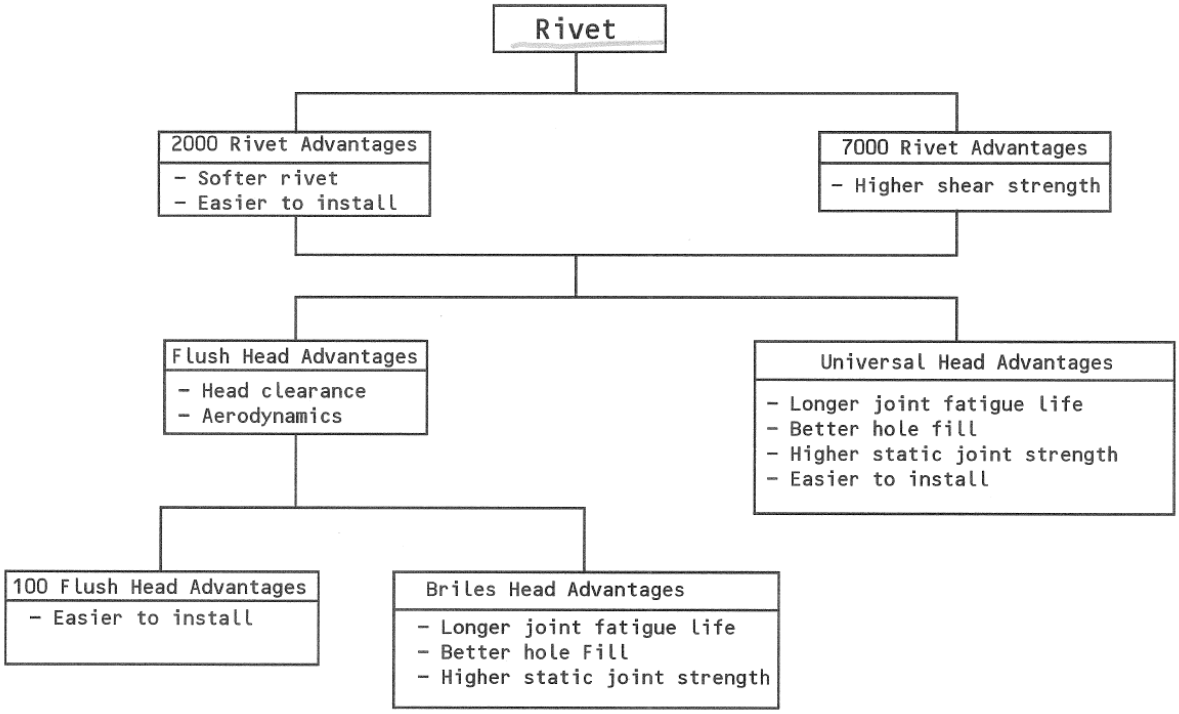


圖 16 Rivet 比較

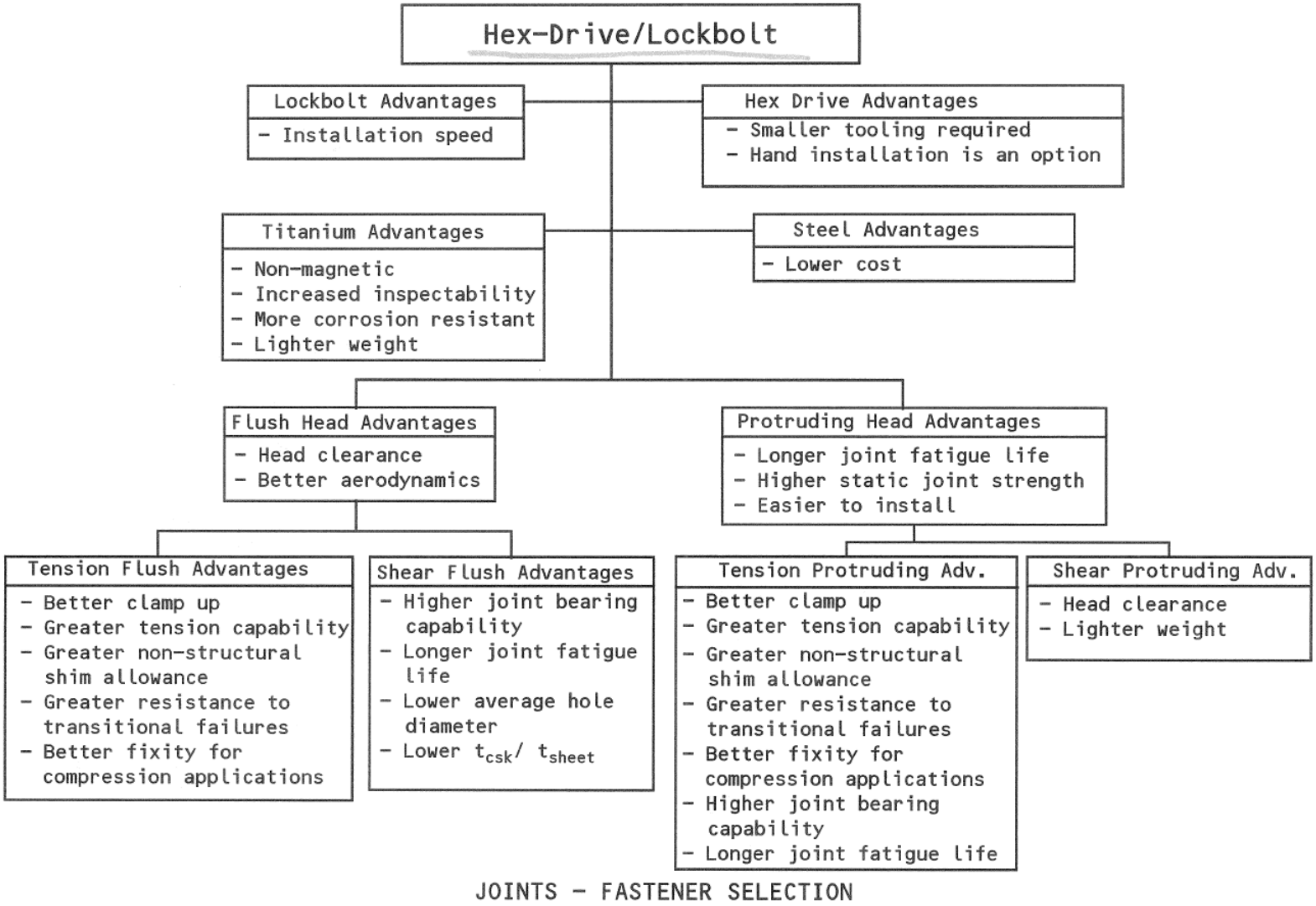


圖 17 Lockbolt 與 Hex Drive Bolt 之比較

六、飛機搭接結構分析

飛機搭接結構件係以扣件、銲接或膠合方式將兩個結構組件組裝而成。而最常見的飛機搭接結構件係以扣件方式進行組裝，而扣件在搭接結構組件中係承受剪應力作用，且結構損傷經常發生此區域，因此在進行結構修理時，須注意相關搭接結構之設計理念，以設計符合飛機結構強度之修理方法。

(一) 常見搭接結構分類：

主要為機身結構、機翼內部結構，以及機翼與機身搭接結構。分述如后：

1. 機身結構 – 機身蒙皮縱向搭接(Skin Longitudinal Lap Joint)：

   波音與麥道公司之蒙皮搭接方式不同，如圖 15 所示。麥道公司善於利用 Finger Doubler，以減少第一排扣件應力集中，並提高其可檢測性，且於蒙皮搭接處形成同平面應力傳遞(Non-Eccentric Load Transfer)，搭接之扣件處則為雙剪應力(Double Shear)受力模式，缺點則是增加零件數量及製造費時等。

   而波音公司則採用安裝三排扣件方式進行蒙皮搭接，故於蒙皮搭接處形成非同平面之應力傳遞模式(Eccentric Load Transfer)，在搭接之扣件處則為單剪應力(Single Shear)受力模式，故第一排的扣件將受最大應力，也是結構及修理之檢查重點區域，其優點為零件數量少且容易製造。圖 18 波音與麥道公司之機身蒙皮搭接(Skin Lap Joint)比較示意圖。

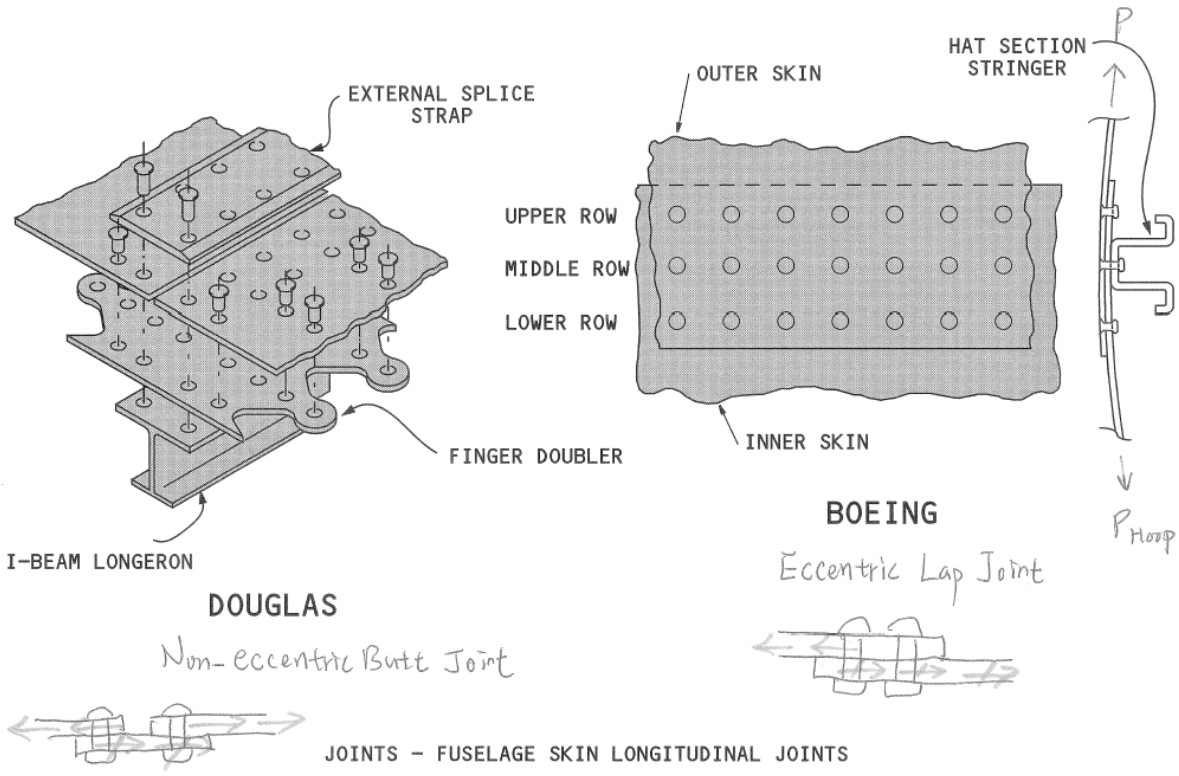
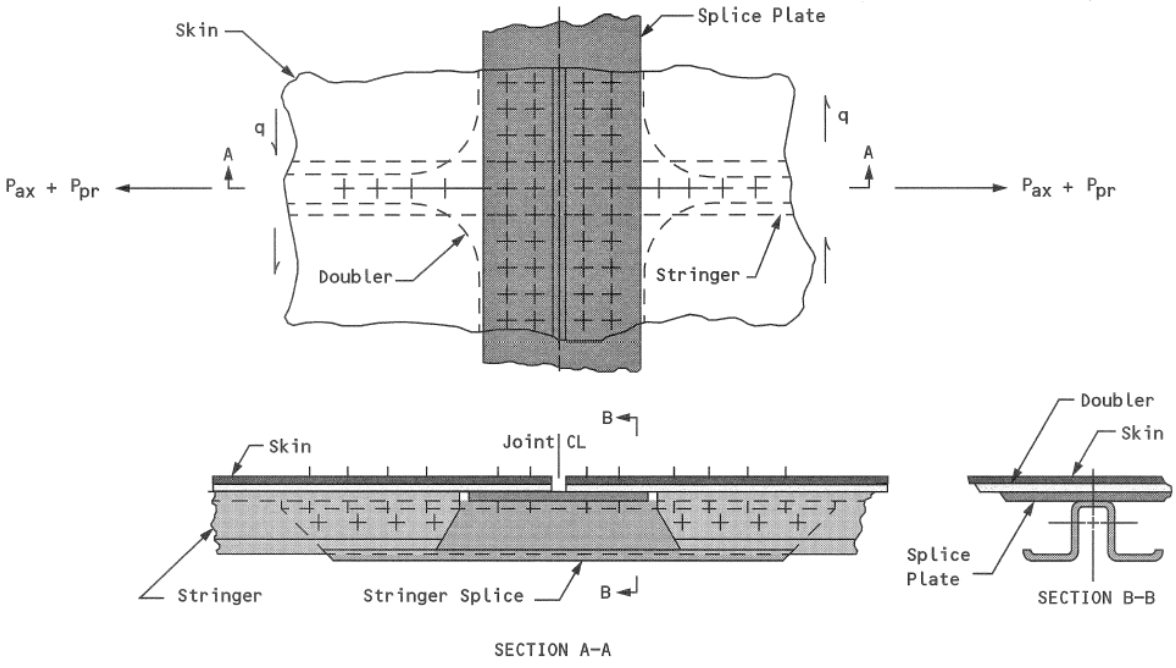


圖 18 機身蒙皮搭接(Skin Lap Joint)示意圖

2. 機身結構 – 機身蒙皮環向搭接(Skin Circumferential Joint)：其搭接方式是將一段機身與另一段機身以蒙皮對接(Skin Butt Joint)方式進行搭接，並安裝加強補片(Internal Splice Plate)，同樣地，加強條(Stringer)也以 Splice Fitting 接合。機身蒙皮環向搭接在正負載飛航時，所受到為機身彎矩(Bending Moment)應力，因此機身頂部結構(Crown)受到的是張力(Tension)，而機身龍骨結構(Keel Beam)則是受到壓應力(Compression)。此處結構搭接厚度大，因此多使用 Lockbolt 及 Hi-Lok 扣件。圖 19 為機身蒙皮環向搭接(Skin Circumferential Joint)示意圖。



P_{ax} = skin stringer segment load due to body bending, lb.
P_{pr} = skin stringer segment load due to body internal pressure, lb.
q = shear loading, lb./in.

圖 19 機身蒙皮環向搭接(Skin Circumferential Joint)示意圖

3. 機身結構 – 機身框架搭接(Fuselage Frame Joint)：

機身框架(Fuselage Frame)主要是靠 Shear Tie 與機身蒙皮及加強條(Stringer)搭接，機身框架所受應力是透過 Shear Tie 傳遞剪應力至機身蒙皮，故稱為 Shear Tie。圖 20 為三種常見機身框架以 Shear Tie 進行搭接之示意圖。Shear Tie 可以整合式零件，亦可單純為 Structural Clip，波音常使用 Clip 型式之 Shear Tie，以方便製造及修理。至於機身框架在下機身部分，則常利用 Integral Shear Tie，加上 Fail-Safe Angle，以增加承受彎矩、艙壓應力(Hoop Stress)。另外，除 Shear Tie，亦常見利用 Fuselage Stringer Clip 搭接機身框架，以利將蒙皮受到之艙壓應力，傳遞至機身框架上。

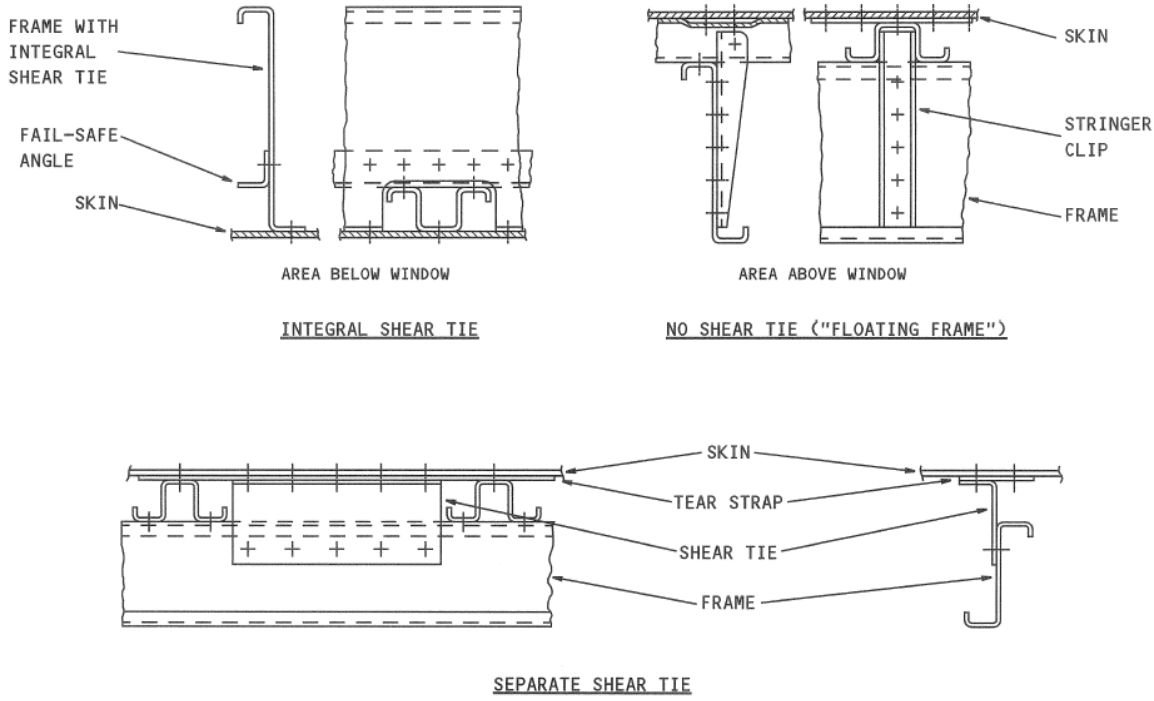


圖 20 機身框架以 Shear Tie 進行搭接示意圖

4. 機身結構 – 機身框架與地板樑搭接(Fuselage Frame to Floor Beam Joint)：

機身框架與地板樑是透過 Support Post、Shear Tie 及 Doubler 等零件搭接，地板樑負載經由這些搭接零件傳遞至機身框架，因此機身框架則承受來自於地板樑所形成之張力及剪應力之合力。圖 21 為機身框架以 Shear Tie 進行搭接示意圖。

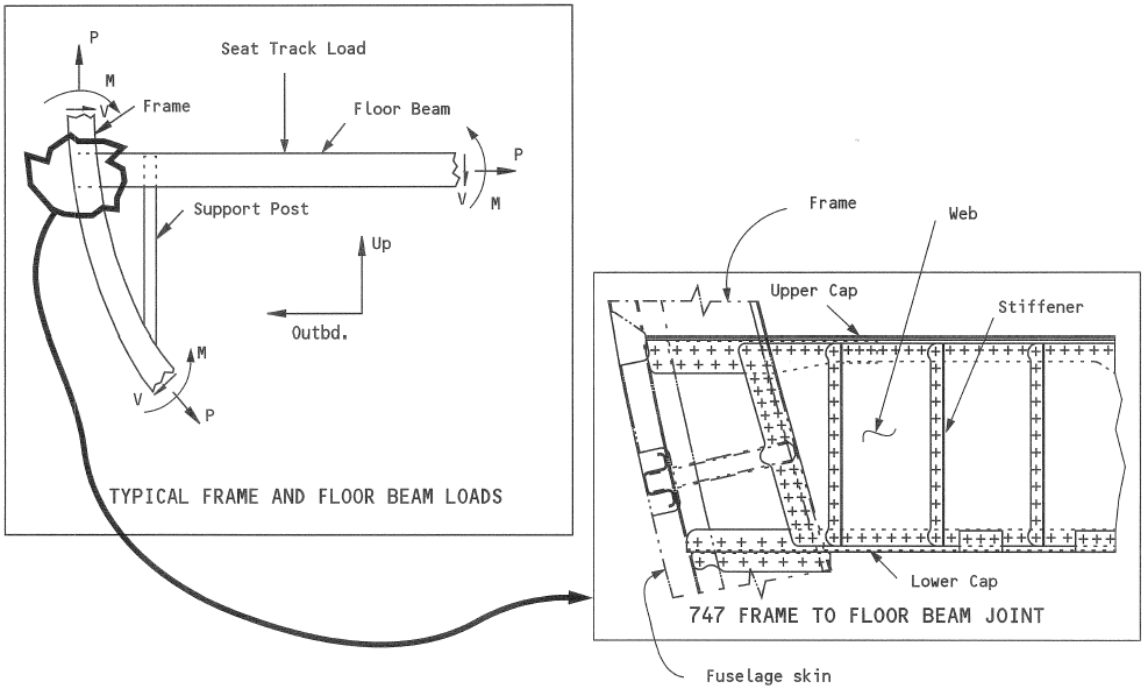


圖 21 機身框架與地板樑搭接示意圖

5. 機翼與機身搭接結構(Wing to Body Joint)：

   此部分為飛機機體中受力最大的搭接結構，其設計必須考量失效安全(Fail-Safe)的概念。其受到的負載，則來自翼樑(Wing Spar)經由機身隔框鍛造組件(Fuselage Bulkhead Forgings)所傳遞的剪應力，及來自機翼蒙皮的 Spanwise Loads。圖 22 為機翼與機身搭接結構(Wing to Body Joint)示意圖。

6. 機翼翼展方向上的搭接結構(Wing Skin Spanwise Joint)：

   機翼翼展方向上的搭接結構主要由前、後翼樑，以及上、下蒙皮，以及加強條(Stringer)組成。

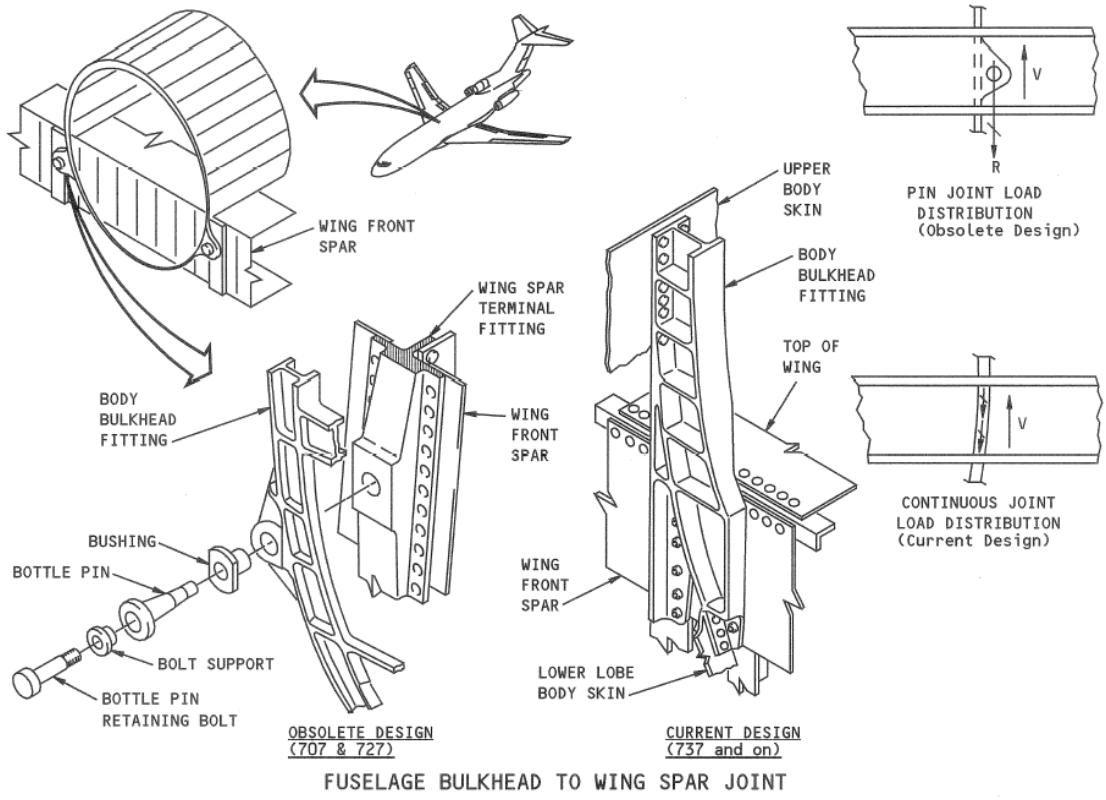


圖 22 機翼與機身搭接結構(Wing to Body Joint)示意圖

(二) 搭接結構破壞模式(Joint Failure Mode)：

飛機搭接結構主要的破壞模式有四種：Net Tension Failure、Tear Out Failure、Bearing Failure 及 Fastener Shear Failure，此四種以外的破壞模式，稱為 Transitional Failure，因其難以用測試加以驗證，故應進行仔細設計評估考量，以避免發生此一破壞模式。在設計結構修理方法時，須評估四種破壞模式發生時之應力，並取其最低者，為搭接結構之承載能力(Load Capability)，而該最低應力所導致之破壞模式即為關鍵性破壞模式(Critical Failure Mode)，亦為設計修理方法時之計算重點。以下分別說明各種破壞模式發生情形及計算公式：

1. 板片 Net Tension Failure：

   Net Tension Failure 亦即搭接之板片發生張應力(Tension Stress)破壞，發生於垂直外力的板片之厚度平面上。計算方式及破壞模式示意圖如圖 23 所示。

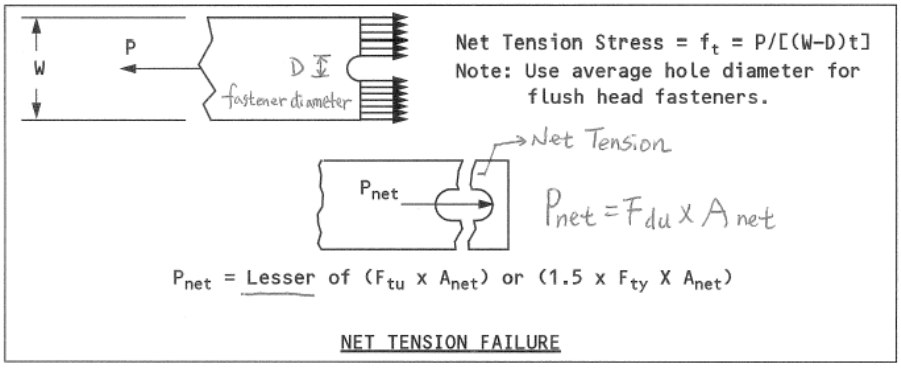


圖 23 Net Tension Failure/板片破壞示意圖

2. 板片 Tear Out Failure (Shear Out Failure)

   由於扣件安裝距離板片邊緣過小(例如：小於 1.7D)時，使板片延著對施力平行的方向上產生剪應力破壞(Shear Failure)。

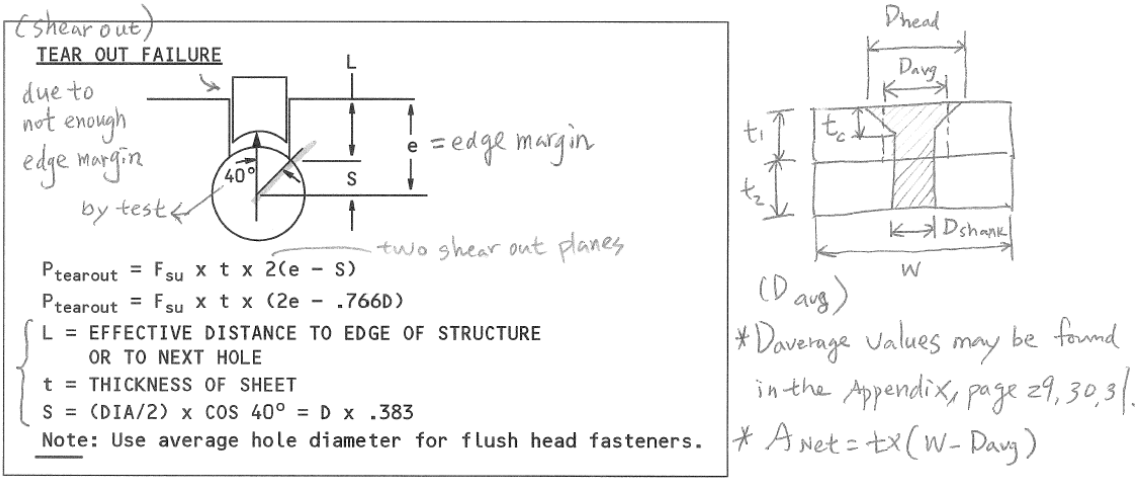


圖 24 板片 Net Tension Failure 示意圖

3. 板片 Bearing Failure：

Bearing Failure 為搭接結構之扣件安裝孔位，因受到張應力作用，導致孔位形變(Hole Deformation)而產生受力方向上之徑向延展(Hole Elongation)而發生板片破壞，計算發生 Bearing Failure 之最大負載時，須同時評估板片所能承載之限制負載及極限負載，其評估公式及示意圖如圖 25。波音公司通常以評估 1.7D 之扣件邊距下之板片 Bearing Failure，以避免一般 SRM 要求之 2D 扣件邊距公差 0.05 inches，使計算結果保守安全。

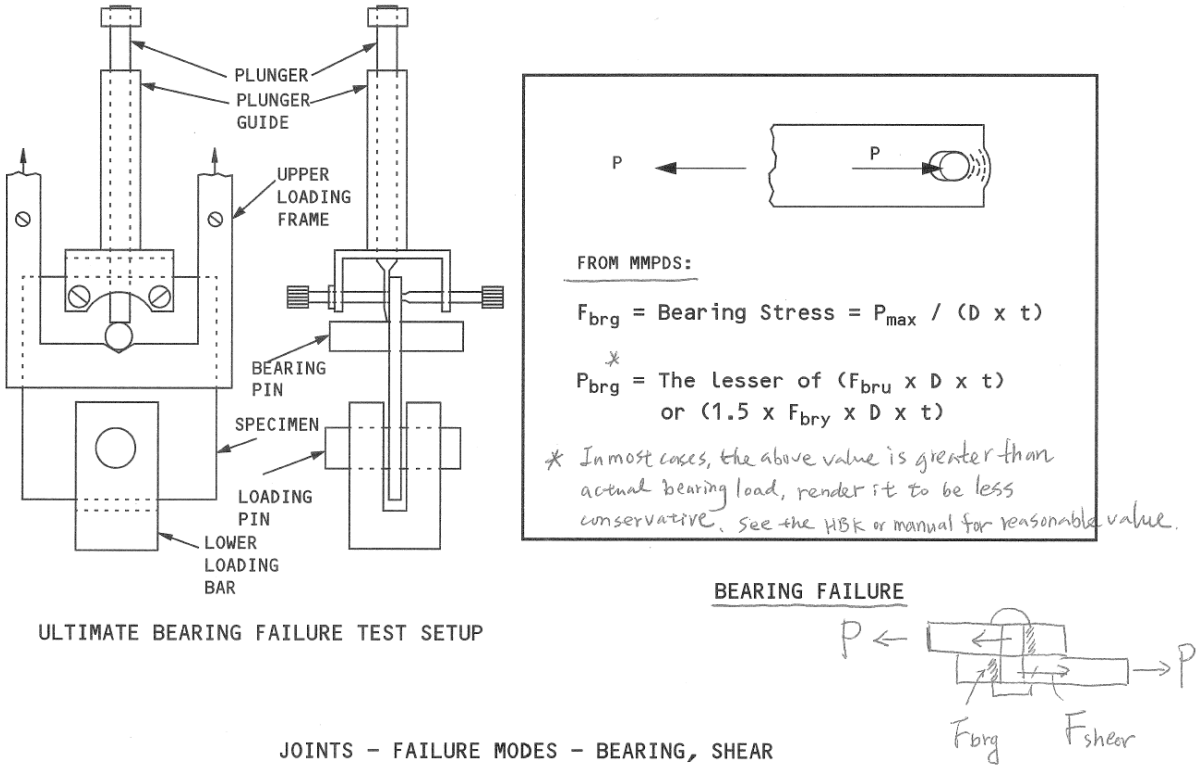


圖 25 板片 Bearing Failure 示意圖

4. Fastener Shear Failure(扣件剪力破壞)

受到搭接結構中之板片所傳遞之受力，對扣件上形成剪應力，超過扣件本身之所能承受之最大剪力時，扣件桿身發生剪力破壞。其評估公式及示意圖如圖 26 所示。

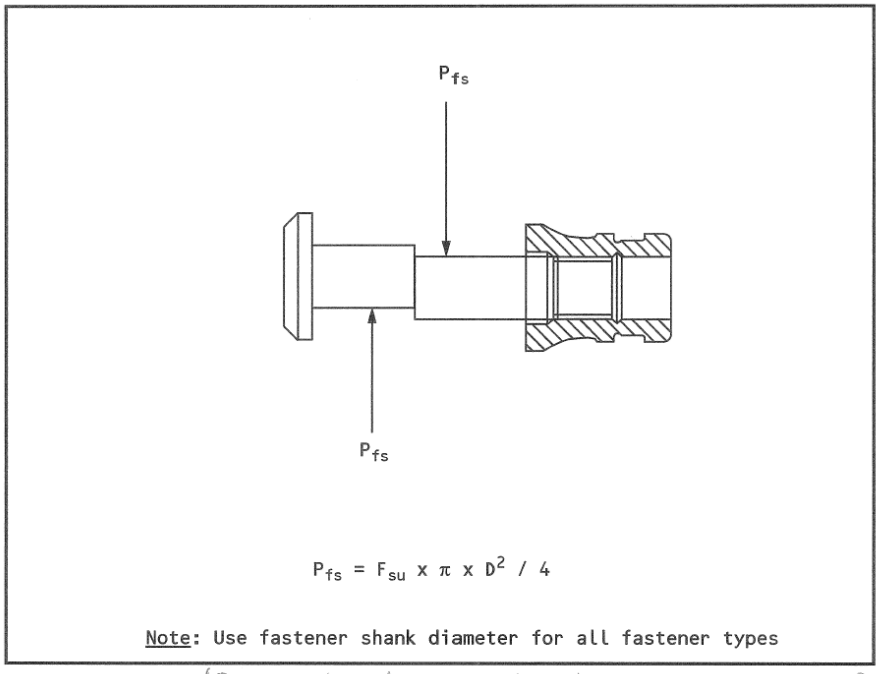


圖 26 Fastener Shear Failure(扣件剪力破壞)示意圖

另外，須注意通常發生破壞之實際應力皆較前述計算公式所得出之應力小，除了板片 Net Tension Failure 破壞應力計算，仍可使用公式外，其餘在計算 Tear Out Failure、Bearing Failure 及 Fastener Shear Failure 等三項破壞應力時，應多利用飛機原製造廠經過測試驗證所得出之搭接結構應力表(Joint Allowable Table)，做為評估各種破壞模式之破壞應力來源較為保守安全。故總結計算這四種飛機搭接結構主要破壞模式的方式如表 1 所示。

P_{joint} = Lowest of P_{net}, $P_{tearout}$, P_{brg} or P_{fs}

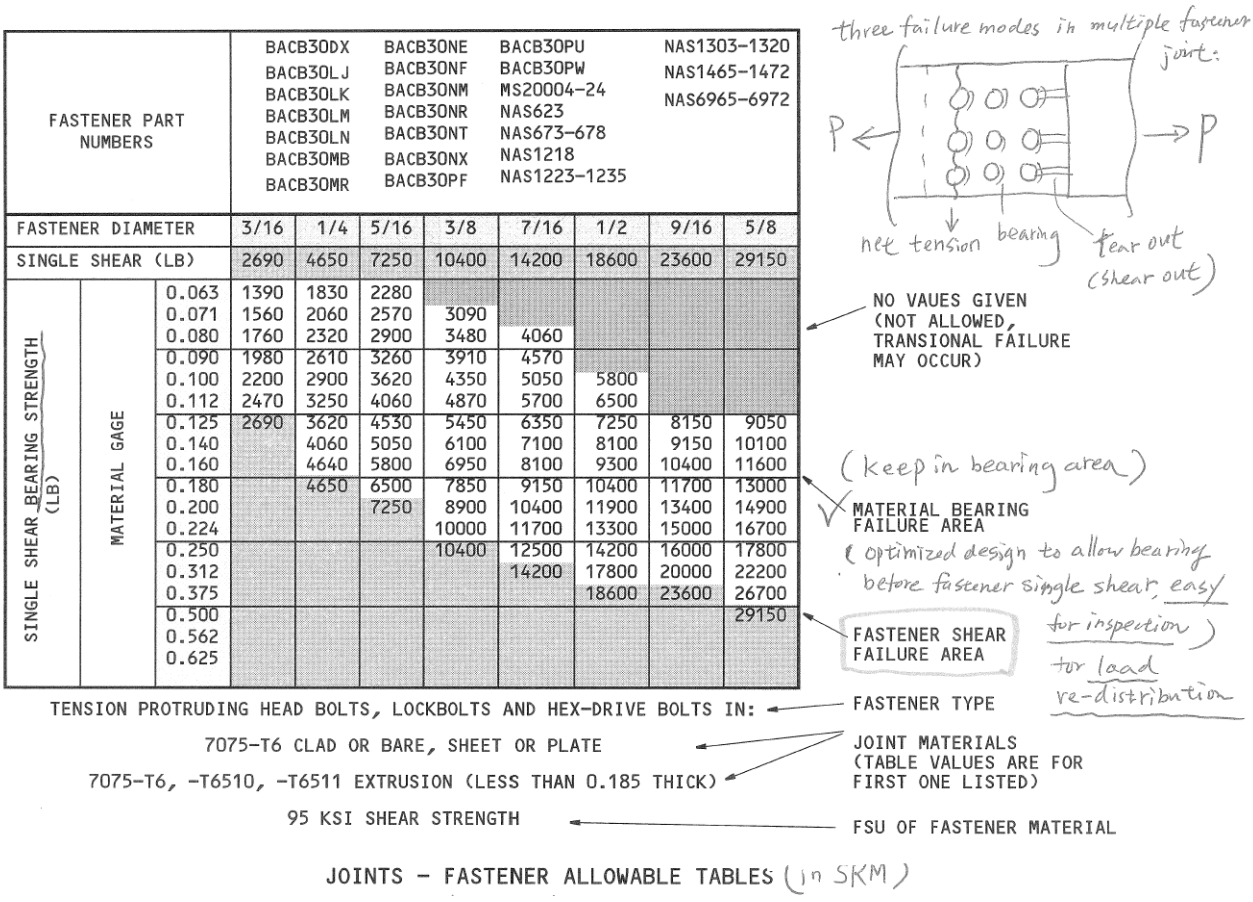
Failure Mode	Preferred Method of Solution	Allowable Alternate Method
Net Tension*	P_{net} = Lesser of (F_{tu} x A_{net}) or (1.5 x F_{ty} x A_{net})	None
Tear Out*	Use SRM or MMPDS Joint Tables	$P_{tearout} = F_{su} \times t \times (2e - .766D)$ e=edge margin
Bearing	Use SRM or MMPDS Joint Tables	P_{brg} = Lesser of (F_{bru} x D x t) or (1.5 x F_{bry} x D x t) (caution!)
Fastener Shear**	Use SRM or MMPDS Joint Tables	$P_{fs} = F_{su} \times \pi \times D^2 / 4$

*Use D_{avg} for countersink fasteners.
**Use D_{shank} for both protruding and countersink fasteners

The joint allowable, P_{joint}, is the lowest value of P_{net}, $P_{tearout}$, P_{brg}, P_{fs}.

表 1　四種飛機搭接結構主要破壞應力計算方式

圖 27 所示為 Joint Allowable Table 範例，使用此表時須注意原則為，必須假設使板片搭接結構中之板片發生 Bearing Failure 的時機，先於扣件產生剪力破壞(Shear Failure)，因為 Bearing Failure 發生時，可較容易於結構檢查時發現，且板片發生一處 Bearing Failure 後，負載將會重新分布(Load Re-Distribution)，並繼續承受負載。至於 Oversize Fastener，由於強度增加比率甚少，可忽略不計，故仍以原來扣件直徑查閱 Bearing Strength 即可。



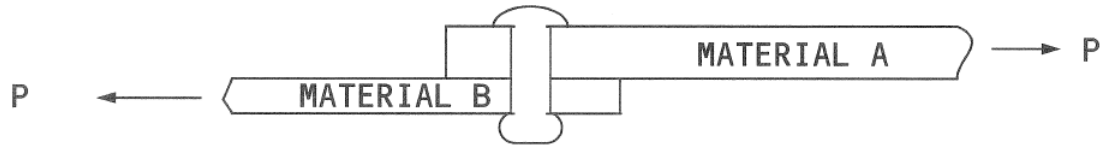
FASTENER PART NUMBERS			BACB30DX BACB30LJ BACB30LK BACB30LM BACB30LN BACB30MB BACB30MR	BACB30NE BACB30NF BACB30NM BACB30NR BACB30NT BACB30NX BACB30PF	BACB30PU BACB30PW MS20004-24 NAS623 NAS673-678 NAS1218 NAS1223-1235	NAS1303-1320 NAS1465-1472 NAS6965-6972			
FASTENER DIAMETER			3/16	1/4	5/16	3/8	7/16	1/2	9/16	5/8
SINGLE SHEAR (LB)			2690	4650	7250	10400	14200	18600	23600	29150
SINGLE SHEAR BEARING STRENGTH (LB)	MATERIAL GAGE	0.063	1390	1830	2280					
		0.071	1560	2060	2570	3090				
		0.080	1760	2320	2900	3480	4060			
		0.090	1980	2610	3260	3910	4570			
		0.100	2200	2900	3620	4350	5050	5800		
		0.112	2470	3250	4060	4870	5700	6500		
		0.125	2690	3620	4530	5450	6350	7250	8150	9050
		0.140		4060	5050	6100	7100	8100	9150	10100
		0.160		4640	5800	6950	8100	9300	10400	11600
		0.180		4650	6500	7850	9150	10400	11700	13000
		0.200			7250	8900	10400	11900	13400	14900
		0.224				10000	11700	13300	15000	16700
		0.250				10400	12500	14200	16000	17800
		0.312					14200	17800	20000	22200
		0.375						18600	23600	26700
		0.500								29150
		0.562								
		0.625								

圖 27 Joint Allowable Table 範例

(三) 搭接結構分析(Joint Analysis)：

搭接結構分析(Joint Analysis)主要分析模式有二種：一為單剪力結構分析，另一種為雙剪力結構分析，分析方式如圖 28, 29 所示。

SINGLE SHEAR JOINTS



P_A = MATERIAL A SINGLE SHEAR JOINT ALLOWABLE

P_B = MATERIAL B SINGLE SHEAR JOINT ALLOWABLE

P = TOTAL JOINT ALLOWABLE = LESSER OF P_A OR P_B

P_{SRM} = SINGLE SHEAR JOINT ALLOWABLE FROM THE SRM JOINT ALLOWABLE TABLES FOR A SIMILAR TEMPER OR PRODUCT FORM OF THE SAME ALLOY AS MATERIAL A OR B.

F_{BRG} = LESSER OF (F_{BRU}) OR (1.5 X F_{BRY})

SINGLE SHEAR JOINT ALLOWABLES

IF P_A OR P_B IS AVAILABLE IN THE TABLES, USE THE TABLES

IF P_A OR P_B IS NOT AVAILABLE IN THE TABLES:

$$P_A = P_{SRM} \times \frac{F_{BRG(\text{MATERIAL A, E/D=1.7, B-BASIS})}}{F_{BRG(\text{MATERIAL THAT } P_{SRM} \text{ IS BASED UPON, E/D=1.7, B-BASIS})}}$$

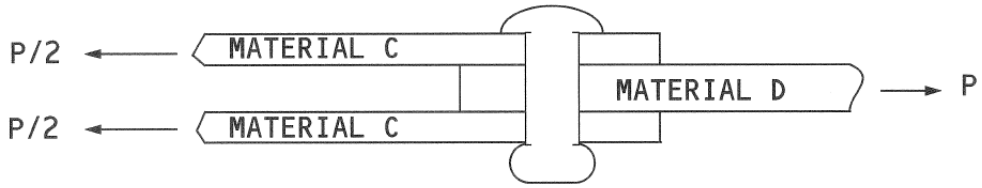
$$P_B = P_{SRM} \times \frac{F_{BRG(\text{MATERIAL B, E/D=1.7, B-BASIS})}}{F_{BRG(\text{MATERIAL THAT } P_{SRM} \text{ IS BASED UPON, E/D=1.7, B-BASIS})}}$$

NOTE: P_A AND P_B SHOULD NOT EXCEED THE FASTENER SHEAR CAPABILITY

JOINTS – USING FASTENER ALLOWABLE TABLES

圖 28 單剪力結構分析(Single Shear Joint Analysis)

DOUBLE SHEAR JOINTS



P_C = MATERIAL C SINGLE SHEAR JOINT ALLOWABLE

P_D = MATERIAL D DOUBLE SHEAR JOINT ALLOWABLE (two sheets/side of material C)

P = TOTAL JOINT ALLOWABLE = LESSER OF $(2 \times P_C)$ OR $(1 \times P_D)$

P_{SRM} = SINGLE SHEAR JOINT ALLOWABLE FROM THE SRM JOINT ALLOWABLE TABLES FOR A SIMILAR TEMPER OR PRODUCT FORM OF THE SAME ALLOY AS MATERIAL C.

F_{BRG} = LESSER OF (F_{BRU}) OR $(1.5 \times F_{BRY})$ (Bearing)

SINGLE SHEAR JOINT ALLOWABLES (MATERIAL C)

IF P_C IS AVAILABLE IN TABLES, USE THE TABLES

IF P_C IS NOT AVAILABLE IN TABLES:

$$P_C = P_{SRM} \times \frac{F_{BRG(\text{MATERIAL C, E/D = 1.7, B-BASIS})}}{F_{BRG(\text{MATERIAL THAT } P_{SRM} \text{ IS BASED UPON, E/D = 1.7, B-BASIS})}}$$

(Bearing)

DOUBLE SHEAR JOINT ALLOWABLES (MATERIAL D)

IF P_D IS AVAILABLE IN THE TABLES, USE THE TABLES (Rivet D.S. values are available in the tables)

IF P_D IS NOT AVAILABLE IN TABLES:

$P_D = F_{BRG(\text{MATERIAL D, E/D = 1.7, B-BASIS})} \times D \times T$

(min. edge margin)

NOTE: P_C AND P_D SHOULD NOT EXCEED THE FASTENER SHEAR CAPABILITY

JOINTS – USING FASTENER ALLOWABLE TABLES

(Also check the double-shear fastener capability = 2X fastener shear strength)

圖 29 雙剪力結構分析(Double Shear Joint Analysis)

對於單剪力搭接結構(Single Shear Joint)，其板片結構之 Bearing Load Capability，可由 SRM 之 Joint Allowable Tables 中查得，係由上、下板片中之各扣件 Bearing Capability 相互比較後，以低者做為該單剪力搭接結構之板片 Bearing Load Capability。

對於雙剪力搭接結構(Double Shear Joint)，其板片結構之 Bearing Load Capability，係由上、下板片中之各扣件 Bearing Capability 之加總，與中央板片扣件之 Bearing Capability 相互比較後，以低者做為該雙剪力搭接結構之板片 Bearing Load Capability。

若 Joint Allowable Tables 中未能提供所分析板片材料之 Bearing Strength 時，可由 Joint Allowable Tables 中所列同樣材料(但具有不同熱處理狀態(如：-T6 或-T651 等)或不同之邊距(e/D)條件)之 Bearing Strength，再以材料機械性質表中查得此兩種材料個別之降伏強度(Yield Strength)或極限強度(Ultimate Strength)後，即可以外插法(Extrapolation)計算標的材料之板片發生 Bearing Failure 之 Bearing Strength 值，此法稱為 Ratioing。圖 30 即為 Ratioing 計算方式之說明案例。

(四) 單位長度軸向負載(Running Loads)：

對機身蒙皮或 Web 結構進行負載分析時，可將計算整體零件受力情予以簡化為分析單位長度所受之軸向負載，此稱為單位長度軸向負載(Running Loads)，如圖 31 所示。

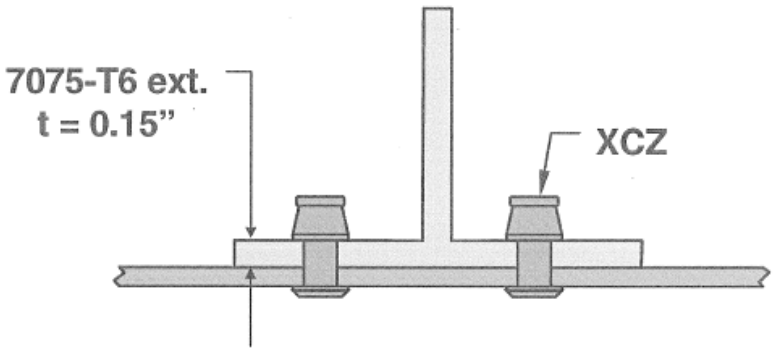
Example of Ratioing Joint Allowables

LIFECYCLE SOLUTIONS

Example: From Problem 7

- **Material A:** 7075-T6 extrusion, t = 0.15 inch
- **What is P_{cap}?**

- No table value for XCZ in 7075-T6 ext.
- Closest is Fig. 5, Table III, for 7075-T6 sheet
  - Same alloy, different form
  - To ratio from test values, must use tested material
  - Tested material is listed first in the table
  - Table III is based on clad sheet



$$P_A = P_{\text{joint table}} \times \frac{F_{brg\text{ - }A}}{F_{brg\text{ – A table matl.}}}$$

$$P_{7075\text{-T6 ext}} = P_{\text{fig. 5, tbl. III}} \times \frac{F_{brg\text{ – 7075-T6 ext.}}}{F_{brg\text{ – 7075-T6 clad}}}$$

圖 30 求得 Joint 板片之 Bearing Strength 之外插法(Extrapolation, Ratioing)

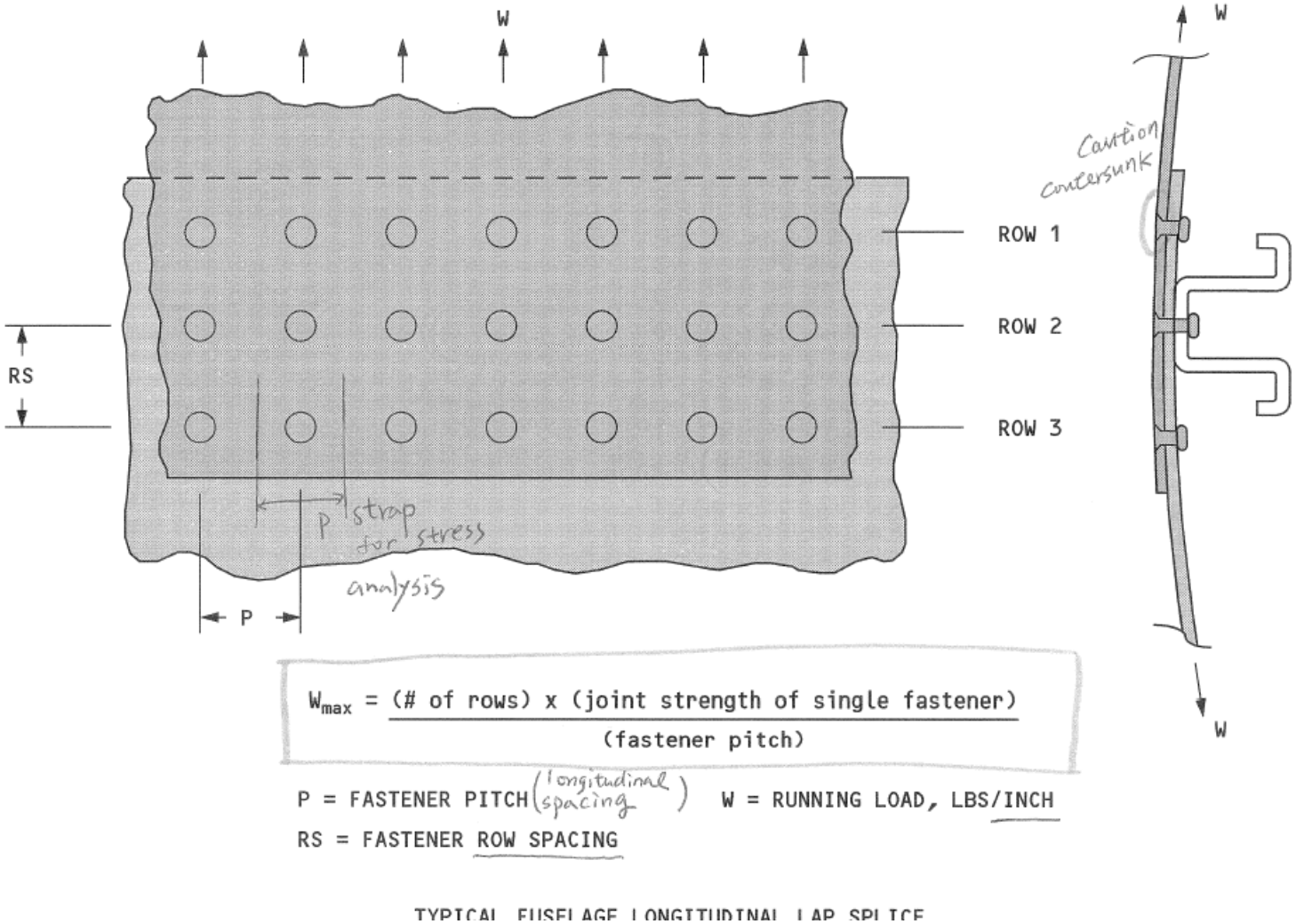


圖 31 單位長度軸向負載(Running Loads)計算說明

(五) 扣件安裝邊距(Edge Margin)及間距(Row Spacing/Pitch)分析：

扣件安裝邊距(Edge Margin)將影響板片搭接結構是否會產生 Shear Out Failure，而扣件安裝間距(Row Spacing/Pitch)則將影響每一排扣件之間是否會產生 Shear Out Failure/Tear Out Failure (Inter-Fastener Shearout)。

一般扣件安裝邊距為 2D ± 0.05 inch，但仍須查閱 SRM 及相關原廠藍圖標註(Note)。對於沉頭扣件，由於其沉頭將會增加直徑，導致減少以桿徑為計算基礎所得出邊距(2D)，因此須另使用平均直徑(Average Diameter)(Davg)做為沉頭扣件之邊距計算基礎。

當安裝邊距小於標準之 2D ± 0.05 inch 時，即產生邊距不足問題 (Short Edge Margin, SEM)，航空公司須向波音詢問評估是否可接受，課程中則提供波音可接受之 SEM 情形如圖 32，主要依據該 SEM 在垂直或水件於負載方向予以判定，並進行必要之計算評估 (Net Tension or Shearout Check)。

Edge margins (EM) normal to the primary load path.

Joints that typically carry tension loads:

- EM≥1.5D: Acceptable provided the part is shot peened.
- EM<1.5D: Not acceptable. The hole must be trimmed out and a doubler installed.
- Perform net tension checks on all parts less than 4D in width.

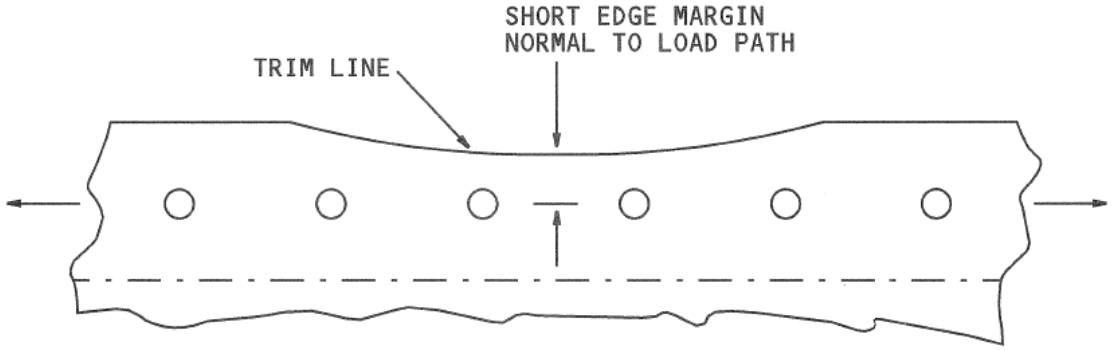
Joints that do not typically carry tension loads:

- EM≥1.5D: Acceptable.
- 1D≤EM<1.5D: Acceptable when not more than two fasteners are affected and two fasteners on each side can be oversized. In all other instances, a doubler must be added.
- EM<1D: Not acceptable. The hole must be trimmed out and a doubler installed.
- Perform net tension checks on all parts less than 4D in width.

Edge margins parallel to the primary load path.

All joints:

- EM≥1.7D: Use joint allowable tables directly.
- 1.5D≤EM<1.7D: Ratio joint allowable by F_{brg}(e/D=actual) / F_{brg}(e/D=1.7D). For bolts in double shear use F_{brg}(e/D=actual) x D x t, where F_{brg} = lesser of 1.5F_{bry} or F_{bru}.
- 1.0D≤EM<1.5D: Use tearout check.
- EM<1.0D: Not acceptable. The hole must be trimmed out and a doubler added.



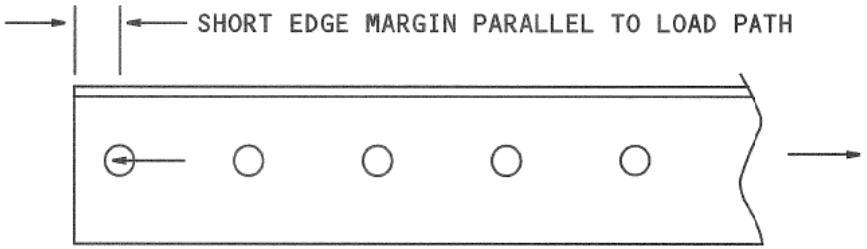
TYPICAL SHORT EDGE MARGIN NORMAL
TO PRIMARY LOAD PATH

ACCEPTABLE

EM ≥ 1.5D (1)

NOT ACCEPTABLE

EM < 1.5D (2)



TYPICAL SHORT EDGE MARGIN
PARALLEL TO PRIMARY LOAD PATH

ACCEPTABLE

EM ≥ 1.7D (3)

1.5D ≤ EM < 1.7D (4)

1.0D ≤ EM < 1.5D (5)

NOT ACCEPTABLE

EM < 1.0D (2)

$P_{allow,\ e/D=1.6} = P_{allow\ table\ (e/D=1.7)} \times \frac{F_{brg\ e/D=1.6}}{F_{brg.\ e/D=1.7}}$

(1) Shot peen part
(2) Trim out hole and repair
(3) Use joint table load
(4) Ratio load by relative F_{brg}
(5) Use tearout load

圖 32 邊距不足可接受之條件分析

至於扣件安裝間距，一般而言為 4D ~ 6D，但在膠合區域則須有較嚴的標準，因扣件間距太大，將使修理零件(修理補片等)受力造成與原結構件間過大的間隙(Pull-Up Gap)而產生脫膠，且造成修理零件 Buckling 而受損，一般而言，可允許至 0.01 inch 之間隙，在修理結構分析時，只要其 Pull-Up Stress 低於 50%之 Stress Corrosion Threshold，即可允許該間隙之存在。

另外在油箱結構，為防止結構膠合處產生縫隙，因此須縮短扣件間距，故常使用交錯排列安裝方式(Staggering)，以維持油箱結構完整性，避免漏油之危險。圖 33 所示為油箱結構扣件交錯排列安裝方式(Staggering)示意圖及不同扣件之常見間距要求。

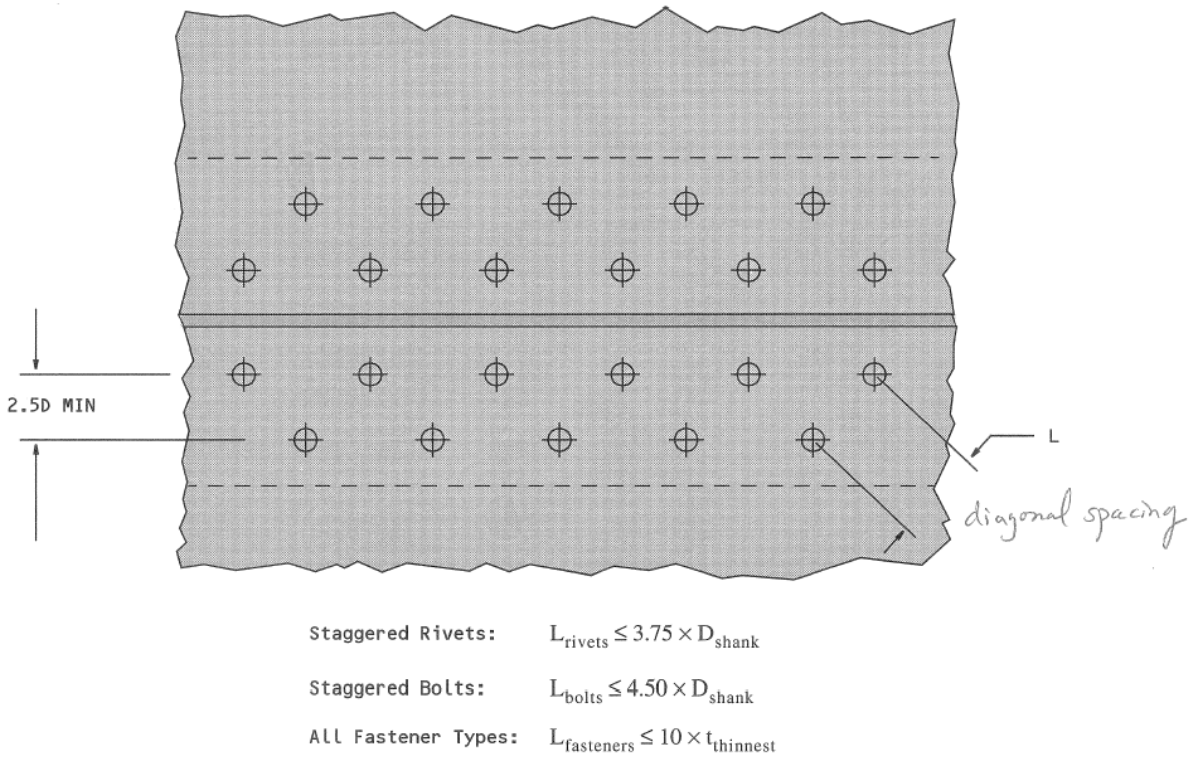


圖 33 油箱結構扣件交錯排列安裝方式(Staggering)

(六) 偏心負載(Eccentric Load)分析：

當搭接結構所受負載未通過扣件群組(Fastener Pattern)中心(Centroid)時，便對扣件群組中心產生力矩(Moment)，並作用在扣件上，而扣件此時產生二個反作用力，一是關於力矩的反作用力，二是作用於扣件之剪應力的反作用力。常見的偏心負載結構案例為聯接結構零件 Shear Tie，其功能在傳遞來自於飛機內部結構(如：Frame 或 Floor Beam)之負載至機身蒙皮，或將機身蒙皮所受的艙壓壓應力(Hoop Stress)，傳遞至機身框架(Frame)上，圖 34 為受力示意圖及案例說明。

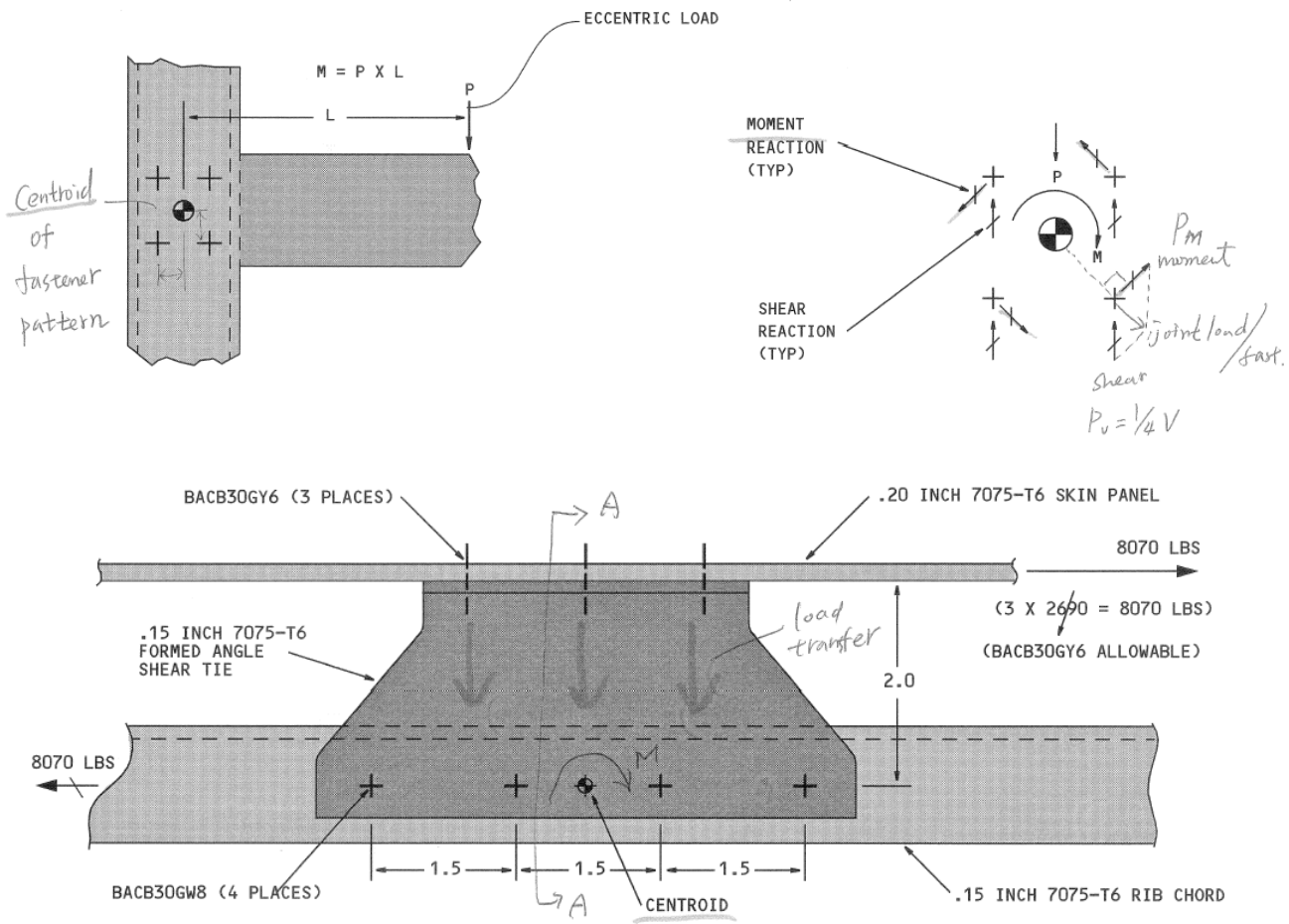


圖 34 偏心負載(Eccentric Load)分析及 Shear Tie 案例說明

除利用上述圖 34 之計算方式外，尚可使用如圖 35 之偏心負載表(Eccentric Load Chart)，依扣件偏心距離，查得扣件群各扣件因受偏心負載所承受之最大負載值，但使用限制條件必須是扣件間距為等距、相同扣件型式/直徑、扣件排序與負載在同一直線上，且材料厚度須固定。

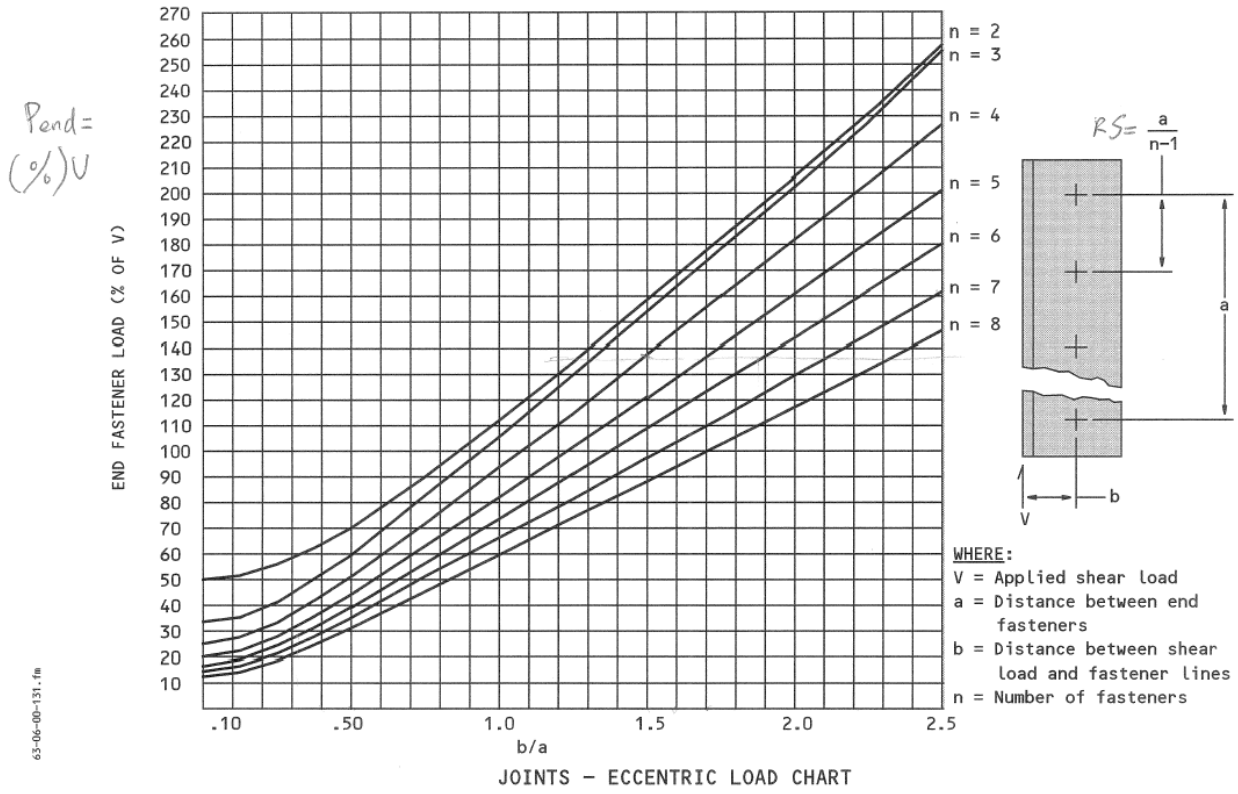
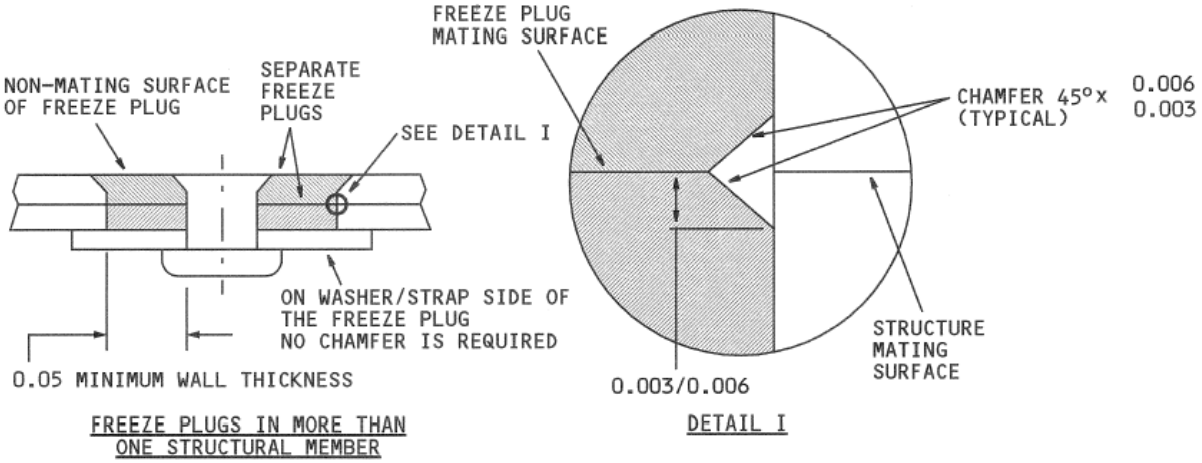


圖 35 偏心負載表(Eccentric Load Chart)

(七) 固定塞(Freeze Plug)：

若移除結構件孔位損傷，導致後來孔位過大而無法安裝大一號扣件時，則可安裝固定塞(Freeze Plug)，如圖 36 所示。以避免該孔位在安裝過大直徑之扣件後，將承受相較於周遭扣件更為大之疲勞負載而加速損壞。而安裝固定塞(Freeze Plug)後，可使該修理孔位可安裝大一號扣件，以承受所需之設計負載。但須注意使用修理孔位使用固定塞(Freeze Plug)，僅能確保其可承受至限制負載，至於是否可承受極限負載則須再檢視 Net Tension Failure 發生應力，以避免於承受極限負載時損壞之可能性。



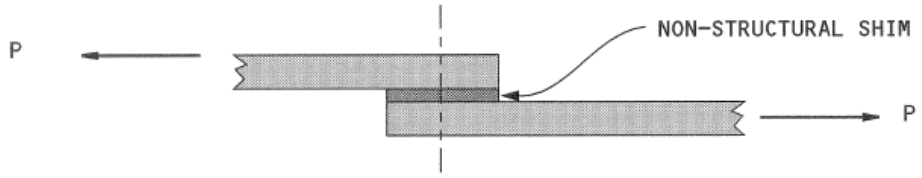
The following guidelines apply to the installation of aluminum freeze plugs in aluminum.

- The repaired material must be a minimum of 0.063 inch thick.
- Make freeze plugs in aluminum parts from 7075-T6.
- Make the shank diameter 1.0035 to 1.0040 times larger than the diameter of the hole.
- The freeze plug diameter must be less than or equal to 10 times the plate thickness.
- Maintain a minimum wall thickness of 0.05 inch between the freeze plug and the fastener hole.
- If a freeze plug is used to transfer load keep the plug concentric with the fastener going through plug.
- Maintain an edge margin of (1.7 x D_{plug}) for freeze plugs.
- Maintain a spacing of (2 x D_{plug}) between freeze plugs and adjacent fasteners for a single freeze plug. Maintain a spacing of (2.5 x D_{plug}) for up to 5 freeze plugs in a part.
- Make separate freeze plugs for each material in a stack up.
- Retain freeze plug with a countersink, washer, or strap.
- Make the countersink freeze plug so it and the fastener have a 100 degree countersink.
- Make the countersink depth of the freeze plug less than or equal to 50% of the material thickness.
- Maintain 0.05 inch minimum measurable material between the fastener countersink and the freeze plug countersink.

圖 36 固定塞(Freeze Plug)

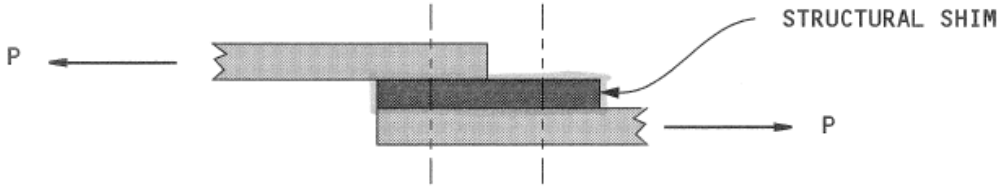
(八) 修理墊片(Shim)：

在結構修理時，可允許修理件與結構件之間存在約 0.005 ~ 0.01 inch 之間隙，但超過此一間隙時，必須加裝修理墊片。修理墊片分為結構墊片(Structural Shim)及非結構墊片(Non-Structural Shim)，其中結構墊片將形成負載路徑(Load Path)，因此須計算其承受負載之比例，並依此決定所需加裝之額外扣件數量。至於非結構墊片僅在填補結構件間之縫隙，並不具承受任何負載功用。而修理墊片形式可分為 Laminated 或 Solid Shim，一般 Laminated Shim 僅能填補至 0.05 inches 之間隙，超過 0.05 inches 之間隙，則需同時使用 Solid Shim，及適當的 Laminated Shim。



NON-STRUCTURAL SHIM

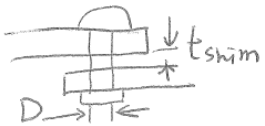
- ASSUME NO LOADS IN SHIM
- SOLID OR LAMINATED
- TAKE UP GAP



STRUCTURAL SHIM

- LOADS CARRIED IN SHIM
- SOLID
- TAKE UP GAP
- PREVENT FASTENER BENDING

圖 37 修理墊片(Shim)



SHIM THICKNESS AS A PERCENTAGE OF THE FASTENER DIAMETER	FASTENER TYPE AND MATERIAL	NON-STRUCTURAL SHIM [B]	STRUCTURAL SHIM [A]
LESS THAN 16%	RIVETS (ALUMINUM)	X	
16% AND GREATER			X
LESS THAN 21%	SHEAR LOCK OR HI-LOKS BOLTS (STEEL OR TITANIUM)	X	
21% AND GREATER			X
LESS THAN 26%	TENSION LOCKBOLTS BOLTS OR HI-LOKS (STEEL OR TITANIUM)	X	
26% AND GREATER			X

777 SRM DATA

NOTES:

- EXAMPLE CALCULATION:
  FOR A 0.040 INCH THICK SHIM AND A 3/16 (0.1875) INCH DIAMETER TITANIUM SHEAR HI-LOK, THE SHIM THICKNESS AS A PERCENTAGE OF THE FASTENER DIAMETER:

  $$= \frac{\text{SHIM GAGE}}{\text{FASTENER DIAMETER}} \times 100$$

  $$= \frac{0.040 \text{ INCH}}{0.1875 \text{ INCH}} \times 100$$

  $$= 21.3\%$$

A NON-STRUCTURAL SHIM IS ALLOWED ONLY IF THE SHIM THICKNESS IS LESS THAN 21%, THUS, A STRUCTURAL SHIM IS NECESSARY. → or change diameter or change fastener type to allow to use Non-Structural Shim.

[A] THE SHIM MUST BE FASTENED TO THE REPAIR PART OR THE INITIAL PART. THE STRUCTURAL SHIM IS USED TO PREVENT MOVEMENT THAT COULD POSSIBLY BEND THE FASTENER.

[B] THE SHIM CAN BE BONDED WITH ADHESIVE BMS 5-95 OR BAC5010, TYPE 70 TO THE REPAIR PART FOR CONVENIENCE OF INSTALLATION.

JOINTS - SHIMMING GUIDELINES

圖 38 修理墊片(Shim)選用原則

七、修理方法之耐用性(Durability)

修理方法之耐用性即在使修理零件可與原結構達到同樣抵抗疲勞損壞(Fatigue Resistance)的功能，且具防銹(Corrosion Resistance)效果。而防銹的效果來自於安裝修理組件時之填膠、使材料表面具有防銹之表面處理、以具防銹功能之膠料濕裝(Wet Installation)扣件，以及塗佈防銹膠料等方式。而抵抗疲勞損壞(Fatigue Resistance)，則是透過冷作加工方式，提供金屬結構壓應力表面，增進抗疲勞應力之能力。

(一) 防銹方法 – 填膠：

將修理件與原結構件進行安裝時，為消除其間之間隙，並防止水氣進入結構間之縫隙，可於安裝修理組件進行填膠，並以具防銹功能之膠料濕裝(Wet Installation)扣件，達到防銹功能。圖 39 為結構修理常用膠料表，以下簡介常用於結構修理之膠料：

1. BMS 5-45：

   具有鉻酸鹽或二氧化錳之成化系統，其含有 Microballoon 成份可降低比重(Specific Gravity)。常使用於結構油箱修理，且較舊式 BMS 5-26 膠料節省 20%之重量。

2. BMS 5-95：

   含有可溶的鉻酸鹽成份，有良好的防銹功能，可用於扣件濕裝作業。

3. BMS 5-63：

   為具有鉑金成化劑之 Silicone，常使用於防火牆結構修理。

4. PR1826 及 PR1828：

   為 BMS 5-45 及 BMS 5-26 之替代快乾膠。

ITEM NO.	SPEC	APPLICATION CLASS	BASE	COLOR	DESCRIPTION OF USE
1	5-26	B,C,D	POLYSULFIDE	DARK GRAY	CORROSION PROTECTION AND FUEL SEAL IN FUEL TANK 1
2	5-45	A,B,C	POLYSULFIDE	BROWN/GRAY	CORROSION PROTECTION AND FUEL SEAL IN FUEL TANK(LOW DENSITY)
3	5-63	B	SILICONE	GRAY	FIREWALL, SKYDROL RESISTANT
4	5-95	B,C,E,F,G	POLYSULFIDE	GRAY	CORROSION PROTECTION, FASTENER INSTALLATION, AERODYNAMIC
5	5-142	B	POLYSULFIDE	DARK GRAY	CORROSION PROTECTION, AERODYNAMIC (LOW DENSITY)
6	PR-1826	B	POLYTHIO ETHER	DARK GRAY	FUEL TANK REPAIR SEALANT
7	PR-1828	B	POLYTHIO ETHER	WHITE	FUEL TANK REPAIR SEALANT

SEALANT CALLED OUT ON DRAWING OR DOCUMENT	PERMISSIBLE OPTION 2	3	4	5	6	7
1	YES	NO	NO	NO	YES	YES
2		NO	NO	NO	YES	NO
3	NO		NO	NO	NO	NO
4	YES	NO		YES	YES	YES
5	YES	NO	YES		YES	YES

VENDOR EQUIVALENTS

BMS 5-45	BMS 5-63	BMS 5-95	2 BMS 5-142
PR 1776	DAPCO 18-4	PR 1436	PR 875
PRO SEAL 890	DAPCO 2200	PR 1432	PR 1772
	DAPCO 2100	PRO-SEAL 870	

1 BMS 5-26 HAS BEEN SUPERCEDED BY BMS 5-45

2 BMS 5-142 IS NOT PERMITTED FOR MATING SURFACE SEAL, PRE-PACK SEALING, AND WET FASTENER INSTALLATION PROCEDURES.

3 PR1826 HAS A PRIMER THAT MUST ALSO BE USED

圖 39 結構修理常用膠料表

(二) 防銹方法 – 防銹之表面處理：

防銹之表面處理是透過陽極化(Anodizing)處理，或以 Alodine 等化學膜於結構表面進行塗佈。另常用於機體防銹表面處理之漆料簡介如下：

1. BMS 10-11：

   常使用於機身上部蒙皮及機腹、輪艙、廁所及餐廚設備底下等常會有水氣累積的結構區域。

2. BMS 10-79：

   具有良好抵抗絲狀銹蝕(filiform Corrosion)之表漆。

3. BMS 10-20：

   用於機翼蒙皮等常會有積水現象之結構件，亦常用於油箱結構中。另外，BMS 10-100 常用於機翼上蒙皮，而 BMS 10-60 則常用於機翼下蒙皮。

(三) 防銹方法 – 塗佈防銹膠料：

有機的防銹膠料(Corrosion Inhibitor Compound, CIC)是另一種結構修理常使用有效防銹之膠料，但其塗佈區域須遠離飛機氧氣系統，因 CIC 成份若不慎與洩漏的氧氧作用，將導致失火或爆炸之危險。常用之 CIC 如下：

1. BMS 3-23：

   具有驅退水氣之功能，常用於結構配接處(Mating Structures)。

2. BMS 3-26：

   常用於結構容易嚴重銹蝕處。

3. BMS 3-29：

   亦常用於結構配接處，以及容易集結水氣之表面處(High

Moisture Surface)，例如：Bilge Area。

4. BMS 3-35：

   亦常用於填補結構縫隙及無法進手處，能提供良好的不沾手表面(Tack Free Surface)，並常用於補漆作業(Touch-Up)，及一般性結構防銹作業。

(四) 抗結構疲勞之修理設計(Fatigue Resistant Repair)：

1. 利用珠擊(Shot Peening)或冷作加工(Cold Work)：對於 2024 鋁合金，可使用珠擊，而對於 7075 鋁合金，則可使用冷作加工，使其材料表面產生 Compressive Layer，降低 Peak Stress 值，增加承受拉力負載之能力，可有效提昇結構疲勞壽命。

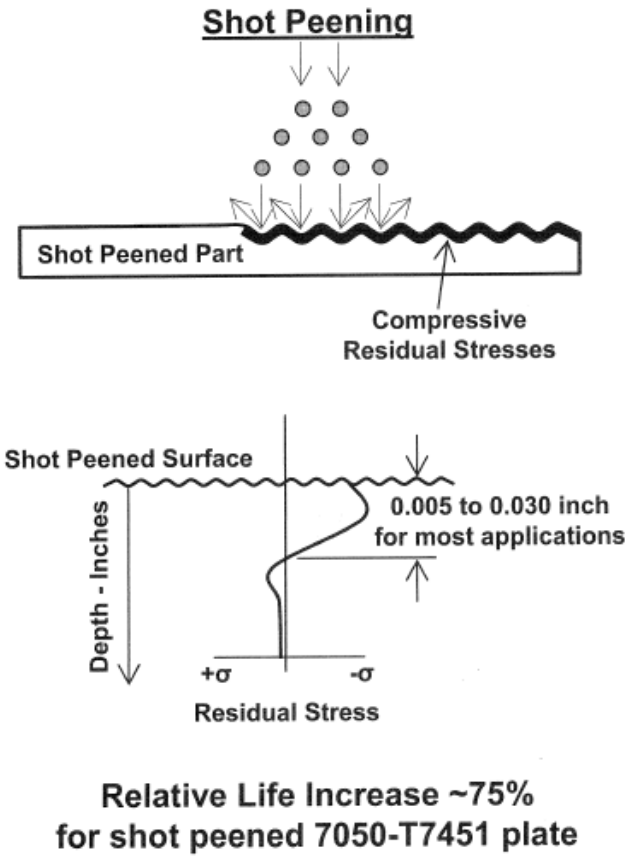


圖 40 Shot Peening 可降低 Surface Peak Stress

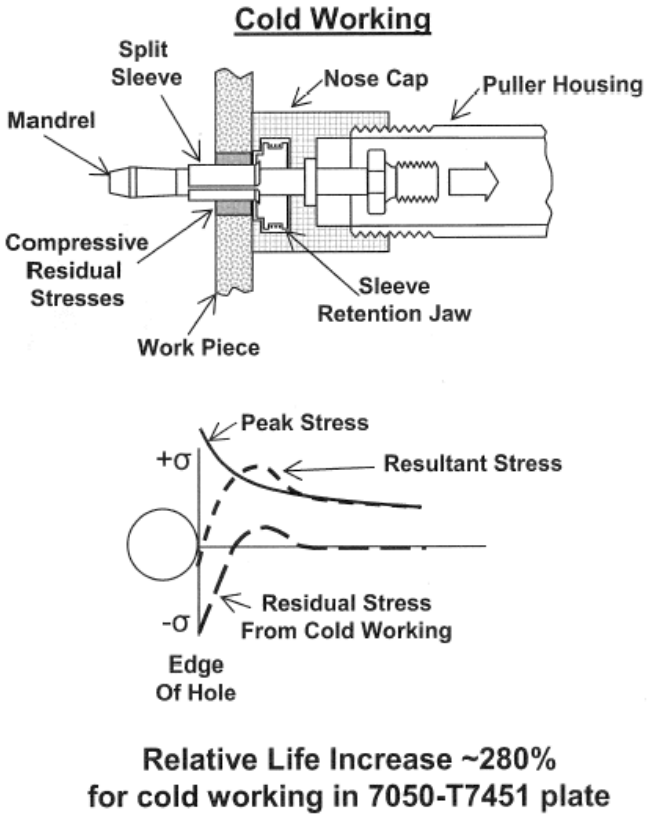


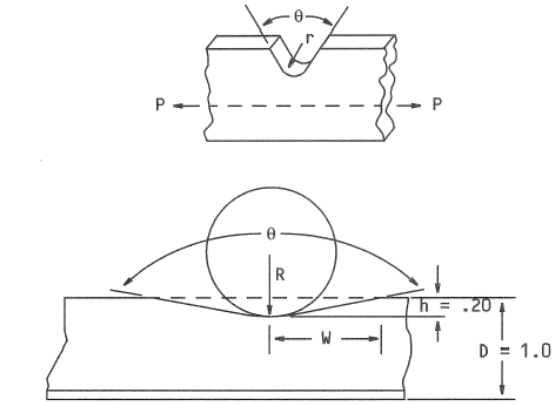
圖 41 Cold Work 可降低孔位附近結構之 Peak Stress

2. 使用 Fatigue Resistance Fastener (例如：Rivet, Hex-Drive Bolt, Lockbolt 等)，並以緊配(Interference Fit)的方式安裝，此方法亦即使材料表面產生 Compressive Layer，提昇結構疲勞壽命。

(五) 打磨斜度(Blendout Slope)：

當結構發生表面損傷時，可先將其進行打磨處理，若零件剩餘厚度在 SRM 之容許限度內，則可允許僅以打磨做為最終修理方法，若超限時，則須執行進一步安裝補片等修理方式，以回復修理區域之結構強度。而進行打磨時，須注意打磨之斜度，以避免造成更大的應力集中效應，而使不當打磨後之結構更加速破壞。圖 42 說明隨著打磨斜度增加，其應力集中因子便隨之降低，但到了 30:1 之打磨斜度後，應力集中因子降低程度便不明顯，但該

打磨斜度卻將花費較多人力及時間，故一般而言，維持 20:1 之打磨斜度，是使結構具有抗疲勞能力之打磨最佳實務。



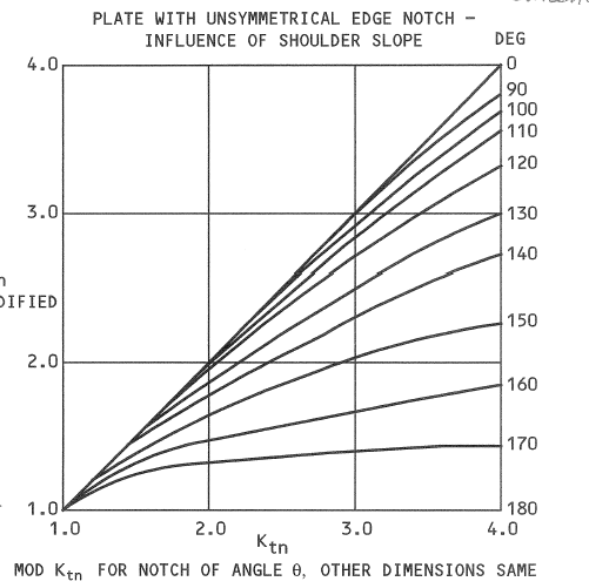
STRINGR FLANGE WITH BLENDED NOTCH

SLOPE = W/h	FOR THE 1.0 WIDE STGR. FLANGE		
RADIUS	.25	.50	1.0
5:1 SLOPE θ = 157°	1.42	1.28	1.18
10:1 SLOPE θ = 168°	1.32	1.22	1.15
20:1 SLOPE θ = 174°	1.15	1.10	1.06
30:1 SLOPE θ = 176°	1.15	1.10	1.04

MODIFIED NOTCH K_{TN}

no substantial benefit, therefore use 20:1 is sufficient!

* trim the notch out ⇒ to reduce stress concent



reduced K_{tn} after trim out

Ref 3: Peterson's Stress Concentration Factors

DURABILITY – NOTCH REMOVALS

圖 42 打磨斜度與應力集中因子關係說明

八、飛機結構修理設計要求

進行飛機結構修理設計時，雖未能得知波音公司等飛機原製造廠對於結構損傷區域之實際負載及應力分析數據，但波音公司於課程中說明其結構設計理念，即在使飛機結構可承受 FAR 要求之極限負載(Ultimate Load)。因此飛機結構修理設計者可透過加裝補片(Patches/Doublers)、角片(Repair Angles)等額外修理零件，經由前面相關章節所述負載能力計算方法(Load Capability Calculations)，評估確認修理方法可以回復修理區域承受極限負載之能力(Ultimate Load Capability)，再輔以 SRM 中所提供可增進修理耐用性(Durability)之防銹作業及抗疲勞損壞之設計，使修理後結構仍可符合相關之適航標準要求(如：FAR 25.301 及 FAR 25.571 結構容損要求等)。

課程中所講授對於結構設計程序整理說明如下：

- 評估結構件位置及損壞情況。
- 決定適當的修理方法及使用的修理材料，同時查出材料強度。
- 計算修理零件所需承受負載強度值。
- 決定修理零件尺寸及確認選用之材料可回復修理區域承受極限負載之能力(Ultimate Load Capability)。
- 選用適當的扣件型式、直徑，以及安裝位置與數量。
- 繪製詳細的修理圖面。
- 依據其他 SRM 修理程序(例如：修理件及扣件安裝、防銹作業等)進行修理作業。

肆、心得與建議

一、訓練心得：

此次至飛機製造原廠 – 波音公司訓練中心參加負有盛名之結構修理訓練 Part I 課程，實是難得機會。綜觀其上課教材內容深入淺出，而且波音飛機結構設計，在民航製造業自有其第一把交椅之優勢，因此總有第一手設計資料，故於闡述相關飛機結構組件、修理材料及扣件選用原則、修理區域搭接結構分析及結構修理方法，兼有廣度及深度，可於二週課程中，讓上課學員系統性地了解飛機結構修理概念。

而授課講師 Mr. Montgomery (Monty) H. Morgan 本身曾任職波音公司之結構工程師多年，負責航空公司所提結構損壞修理方法之設計，亦曾參多項波音機型結構設計工作，具有豐富之實際結構設計及分析經驗。故能帶領學員由淺入深、由繁入簡地領略飛機結構設計及結構修理方法設計與分析之基礎。

而課程中亦安排多項結構損壞之修理方法設計及計算演練，加深相關公式及理論之應用與了解。此外，課程第五天亦安排至西雅圖位於 Everret 之波音雙走道飛機製造廠，了解 B777, B767, B747-400 及最新開發之 B787, B747-8 之各項機鼻、機身隔框及機翼、機尾之組裝情形，以及波音獨有對於機翼蒙皮之製造過程 (GEMCOR 自動鉚接機)，並了解飛機各項重要結構，實地與課堂所學相互印證。

另外，學員有來自加拿大民航局、巴西民航局、德航技術工程部門、加拿大航空公司、加拿大空軍、北京 AMECO 公司工程師、紐西蘭航空公司、智利航空公司等不同單位結構工程師，以其自身經驗，在上課發問、相互學習，對於提昇與加強學習效果甚有助益。

整體訓練課終了，還進了一項為時 6 小時的飛機結構修理考試，考試時針對講師所出題的結構損壞區域，設計修理方法，並且繪製修理圖面，相當具有挑戰性，也能將上課所學整體應用。

二、建議事項：

建議未來仍可派員多參加原廠結構訓練課程，例如：美國波音公司或是法國空中巴士公司，以學習完整飛機結構修理技術內容，有助於本局執行國內飛機結構大修理之審查時，能與國際間相關法規要求有一致性及符合性。

另外，因應未來複合材料的飛機結構日益增多，且由於複合材料之修理與金屬結構修理方法全然不同，建議亦可多參加飛機原製造廠針對複合材料修理所開設的結構訓練課程，使未來本局對於複合材料之修理方法核准能力能進一步提昇。