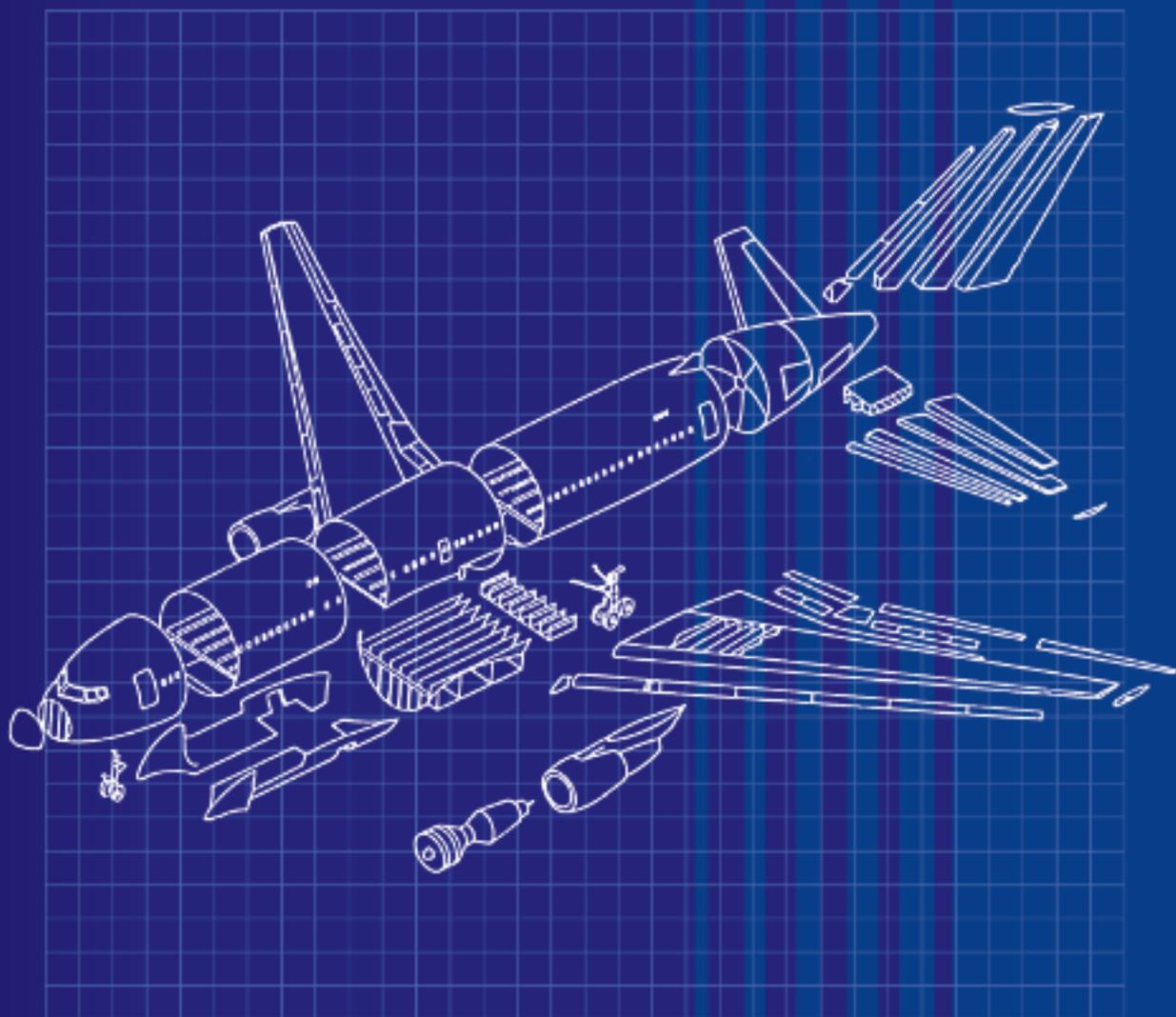


飛行機構造

Aircraft Structure



目 次

第 1 章 機体構造	1
1-1 概 要	1
1-1-1 構造は荷重で決まる	1
1-1-2 構造にかかる荷重と応力	1
1-1-3 飛行機の主な構成部分	4
1-1-4 構成部分の主な構造部材	4
1-2 部 材	5
1-2-1 部材とその形状	5
1-2-2 耐火性材料	7
1-3 構造の種類	8
1-3-1 トラス構造	8
1-3-2 応力外皮構造 (Stressed Skin Construction)	10
1-3-3 サンドイッチ構造 (Sandwich Construction)	11
1-3-4 フェール・セーフ構造 (Fail Safe Structure)	12
1-3-5 セーフライフ構造 (Safe-Life Structure)	13
1-3-6 損傷許容設計 (Damage Tolerance Design)	13
1-3-7 疲労破壊防止のための設計基準と整備上の注意	14
1-4 フェーサラージ (Fuselage : 胴体)	17
1-5 ウイング (Wing : 翼)	21
1-5-1 応力外皮構造の主翼 (Stressed Skin Construction)	22
1-5-2 ウイング・スパー (Wing Spar : 翼桁)	24
1-5-3 ウイング・リブ (Wing Rib : 翼小骨)	26
1-6 ナセル (Nacelle)、パイロン (Pylon)、カウリング (Cowling)、 エンジン・マウント (Engine Mount)、ファイアー・ウォール (Fire Wall)	27
1-7 テイル・ユニット (Tail Unit : 尾翼)	31
1-7-1 ホリゾンタル・テイル (Horizontal Tail : 水平尾翼)	32
1-7-2 バーティカル・テイル (Vertical Tail : 垂直尾翼)	34
1-8 操縦翼面 (Flight Control Surface)	35
1-8-1 主操縦翼面 (Primary or Main Flight Control Surface)	35
1-8-2 補助操縦翼面 (Secondary or Auxiliary Flight Control Surface)	41
1-9 風防、窓、ドア、非常脱出口	48

1-9-1	ウィンド・シールドとウィンドウ (Windshield and Window : 風防と窓)	48
1-9-2	ド ア (Door : 扉)	50
1-9-3	非常脱出口 (Emergency Exit)	51
1-10	座 席 (Seat)	52
1-10-1	操縦室座席	52
1-10-2	客室座席	54
1-11	位置の表示方法 (Location Numbering System)	54

第 2 章 着陸装置 58

2-1	概 要	58
2-1-1	前輪式着陸装置 (Tricycle or Nose Type Landing Gear)	58
2-1-2	尾輪式着陸装置 (Tail Wheel Type or Conventional Landing Gear)	61
2-1-3	フロート (Float)、スキー (Ski)	62
2-2	緩衝装置	63
2-2-1	ショック・ストラット (Shock Strut : 緩衝支柱)	63
2-2-2	その他の緩衝装置	69
2-3	脚のアライメントと引込装置	70
2-3-1	アライメント (Alignment)	70
2-3-2	支持方法	70
2-3-3	大型機の主脚 (Main Landing Gear : メイン・ランディング・ギア)	71
2-3-4	大型機の前脚 (Nose Landing Gear : ノーズ・ランディング・ギア)	72
2-3-5	電気式脚引込装置	73
2-3-6	油圧式脚引込装置	74
2-4	非常脚下装置 (Emergency Extention System)	79
2-5	ランディング・ギアの安全装置	80
2-5-1	安全スイッチ (Safety Switch)	80
2-5-2	グラウンド・ロック (Ground Lock)	81
2-5-3	脚位置指示器 (Gear Position Indicator) と脚警報装置 (Gear Warning)	82
2-6	前脚操向装置 (Nose Gear Steering System)	85
2-6-1	小型飛行機のノーズ・ギア・ステアリング	85
2-6-2	中・大型機のノーズ・ギア・ステアリング	85
2-7	メイン・ギア・ステアリング (Main Gear Steering : 主脚操向装置)	89
2-8	シミー・ダンパ (Shimmy Damper)	89

2-8-1	ピストン式シミー・ダンパ (Piston Type)	90
2-8-2	ベーン式シミー・ダンパ (Vane Type)	90
2-8-3	ステアリング・ダンパ (Steering Damper)	92
2-9	ブレーキおよびブレーキ系統	92
2-9-1	ブレーキ系統	92
2-9-2	ブレーキ本体 (Brake Assembly)	96
2-9-3	ブレーキ系統の点検と整備	101
2-10	ホイール (Wheel:車輪)、タイヤ (Tire) 等	103
2-10-1	ホイール (Wheel:車輪)	103
2-10-2	タイヤ (Tire)	106
2-10-3	タイヤ圧力表示装置 (Tire Pressure Indication System)	108
2-10-4	タイヤの整備	109
2-10-5	タイヤおよびチューブの保管	111
2-11	アンチスキッド装置 (Antiskid System)	112
2-12	オート・ブレーキ装置 (Auto Brake System)	116
2-13	脚上げ時のブレーキ (Landing Gear Up Braking)	118
2-14	ブレーキ温度感知装置 (Brake Temperature Sensing System) と ブレーキ冷却装置 (Brake Cooling System)	119
2-15	着陸装置の整備と作動試験	121
2-15-1	着陸装置の整備	121
2-15-2	着陸装置の作動試験	121
第3章 操縦装置		122
3-1	概要	122
3-1-1	操縦装置の種類	122
3-2	人力操縦装置 (Manual Control System)	124
3-2-1	ケーブル (索) 操縦系統 (Cable Control System)	125
3-2-2	プッシュ・プル・ロッド操縦系統 (Push Pull Rod)	128
3-2-3	トルク・チューブ操縦系統 (Torque Tube System)	131
3-2-4	リンク機構 (Mechanical Linkage)	132
3-2-5	操縦系統のストッパ (Stopper)	133
3-2-6	ケーブル・テンション・レギュレータ (Cable Tension Regulator)	133
3-2-7	ボブ・ウェイト (Bob Weight)、ダウン・スプリング (Down Spring)	135

3-2-8 差動操縦系統 (Differential Flight Control System) と突張荷重	136
3-3 動力操縦装置 (Power Control System)	137
3-3-1 ブースタ操縦装置	138
3-3-2 不可逆式動力操縦装置	138
3-3-3 フライ・バイ・ワイヤ操縦装置 (Fly-By-Wire)	141
3-3-4 人工感覚装置 (Artificial Feel System)	143
3-4 補助 (二次) 操縦装置 (Secondary or Auxiliary Flight Control System)	144
3-4-1 トリム装置 (Trim System)	144
3-4-2 高揚力装置 (High Lift Device)	145
3-4-3 スピード・ブレーキ (Speed Brake)、スポイラ (Spoiler)	146
3-5 ガスト・ロック (Gust Lock)	151
3-6 操縦室 (Cockpit)	152

第4章 組立 (Assembly) とリギング (Rigging) 155

4-1 概要	155
4-2 飛行機の組立	155
4-2-1 機体の吊り上げ	156
4-2-2 機体のジャッキング (Jacking)	157
4-2-3 主翼の取付け	157
4-2-4 尾翼の取付け	158
4-2-5 エンジンの取付け	159
4-3 機体構造のリギング	159
4-3-1 構造の心合わせ (位置決め)	159
4-3-2 構造の心合わせ点検	160
4-4 操縦翼面の心合わせ	166
4-5 ケーブル・テンション (索張力) の測定	167
4-6 操縦翼面の作動範囲の測定	168
4-7 操縦翼面の釣合 (Balance : バランス)	170
4-7-1 操縦翼面のモーメント	171
4-8 可動操縦翼面の釣合わせ法	171
4-8-1 静的釣合 (スタティック・バランス : Static Balance)	172
4-8-2 動的釣合 (ダイナミック・バランス : Dynamic Balance)	172
4-9 再釣合わせ	173

4-9-1	静的再釣合わせの前提条件	173
4-9-2	再釣合わせ法	173
第5章 飛行機に加わる荷重		176
5-1	飛行中の荷重	176
5-1-1	水平直線飛行時の荷重	176
5-1-2	運動による荷重と荷重倍数	177
5-1-3	突風荷重倍数	179
5-1-4	V-n 線図 (突風・運動包囲線図)	183
5-2	主翼と胴体の荷重	186
5-2-1	主翼の荷重	186
5-2-2	胴体の荷重	187
5-3	水平尾翼と補助翼の荷重	189
5-3-1	水平尾翼の荷重	189
5-3-2	補助翼の荷重	189
5-4	地上荷重	190
5-4-1	降下率と荷重倍数	190
5-4-2	ショック・ストラット (緩衝支柱) に加わるスピニアップ荷重と スプリングバック荷重	191
5-5	非常着陸	192
5-5-1	非常着陸による終極慣性力の方向と大きさ	192
5-5-2	終極慣性力	192
5-5-3	客室の重量物	192
5-5-4	座席、安全ベルト、肩ベルト	193
索引		195

※ 改訂箇所については欄外に縦線を入れてあります。

第1章 機体構造

1-1 概要

飛行機は引力に逆らって飛ばなければならないので、第一に軽くなくてはならない。旅客機の場合、軽く作ればそれだけたくさんの人を乗せ、遠くへ飛べることが出来る。軍用機ならば、それだけ兵器を余計に積めるし、敵よりも速く上昇出来ることになる。しかし、利益を追求し過ぎて、飛行中の運動や突風、着陸の衝撃等の荷重に耐えられないような、ひ弱な構造の飛行機に旅客を乗せたり、人家の上空を飛ばしたりする訳にはいかない。いくら速く、高く、遠くへ飛ぶ軍用機でも、飛行中に空中分解するようでは、役に立たないのである。

1-1-1 構造は荷重で決まる

こうした行き過ぎを抑え、目的に沿った飛行機構造を設計製作するために、民間機については、航空機の種類と用途（表 1-1 航空機の耐空類別 参照）に応じて、飛行中や地上で耐えなければならない荷重（Load）を耐空性審査要領により規定している（飛行機については表 5-1 参照）、軍用機についても、類似の規格（防衛庁規格、MIL スペック等）がある。

飛行機の構造は、これらの基準で規定された荷重には耐えるが、それを超える荷重に対する余分な強度等は持っていない。設計者はこの範囲内で効率の良い構造の設計を行い、操縦者や整備関係者は、この規定された範囲内で飛行機を運用しなければならない。

従って、飛行機構造を知るには、まず荷重について知らなければならない。そして飛行機を取り扱うときは、飛行機の構造に余裕の無いことを念頭に置き、無理な荷重をかけないように、注意することが大切である。

1-1-2 構造にかかる荷重と応力

飛行機は、翼、胴体、金具等の各部材にかかる荷重や、それらに用いられる材料の物理的特性について十分考慮し、過度の変形や破断が生じないように設計されている。

設計は航空整備士の仕事ではないが、飛行機構造にかかる荷重と、それに対抗して釣合うように構造部材内に発生する応力や、構造の強度と剛性の関係について理解しておくことは、適切な航空機の

取扱いや整備を行うためにも重要なことである。

航空機が受ける荷重には、次の5つの種類がある。

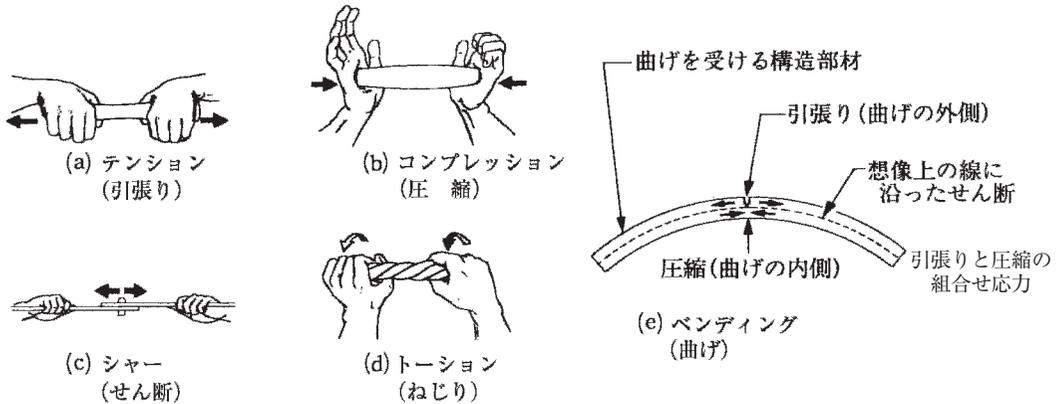


図 1-1 航空機が受ける荷重と内部に発生する応力

(1) テンション (Tension : 引張り)

図 1-1 (a) は引張りで、引き離そうとする力である。材料の引張り強さは、応力の単位 N/m^2 (SI: メートル法絶対単位)、 kgf/mm^2 (メートル法重力単位) や、 psi (ヤード・ポンド法重力単位) で表される。

(2) コンプレッション (Compression : 圧縮)

図 1-1 (b) は圧縮で、押しつぶそうとする力である。材料の圧縮強さは、引張り強さと同様な応力の単位で示される。

圧縮荷重がかかると部材は変形するが、この圧縮荷重がある値で急に荷重方向とは異なる方向に変形することがある。これを座屈 (Buckling) という。

(3) シャー (Shear : せん断)

図 1-1 (c) はせん断で、ハサミの様に断面をずらすような力である。引張りを受けている 2 枚のリベット付けされている板では、リベットはせん断力を受けている。材料のせん断強さは、引張り、圧縮強さと同様の応力の単位で表される。

通常、材料のせん断強さは、その材料の引張り強さ、又は圧縮強さよりやや弱い。航空機部材のうち、特にスクリュー、ボルト、リベットは、主にせん断力を受け持つことが多い。せん断力が材料の構成粒子のズレを生じさせることで塑性変形が発生する。

(4) トーション (Torsion : ねじり)

図 1-1 (d) はねじりで、ねじれを生じさせる力のモーメント (トルク) である。材料のねじり強さはせん断強さによって決まり、ねじり (トルク) に対するその材料の抵抗力の強さを表している。

1-1 概要

表 1-1 航空機の耐空類別

耐空類別	適 要
飛行機 曲技 A	最大離陸重量5,700kg以下の飛行機であって、飛行機普通Nが適する飛行及び曲技飛行に適するもの
飛行機 実用 U	最大離陸重量5,700kg以下の飛行機であって、飛行機普通Nが適する飛行及び60°バンクをこえる旋回、錐揉、レーザーエイト、シャンデル等の曲技飛行（急激な運動及び背面飛行を除く。）に適するもの
飛行機 普通 N	最大離陸重量5,700kg以下の飛行機であって、普通の飛行〔60°バンクを超えない旋回及び失速（ヒップストールを除く。）を含む。〕に適するもの
飛行機 輸送 C	最大離陸重量8,618kg以下の多発飛行機であって、航空運送事業の用に適するもの（客席数が19以下であるものに限る。）
飛行機 輸送 T	航空運送事業の用に適する飛行機
回転翼航空機普通N	最大離陸重量3,175kg以下の回転翼航空機
回転翼航空機 輸送 T A級	航空運送事業の用に適する多発の回転翼航空機であって、臨界発動機が停止しても安全に航行できるもの
回転翼航空機 輸送 T B級	最大離陸重量9,080kg以下の回転翼航空機であって、航空運送事業の用に適するもの
滑空機 曲技 A	最大離陸重量750kg以下の滑空機であって、普通の飛行及び曲技飛行に適するもの
滑空機 実用 U	最大離陸重量750kg以下の滑空機であって、普通の飛行又は普通の飛行に加え失速旋回、急旋回、錐揉、レーザーエイト、シャンデル、宙返りの曲技飛行に適するもの
動力滑空機 曲技 A	最大離陸重量850kg以下の滑空機であって、動力装置を有し、かつ、普通の飛行及び曲技飛行に適するもの
動力滑空機 実用 U	最大離陸重量850kg以下の滑空機であって、動力装置を有し、かつ、普通の飛行又は普通の飛行に加え失速旋回、急旋回、錐揉、レーザーエイト、シャンデル、宙返りの曲技飛行に適するもの
特殊航空機 X	上記の類別に属さないもの

(5) ベンディング (Bending : 曲げ)

図 1-1 (e) は曲げで、純曲げは圧縮と引張りの組合せである。曲げの内側では圧縮され、曲げの外側では引っ張られる。それにより、想像上の線に沿ったせん断が生ずる。

ビーム (はり) が荷重を受けるとき、ビームの断面には曲げモーメントだけでなく、せん断力も働く。

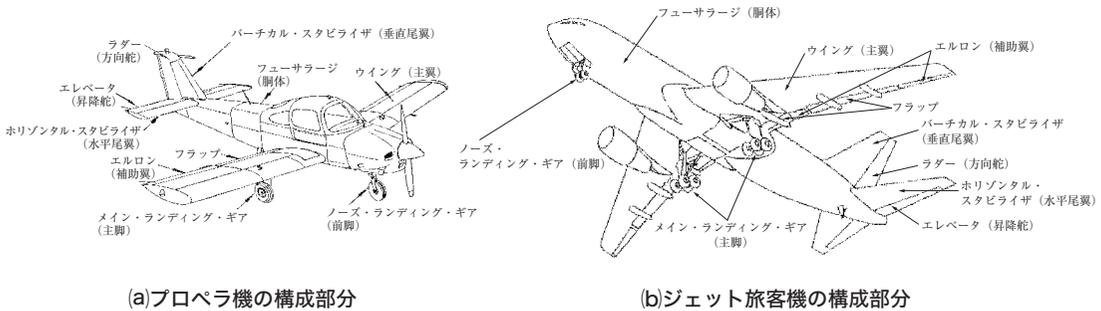
ねじり荷重によってせん断応力が生じ、曲げ荷重によって引張り・圧縮・せん断の各応力が生じる。従って、応力の種類は引張応力、圧縮応力、せん断応力の 3 種類のみであることが分かる。

1-1-3 飛行機の主な構成部分

固定翼航空機 (Fixed Wing Aircraft) は飛行機と呼ばれ、通常次の 5 つの構成部分からなる。

- (1) フューサラージ (Fuselage : 胴体)
- (2) ウイング (Wing : 翼)
- (3) スタビライザ (Stabilizer : 安定板)
- (4) コントロール・サーフェイス (Control Surface : 操縦翼面)
- (5) ランディング・ギア (Landing Gear : 着陸装置)

図 1-2 (a) はプロペラ推進単発飛行機の構成部分、図 1-2 (b) はジェット旅客機の構成部分を示す。



(a)プロペラ機の構成部分

(b)ジェット旅客機の構成部分

図 1-2 飛行機の構成部分

1-1-4 構成部分の主な構造部材

飛行機の構成部分は、主に次の構造部材により構成され、広範囲な種々の材料から作られている。

図 1-3 は、ジェット旅客機に使用されている主な構造部材を示している。

- (1) スキン (Skin : 外板)
- (2) スtringer (Stringer : 縦通材)
- (3) フレーム (Frame : 成形材・円きょう・助材)
- (4) スパー (Spar : 桁)
- (5) リブ (Rib : 小骨)

1-2 部 材

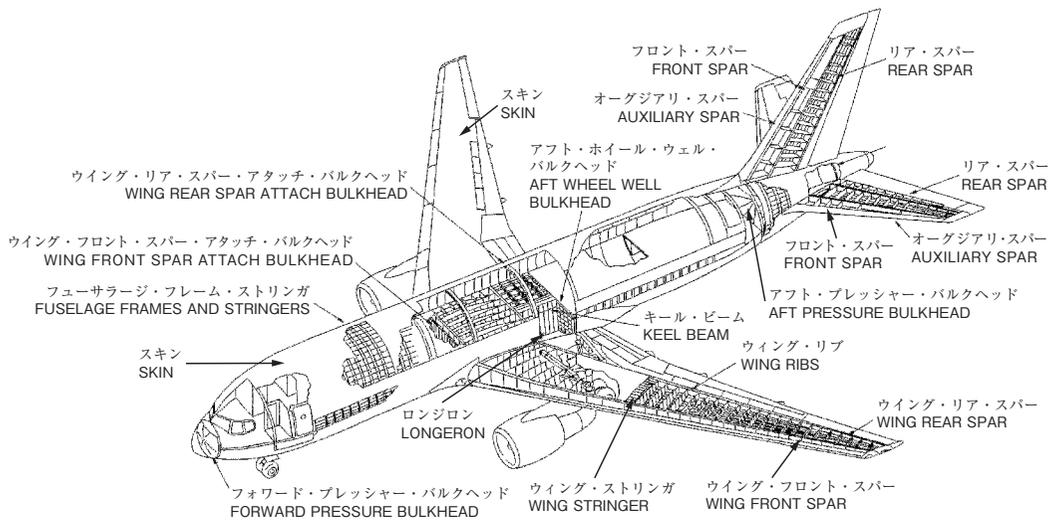


図 1-3 ジェット旅客機的主要な構造部材

- (6) バルクヘッド (Bulkhead : 隔壁)
- (7) ロンジロン (Longeron : 強力縦通材)

構造部材それぞれは、リベット (Rivet)、ボルト (Bolt)、スクリュー (Screw)、溶接 (Weld)、接着 (Bond) 等によって結合される。

航空機の構造部材は、加わった「荷重」を伝え、その「応力」に耐えられるように設計されている。ひとつの構造部材は、複合された荷重を受け、ほとんどの場合、構造部材には引張りや圧縮のような、端からの「荷重」を長手方向へ伝えるように設計されており、なるべく側方からの「曲げ荷重」を受けないように考慮されている。

1-2 部 材

1-2-1 部材とその形状

図 1-4 は、金属製航空機を組み立てる場合に使用される、ストリンガ (Stringer : 縦通材)、ロンジロン (Longeron : 強力縦通材)、スパー (Spar : 桁)、スティフナ (Stiffener : 補強材) 等の構造部材に通常用いられる板曲げ材の成形断面と、押出し型材の断面を示したものである。

A. 板曲げ材とその形状

希望する特性と強度を持つ材質の板材を、所要の断面になるように曲げて作り、板金組立構造の骨組みに用いるものである。

図 1-4(a) に示す断面形状になるように板を曲げるが、コの字形のチャンネル (Channel) や Z

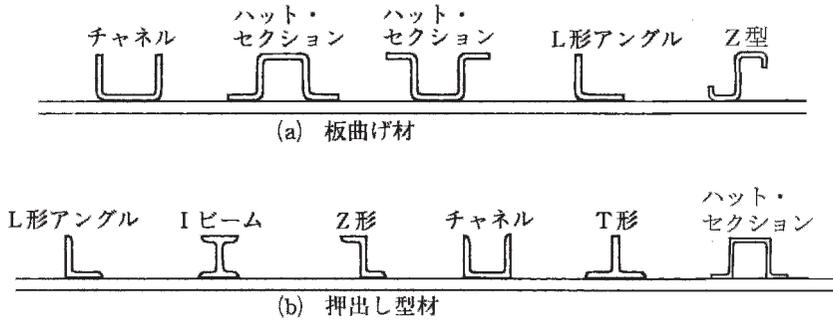


図1-4 構成部材の形状

形は、胴体の成形材（フレーム：Frameやフォーマ：Former）、バルクヘッド（Bulkhead：隔壁）の構成部材とするために、湾曲した形状に成形されることがある。

強度を必要とする所には、チャンネルを背中合わせにリベッティング (Riveting：リベット付け) してIビーム型にして使用される。

ハット・セクション (Hat Section) は、翼内のストリング (Stringer：縦通材) や床板の補強用に使用されることが多く、胴体の特に強度を必要とする所にロンジロン (Longeron：強力縦通材) としても用いられる。

L字形の成形アングルは、小型機のストリングや大きな板面のバックリング (Buckling)、オイル・キャニング (Oil Canning) を防ぐための補強材として使われることが多い。

オイル・キャニングとは、金属外板がリベット列間の外側へ膨らんでいることを指す。この膨らんでいるところを指で押して離すと油缶の底のように、最初はへこみ次いではね返るところから、このように名づけられた。オイル・キャニングの原因は、不適切な外板のリベット付けや板材の取り付け、又は局部的に大きな荷重が掛かり、外板に不均一な力が加わっているためである。

B. 押出し型材 (Extrusion) とその形状

歯磨粉をチューブから絞り出すように、予熱した軟らかいアルミニウム合金を、大型プレスを用いて、所要の断面形をした鋼製の金型の中を押し出し、曲がりを取るために直線ローラの間を通す。押し出された合金の断面形は、金型の型によって決まる。押し出し後は合金本来の強度に回復するが、熱処理によって更に強度を増加させることが出来る。曲げなければならない断面のところでは、成形の容易なL型アングルを用いる。

図1-4(b)に示した断面形状は、航空機構造に共通に使われる標準断面のごく一部で、いずれもストリングやスティフナに使用出来るが、設計強度や工作の都合上、特定の断面を用いることもある。押し出しによって作ることで出来る形は無限である。

C. 複合材を用いた部材

金属製航空機の構造部材にも、種々の複合材が利用されるようになり、金属材料成形材と同

じ様な形状を持つ複合材のスティフナやストリング等が、複合材外板に接着あるいはリベット付けされて用いられてきた。更に新しい飛行機は、ほとんどの構造部材に複合材を用いて高い性能を引き出せるようになってきている。スキンとストリングを一体で作る等の違いはあるが、基本的な構造部材や働きは従来機と同じである。

1-2-2 耐火性材料

航空機は、その構造部材によっては耐火性を要求されることがある。その主な部材と要求される耐火性材料は次のようなものである。これらの詳細については、耐空性審査要領第 I 部定義と、各部の火災防止の項を参照されたい。

A. 第 1 種耐火性材料 (Fire Proof Material)

鋼と同程度またはそれ以上の熱に耐える材料をいう。指定防火区域において火災を隔離または密閉するために用いられる材料の場合は、最も過酷な火災状態において、かつ当該区域で予防される燃焼継続時間において、上記の能力を有する材料をいう。

B. 第 2 種耐火性材料 (Fire Resistant Material)

板または構造材として用いる場合は、アルミニウム合金と同程度またはそれ以上の熱に耐える材料をいい、可燃性流体を送る管、可燃性流体系統、配線、空気ダクト、取付金具または動力装置操縦系統に用いる場合は、当該材料が置かれた周囲条件によって起こることが予想される熱その他の条件下において上記の能力を有する材料をいう。

C. 第 3 種耐火性材料 (Flame Resistant Material)

発火源を取り除いた場合、危険な程度には燃焼しない材料をいう。

現在の規定では、耐空類別 N、U、及び A 類の飛行機の操縦室および客室内装材にこの材料を使用してよいことになっている。

D. 第 4 種耐火性材料 (Flash Resistant Material)

点火した場合、激しくは燃焼しない材料をいう。旧形式の飛行機の座席クッションに使用されているが、新しい規定では、この材料の使用は認めていない。

E. 自己消火性材料 (Self-Extinguishing Material)

第 3 種および第 4 種耐火性材料の規定に代わって、最近用いられるようになったもので、その材料を使用する場所によって耐火性の程度は異なる。この試験方法は耐空性審査要領第 II 部、又は第 III 部付録 F に記述されている。

表 1-2 は耐火性材料の主な使用個所を表しているが、自己消火性材料の使用個所によっては、各々自己消火性の性能は異なる。

表 1-2 耐火性材料

耐火性材料	主 な 使 用 箇 所
第1種耐火性材料	エンジンおよびAPUの防火壁，防火壁を通る換気空気ダクト，燃焼空気ダクト，発動機室内部の操縦系統，発動機架その他重要な構造
第2種耐火性材料	エンジン・カウリングおよびナセル，使用後のタオルおよび紙くず入れ等
自己消火性材料 (15cm/分)	乗務員室および客室の内部(座席下の積載室および新聞，雑誌，地図等の小物の積載室を除く)
自己消火性材料 (20cm/分)	床の覆い，織物(掛け布および布張りを含む)，座席のクッション，詰物，装飾および非装飾用の覆い布，皮革，灰皿および調理室用備品，電気導線，断熱用および吸音用の材料およびその覆い，エア・ダクト，結合部および端末部の覆い，荷物室内張り，断熱ブランケット，貨物覆い等

1-3 構造の種類

1-3-1 トラス構造 (Truss Construction : 枠組構造)

トラスは、棒 (Bar)、ビーム (Beam)、ロッド (Rod)、チューブ (Tube)、ワイヤ (Wire) 等から成る固定骨組み (Rigid Framework) を形成する部材の集合体である。

トラス構造は、別名枠組構造と呼ばれ、種類は多数あるが、飛行機に用いられているのは、プラット・トラス (Pratt Truss) と、ワーレン・トラス (Warren Truss) という2種類の構造である。

どちらの構造も基本的な強度部材は、胴体骨組みの前後方向に配置されたストリングより頑丈な4本のロンジロン (強力縦通材) で、その役目は胴体の場合、胴体の曲げ荷重を受け持つ。

トラス構造の胴体では、横支柱 (Lateral Bracing) が一定間隔に配置され、横構造 (Lateral Structure) がバルクヘッド (Bulkhead : 隔壁) のような役割をしている。

A. プラット・トラス (Pratt Truss)

図 1-5 は、溶接鋼管によって構成されたプラット・トラス胴体である。本来のプラット・トラスは、ロンジロンに支柱 (Strut) と呼ばれる縦と横の固定された部材で連結し、対角線の部材は強力なブレース・ワイヤ (Brace Wire) を張り、基本的に引張荷重のみを伝えるように設計している (この図のプラット・トラスの対角線の部材は、溶接された鋼管であるので、引張りや圧縮のどちらの力も伝えることができる)。

B. ワーレン・トラス (Warren Truss)

図 1-6 はワーレン・トラスの例で、ロンジロンは斜めの部材のみに接続されている。通常、トラス内のすべての部材は、引張りと圧縮の双方の力を伝えることが出来る (荷重が一方に

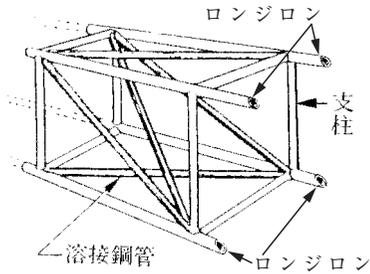


図 1-5 プラット・トラス構造

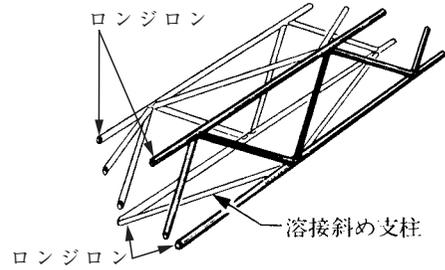


図 1-6 ワーレン・トラス構造

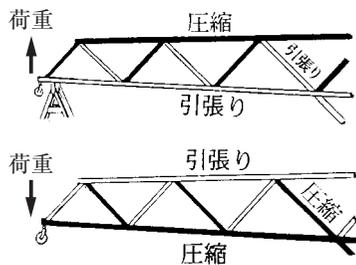


図 1-7 荷重の逆転

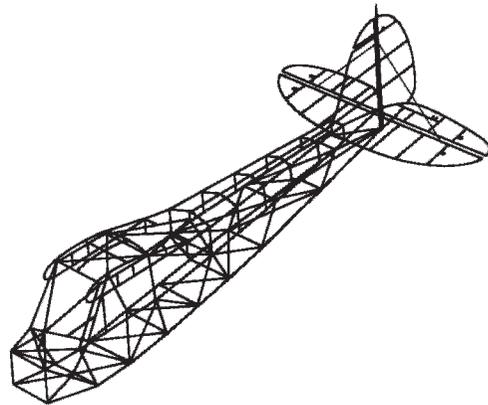


図 1-8 トラス構造

加えられると、一方向の斜めの部材が圧縮荷重を伝え、その他の部材は引張荷重を伝える。

図 1-7 は、この荷重が逆方向にかけると、前に引張荷重を伝えていた部材は圧縮荷重を伝え、圧縮荷重を伝えていた部材は引張荷重を伝える「荷重の逆転」を示している。

図 1-8 に示す溶接鋼管胴体は縦および横位置に斜めの部材がない部分もあるが、本質的にワーレン・トラスである。この胴体の部材は鋼管製で、溶接によって組み立てられている。この構造のような胴体を、リベット付によるアルミニウム合金部材で作ることも出来る。

翼構造の中には、図 1-9 に示すように、トラス構造に羽布を張ったものがある。このトラス構造は、曲げ応力を受け持つ 2 本のメイン・スパー (Main Spar : 主桁) とウイング・リブ (Wing Rib : 翼小骨) を中心にトラスを形成し、翼内をワイヤやタイ・ロッド (Tie Rod) で補強して、必要な曲げ強度、ねじり剛性、せん断応力を持たせてある。羽布は風圧を伝えるのみで、基本的な強度は分担しておらず、ねじり剛性は低いので高速機に使用することは出来ない。

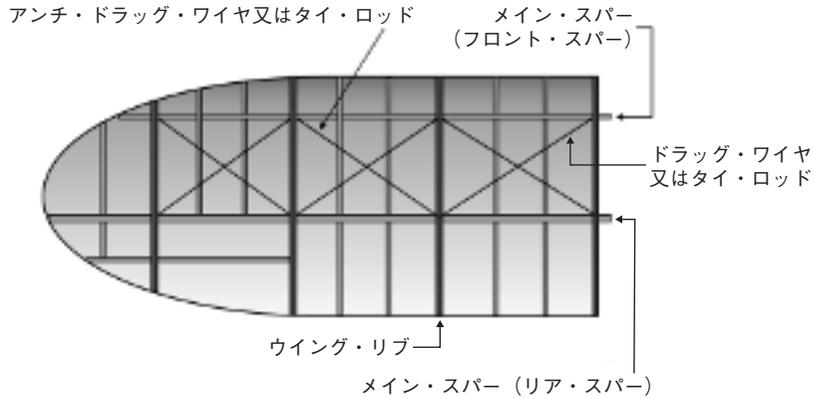


図 1-9 枠組構造の一例

1-3-2 応力外皮構造 (Stressed Skin Construction)

スキン (Skin: 外板) にも、荷重を分担するように作られた構造を、応力外皮構造という。

アルミニウム合金の発明にともない、羽布をアルミニウム合金板に変えたことによって、スキン (外板) も応力を分担することから、この構造が用いられるようになった。

この構造には、次に述べるセミモノコックとモノコックの2つがある。

A. セミモノコック構造 (Semimonocoque Construction)

図 1-10 は、全金属セミモノコック胴体の構造を示したもので、スキン、ストリング、フレームやバルクヘッドで構成されている。外を覆っている構造外皮 (Structural Skin) は、ねじれや剪断応力の大部分を受け持ち、前後方向のストリングは、構造外皮の剛性を増して主に曲げ荷重を受け持つ。上下左右方向にはフレームやバルクヘッド (Bulkhead: 隔壁) が入って外形を保つ。また、フレームを適切な間隔で入れることにより、ストリングが座屈するのを抑えている。

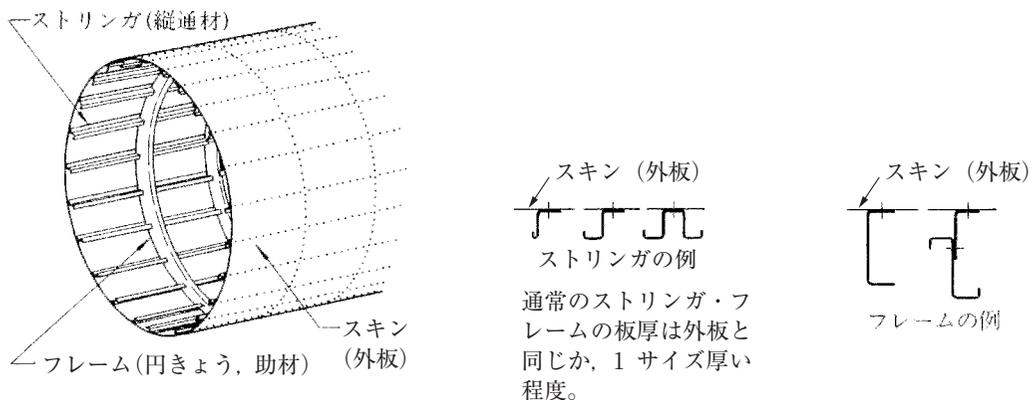


図 1-10 セミモノコック構造の胴体

B. モノコック構造 (Monocoque Construction)

図 1-11 は、完全なモノコック構造の胴体を示したもので、この構造はスキンのみで、前後や上下左右方向の部材が無い単なる金属のチューブ (Tube) や、コーン (Corn) である。場