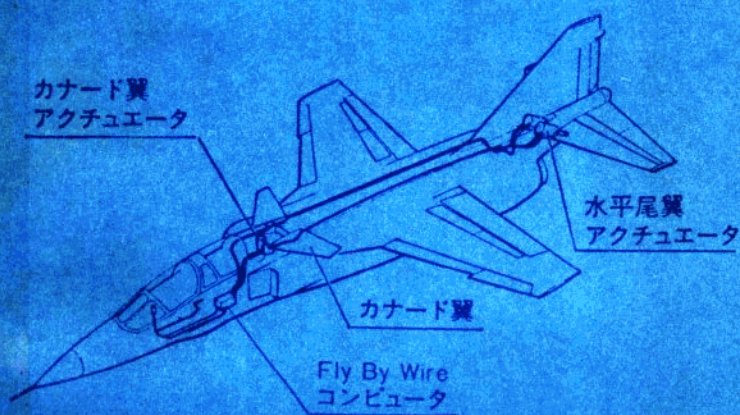


19913

航空用語事典

増補改訂版



航空情報別冊

航空用語事典

増補改訂版

監修 木村秀政

佐貫亦男

編集 航空情報編集部

酣燈社

これぞ座右の書

日進月歩という形容詞は、航空技術のためにあるといたいほどその進歩ははげしい。特にジェット時代になってからは、ますますテンポが早くなり、加速度的になってきた。このような進歩をつくりだすものは、社会の性急な要求と、これに応える人間の測り知れぬ知恵と技であり、新しい“もの”が次々に創りだされてゆく。それに伴って、誰が、いつ、どこで創りだしたかわからぬままに、新しい“ことば”（用語）が生まれてゆく。

このように次々に新しい用語が航空の広い分野にわたって創られては、いくら勉強家でもこれに対応してゆくのは容易なことではない。やはり各分野の第1線で働く専門家に、簡潔な解説をしていただいて、それを読むのが一番である。この本は、そういう意図で、読者諸氏の要望に応えるよう編集したもので、諸氏の座右において手ばなせないものになるだろうと信ずる。

1971年10月

木村 秀政

航空はまず用語から

航空用語 100, 120, 150 が出版されてからすでに 10 年以上たったが、その間に新語が多く現われて使われている。ほんとうはこのような企画は日本航空宇宙学会が先に立って行なって下さればよいのだが、いまのところそんな計画はないようである。それで私たちが若い第 1 線の学者や技術者とチームを組んでやってみたのが本書である。まだ熟していない用語もあろうが、読者諸兄のご協力を得て完全なものにしたいと思っている。

こんどの新企画としては、①用語を増して一挙に 1,000 語としたこと、②分野を区分して、さしあたり本書は基礎だけに絞ったこと（他の分野、たとえば管制、航法、気象は別に出る）、③標準大気表を入れたことが特色である。航空はまず用語からというモットーのもとに、すべての航空関係者と愛好者に本書を贈る。

・ 1971 年 10 月

佐貫 亦男

増補改訂版の発行にあたって

本書は初版が発行されて以来、版を重ねてちょうど 10 年目となるが、その間日進月歩の航空界にあって、数多くの新語が生まれた。その中には定着せずに消えさったり、近年使用頻度が急に多くなったものもある。今回その中から比較的よく使われる新語や旧版で抜けていたもの 240 ワーズを選定し、旧版のアップソーデートを行った。また表紙も 1980 年代航空宇宙界のハイライトであるスペースシャトルのコクピット計器レイアウト図に変更して旧版のイメージの刷新をはかった。

1981 年 3 月

城戸 弘人

目 次

本 文

ア………… 5	イ…………13	ウ…………15	エ…………18	オ…………25
カ…………29	キ…………41	ク…………46	ケ…………51	コ…………52
サ…………69	シ…………75	ス…………93	セ…………101	ソ…………111
タ…………117	チ…………127	ツ…………133	テ…………135	ト…………139
ナ…………149	ニ…………149		ネ…………150	ノ…………154
ハ…………155	ヒ…………162	フ…………168	ヘ…………189	ホ…………190
マ…………196	ミ…………198	ム…………199	メ…………200	モ…………200
ヤ…………203		ユ…………203		ヨ…………206
ラ…………218	リ…………220		レ…………225	ロ…………226
ワ…………229				

増補の分

ア…………230	カ…………252	サ…………262	タ…………278	ナ…………288
ハ…………289	マ…………301	ヤ…………304	ラ…………305	

付 録

航空略語・略号集……………	310
標準大気表……………	313
索 引 (50 音 順)……………	326
(ABC 順)……………	342

表紙：スペースシャトルのコクピット
の計器レイアウト図

本書の監修・執筆・編集にあたった人々

〔監 修〕

木村 秀政（日本大学理工学部名誉教授・工博）

佐貫 亦男（日本大学理工学部顧問・工博）

〔執筆〕

青木 享起（日本航空）

秋山 好美（日本飛行機）

亜津 昌寿

荒木 正秀（日本航空）

石川 好美（日本航空）

臼居 直昭

内田 棕隆

梅田 克彦（新日本航空整備）

小倉 勝男（都立航空高等専門学校
航空原動機工学科）

落合 一夫（日本航空）

川崎 誠二

城戸 弘人（航空情報）

北田 尚夫（日本飛行機）

久世 紳二（富士重工業）

佐貫 亦男（日本大学理工学部）

清水 邦彦（日本航空）

鈴木 昭二

寺川 徹（日本飛行機）

徳永 克彦

鳥養 鶴雄（富士重工業）

内藤 一郎

中村 光男（航空情報）

野口 常雄（日本大学理工学部）

藤原 洋（運輸省航空局）

牧野 光雄（日本大学理工学部）

丸山 茂（富士重工業）

柚原 直弘（日本大学理工学部）

和田 邦久（名城大学工学部）

渡辺 晃（日本飛行機）

—以上 50 音順—

〔編集〕

航空情報編集部（担当主務・城戸弘人）

〔写真提供先〕

日本航空広報室、ヒューズ・エアクラフト、日本スミスインダストリーズ、ロックウェル・インターナショナル、ロッキード、グラマン

—本書使用上の注意—

▶ 項目および見出し

1. 項目名は原則として JIS に準拠するが、JIS と異なる用語が一般に慣用されている場合は、慣用語を採用した。また語中の漢字が当用あるいは教育漢字でない場合も、これをカナ表記に直せば、かえって意味不明になると思われるものは、もとのままとした。

2. 外国語の表記は、原音にできるだけ近いカタカナで表記したが、すでに定着した慣用語がある場合は、これにしたがった。ただし、V 音をヴで表わすことは避け、バ行で表記した。

3. 英文の見出しは、同義語が何種類もある場合、最も一般的と思われる語をもって代表させた。

4. 見出しの配列は 50 音順とする。

5. 高音、半高音は清音の次におく。

6. 拗音、促音は順序上は一固有音として扱

う。

7. 英文略語、略号は、その慣用語をもつて、50 音順に配列してある。

▶ 説明

1. →印は、その後に示す項目に説明のあることを示す。

2. 項目としてたててはないが、比較的重要と思われる語は、文中に太字（ゴシック体）で示してある。

▶ 標準大気表について

ここに掲載した大気表は、JIS W 0201-1968 による。ただし、JIS においては絶対単位系で統一されており、実用に不便な点もあるので、本書では空気密度のみは工学単位（ kg/m^3 ）を集録した（JIS W 0201-1968 の参考表 2-1 による）。したがって、やや不統一の感はまぬがれないがご了承ください。



RMI

RMI (radio magnetic indicator)

→ラジオ磁気指示計

IIS

IIS (integral instrument system)

→総合計器表示

IAS (指示対気速度)

indicated airspeed

航空機上に備えられた対気速度計（ピトー静圧システムを用いたふつうの動圧型速度計）の指示をそのまま読みとった速度。この読みには、ピトー動圧部に対する気流の角度、ピトー静圧部に対するフラップや機体の姿勢による干渉など、いわゆる位置誤差（position error）や、計器個々に異なる指示の差、つまり計器誤差（scale error）が含まれており、これらの修正（補正）を加える前の速度であるから、航法や機体構造の強度計算などには用いられないが、大気との相対速度という点から機体の迎え角とか揚力係数などを判断する目的に適した速度である。（落合）

ISA

ISA (international standard atmosphere)

→国際標準大気表

INS

INS (inertial navigation system)

慣性航法システムと訳し、慣性航法に従うソフトウェアとハードウェアを併せ含む。直交2加速度計とそれを載せる安全プラットフォーム、加速度計出力から緯度経度で表示した位置に換算するデジタル計算機、この計算機によって所望地点間を大圏コースで飛行するため自動操縦装置へ投入する入力を算定するなど一切を含む。出発のとき、真北を求めするためジャイロをジャイロコンパスとして使うので、約20分ほどの時間が必要であるが、

一度それが定められると、以後は磁気コンパスなどは全然不要である。航空士を乗せずに全部 INS によって航行するから、最小3セット必要となり、全体の価格は高価なもので、いまのところ大型機でないと装備できない。高価な理由の一つは安定プラットフォームの精密ジャイロのためである。（佐賀）

IFR

IFR (instrument flight rules)

→計器飛行規則

IMC

IMC (instrument meteorological condition)

→計器気象状態

亜音速

subsonic

マッハ数にして1未満の、音速以下の流れ。または飛行機などの速度を亜音速という。

亜音速の流れは、音速に比べ速度が低いため、空気の圧縮性の影響はほとんど無視してもさしつかえない。一般には亜音速の範囲でも速度が音速に近づくとき、空気の圧縮性の影響が強く表われて来るので、音速付近を遷音速 (transonic) といっている。

一般にはマッハ数が 0.6~0.8 くらい以下の機体を亜音速機と呼んでいる。（鳥養）

アクセサリ

accessory

→補機

アクリル樹脂

acrylic resin

→プラスチック材料

アクロバット

acrobat

→特殊飛行

アスペクト比

aspect ratio

翼の細長さを表わす値で、翼弦の平均値で翼幅を割ったもので、一般にギリシャ文字の

λ (ラムダ) で表わす。YS-11 のように細長い翼のことをアスペクト比が大きいといい、F-104 のような短く、翼弦の大きい翼をアスペクト比が小さいという。翼の空力的性質は、翼断面によっていちじるしく異なるが、また、その平面形——アスペクト比が飛行機の性能に大きな影響をもっている。

翼弦長が一定の矩形翼なら、翼幅を翼弦で割れば求められるが、翼弦長の変化する一般の翼では、次式によって計算する。

$$\lambda = \frac{b^2}{S}$$

ここに、 b は翼幅、 S は翼面積である。

アスペクト比が大きいほど翼の誘導抗力が減少し、揚抗比が大きくなる。また迎え角の変化に対する揚力係数の変化が大きくなる。同じ翼面積の場合、アスペクト比が大きいほど翼弦が小さくなるので、主翼の風圧中心の移動が少なく、安定には都合がよい。欠点としては翼が細長くなるので、翼付根にかかるモーメントが大きくなり、これをしょうぶに作ろうとすれば構造重量が増し、飛行機全体のペイロードが減る。飛行機の設計にあたっては、この相反する2つの条件をにらみあわせ、機体の使用目的と要求に応じて、適当なアスペクト比を定める。輸送機や爆撃機のように比較的大きな揚力係数で飛び、航続性能を重視するものはアスペクト比を大きくとり、戦闘機のように、離着陸のほかは比較的小さな揚力係数で高速飛行するものはアスペクト比を小さくして重量軽減を計っている。(藤原)

圧縮機

compressor

航空用エンジンに用いられている圧縮機には、ピストン・エンジンに使われている過給機と、ガスタービン・エンジンに採用されている空気圧縮機とがある。ふつう圧縮機と呼ぶ時は、ガスタービン・エンジン用の空気圧縮機のこととみてさしつかえない。

ガスタービン・エンジンは、多量の空気をその内部にとり入れて圧縮し、これに燃料を送り込んで燃焼させ高温・高速のガスをつくり、これをもってタービンを駆動するとともに、さらに大気中に噴出させて推力を得てい

る。

ガスタービン・エンジンの空気圧縮機として遠心式空気圧縮機と、軸流式空気圧縮機の2つの型式が広く使われている。小出力エンジンには主として遠心式が、大出力エンジンには軸流式が用いられている。

遠心式は圧力比をあまり高めることができない、せいぜい 4~4.5 倍である。それに対して軸流式は、圧縮機の羽根の段数を増すことによって、圧力比を高めることが可能で、現在では圧力比 20 くらいのエンジンも出現している。

圧力比が高められれば、エンジンの効率も高まるので、今後は軸流式空気圧縮機をそなえたガスタービン・エンジンが広くつかわれることであろう。(小倉)

圧縮性流体

compressible fluid

圧力の変化にしたがってその体積を変える流体を圧縮性流体といい、全く体積を変えないものを非圧縮性流体という。実在の流体には大なり小なり圧縮性があるから、この定義からすると、気体はいうまでもなく液体もすべて圧縮性流体ということになり、区別する意味がなくなる。それでは、気体のように圧縮しやすい液体を圧縮性流体、液体のように圧縮しにくい流体を非圧縮性流体というのかといえば、そうでもないのである。

実は、この分類は実在流体を2つに区別するのではなく、流体力学あるいは空気力学において、流れを取り扱う場合、その流体を圧縮性流体とみなすか、非圧縮性流体とみなすかによるのである。

われわれの周囲でみられる流れは、自然現象のものでも、また工学的装置の中で起こるものでも、ほとんどはその流体を非圧縮性流体と考えることで説明することができる。流れにおよぼす圧縮性の影響の程度は、マッハ数によって表わされ、マッハ数が1に比較して非常に小さいとき、すなわち亜音速流のときは、気体であっても近似的に非圧縮性流体として取り扱うことができる。

マッハ数が大きくなるほど圧縮性の影響も大きくなるから、圧縮性流体として取り扱わなければならない。(牧野)

圧縮比

compression ratio

ピストン・エンジンにおいて、ピストンが上死点にある時、その上面にあるせまい空間の容積 v_2 と、ピストンが下死点に達した時同様にピストン上面にあるひろい容積 v_1 との比を圧縮比という。圧縮比を ε とすると $\varepsilon = v_1/v_2$ である。

航空用ピストン・エンジンの大部分は、ガソリン・エンジンである。このエンジンの理論サイクルであるオットサイクルの理論熱効率を η_{th} とすると

$$\eta_{th} = 1 - \left(\frac{1}{\varepsilon} \right)^{\gamma-1}$$

ここに γ は動作流体の比熱の比である。

この式からわかるように圧縮比が大きいほど、その理論熱効率は大きくなる。

しかしガソリン・エンジンの場合、圧縮比があまり大きすぎると燃焼が異常になってしまい、デトネーションをおこすことがある。デトネーションをおこすと、エンジンにいろいろの不都合がおこって工合が悪いので、あまり圧縮比を大きくすることはできない。ふつうガソリン・エンジンの圧縮比は 6~10、ディーゼル・エンジンには、デトネーションの問題がないので 12~20 くらいの圧縮比がとれるので、熱効率はガソリン・エンジンより大である。(小倉)

圧力抗力

pressure drag

物体が流れの中に置かれているとき、その表面にはたらく流体の圧力の総和の自由流方向の成分をいう。流れが完全流体の一様流であると、亜音速の場合には、いかなる物体にも抗力ははたらかない。これをダランベール

圧力抗力の発生



の背理という。その理由は、完全流体には粘性がないので摩擦力が生じないということのほか、物体表面にはたらく圧力の総和から求められる抗力が、0になってしまうということによる。しかし実在の流体には粘性があるので、同じ物体のまわりの流れでも、完全流体の流れの状態と異なってくる。特に物体の後部での違いが大きい。翼型のように薄く、滑らかな物体が流れの中に小さな迎え角で置かれたようなときは、この違いも大したことはないが、流れに平行な方向の長さにくらべて、直角な方向の長さが大きい物体、例えば球のようなものでは、後部で境界層が剥離して乱れた伴流を生じ、その流れの状態は完全流体の場合と大きな相違を生ずる。翼型の場合でも迎え角があまり大きくなると上面で流れの剥離が起こり同じ結果になる。さて、流れの状態が異なれば、物体表面の圧力分布の仕方も異なってくる。したがって、粘性による摩擦力を考えに入れていなくても、物体表面の圧力の総和をとるだけで抗力が現われる。これは圧力抗力のうちの1つであって、伴流抗力と呼ばれる。この抗力を減らすためには、物体の形状をいわゆる流線型にして、剥離などをできるだけ起こさないようにすることである。このように、伴流抗力は物体の形状によるので形状抗力とも呼ばれる。なお翼幅が有限の翼では、阿翼端の下流に伸びる後曳き渦によって、翼の付近に下向き速度が誘導され、流れの状態が影響をうける。この結果、上述の伴流抗力と性質の違った抗力が圧力抗力に付け加わる。これを誘導抗力という。以上は流れが亜音速の場合であるが、超音速または超音速になると、たとえ完全流体であっても抗力が生じる。このときは物体表面の圧力の総和による抗力は0とならない。これは衝撃波が発生するため、造波抗力と呼ばれる。超音速または超音速流のときは圧力抗力にさらにこの造波抗力が加わる。造波抗力を減らすためには、物体の厚さを小さくして、先端をとがらせることである。前の条件は伴流抗力を減らす条件とも一致する。(牧野)

圧力中心

center of pressure

翼型における空気合力の作用位置をいう。

流れの中に適当な迎え角で置かれた2次元翼を考えると、これには揚力と抗力が作用する。この2力の合力を空気合力と呼ぶが、この合力が翼弦を横切る点を、圧力中心または風圧中心という。完全流体の流れでは空気合力は揚力のみであるから、揚力が翼弦を横切る点が圧力中心である。圧力中心の位置を数値的に示すには、翼の前縁からこの点までの距離を d とするとき、 d を翼弦長 c で割った値 d/c 、すなわち空気合力が翼弦の何分の一のところを横切るかという値をもって表わす。この値を圧力中心係数と呼ぶが、普通百分率(パーセント)でいう。空気合力は迎え角が変われば、その大きさと方向が変わると同時に圧力中心も移動する。グライダーに用いられる翼型のように、カンパの大きい翼型では移動も大きい、超音速機のカンパの小さい翼型では移動も小さくほぼ 25% 付近にある。超音速機の翼型では亜音速では 25% 付近であるが、超音速になると 50% 付近まで後退する。(牧野)

圧力比

pressure ratio

ガスタービン・エンジンにおいて、空気圧縮機による空気の圧力の昇降の度合い、すなわち空気圧縮機出口の圧力と入口の圧力の比を圧力比という。

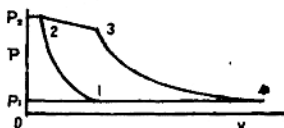
ガスタービン・エンジンの基本サイクルであるブレイトンサイクルの $P-v$ 線図によれば、圧力比は $\varphi = \frac{P_2}{P_1}$ で示される。

ブレイトンサイクルの理論熱効率を η_{th} とすると

$$\eta_{th} = 1 - \left(\frac{1}{\varphi} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

で示される。

この式よりわかるとおり、ブレイトンサイクルの $P-v$ 線図



クルの理論熱効率は、圧力比の大小に大きく左右される。なお γ は動作流体の比熱の比である。初期の航空用ガスタービン・エンジンの圧力比は 3 程度であったが、現在の新型エンジンでは 20 を越すものさえあらわれ熱効率も向上している。(小倉)

後曳き渦

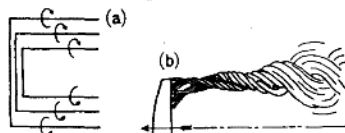
trailing vortex

翼が空気中を運動して揚力を生じているときは、翼の上面の圧力は低く、下面の圧力は高い。したがって下側の空気は翼端をまわって翼の上側に流れる。翼は前進しているから、翼端を巻きあがった流れは渦となって翼端の通過した後に残る。こうして両翼端から後方へ伸びる渦を後曳き渦または翼端渦という。以上は現象論的説明であるが、このような渦が出ていることを最初に主張したのは、イギリスの科学者ランチェスターで、1907 年のことである。

当時すでに、揚力を受けている翼はその断面まわりに循環が存在するということが知られていた。そこで彼は翼が渦と同じはたらきをすると考え、翼をそれと同じ長さの等価な渦糸で置き換えた。これを束縛渦という。しかるに渦糸は空気を完全流体に近いとみなすと、その中で始まることも終わることもできないから、束縛渦が翼端で終わることはできないはずで、結局、翼端で折れ曲って後方へ続くに違いないと考えた。これが後曳き渦であり、束縛渦と組み合わせて馬蹄渦という。

その後 1911 年に、ドイツの工学者プラントルは詳しくこの渦の研究をして翼理論をつくった。それによると、循環は翼幅に沿って変化しなければならないので、翼をただ 1 本の渦糸で置き換えることはできず、図(a)のように多くの馬蹄渦の重ね合せによって置き換えねばならないということである。このようにすると、翼の後縁から渦面が流出するが、

後曳き渦



同じ方向にまわっている渦は、図(b)のように合併してゆく性質があるため、後縁を離れるにしたがって、まとまってゆく1本の後曳き渦となる。(牧野)

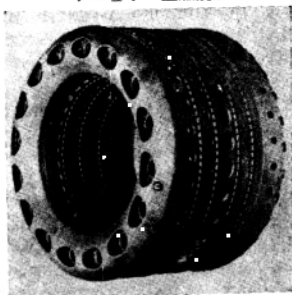
アニューラー型燃焼室

annular type combustion chamber

ガスタービン・エンジンの燃焼室の一型式である。カン型燃焼室の項で述べてあるように、内筒外筒の組合せ方によってカン型、環状型、混合型の3種がある。

このうちアニューラー型(環状型)は、空気圧縮機から送られてくる圧縮された空気を1

アニューラー型燃焼室



組の大きな内筒、外筒からできている燃焼室に送り込むようにしてある。この型式は多量の空気を流す型式のエンジンに適しているが、燃焼のむらを生じやすい欠点がある。(小倉)

アフタバーナ

afterburner

ターボジェット・エンジン等のジェット・エンジンの推力増強装置の一種である。

ターボジェット・エンジンの推力の式

$$F = \frac{W}{g} V_j$$

において推力 F を増す方法として噴出ガス重量 W を増し、噴出ガス速度 V_j を増せばよいことがわかる。

ここに V_j を増すためには排気ガスの温度を高める必要がある。しかし、タービン羽根を通過するガスの温度をあまり高くすることは、タービン羽根の耐熱性から限度がある。

ガスタービン・エンジンの燃焼室に供給される燃料に対する空気の割合は、ガソリン・エンジン等に比較して非常に大きく、燃焼をおえてタービン羽根を通過した燃焼ガス中には、まだ相当量の酸素が残っているため、この中に改めて燃料を噴射して再び燃焼をおこなわせる。この場合、タービン羽根のようなガスの温度に対する制限となるものがないので、ガスの温度を充分高められるため、噴出ガス速度を大きくすることができ、推力を増強することができる。しかしこの方法は、燃料の消費率が非常に大きいため常時おこなうことはできない。(小倉)

アルクラッド

Alclad

→アルミニウム合金

アルファ・ヒンジ

alpha(α) hinge

ロータ・ブレードのヒンジのうち、回転軸に遠い方のものをアルファ・ヒンジとよび、とくに回転軸に平行なものをラダ・ヒンジまたはドラグ(抗力)・ヒンジという。〔「ラダ・ヒンジ」の項参照〕(和田)

アルミニウム合金

aluminium alloy

マイブレンからジャンボまで、いまの飛行機のはほとんどは、アルミニウム合金を主材料にして作られている。アルミ合金は、自動車などの主材料の軟鋼にくらべ、値段は少々張るが比重が2.8で、軟鋼の7.8にくらべ約1/3と軽く、それでいて強さは同じくらいだから、なによりも軽いことがたいせつな飛行機にはぴったりなのだ。おまけに腐食にもかなり強いし、工作も割合やさしくて、絶好の材料である。

ただのアルミニウムだけでは、引張り強さ10 kg/mm²程度で、軽いけれどもあまり丈夫とはいえない。しかし1909年ドイツで、アルミに銅、マグネシウム、マンガンなどを少々調合して合金を作ると、グッと強さが上がることが発見され、この合金を初めて生産したジューレン工場の名をもじってジュラルミンと呼んだ。ジュラルミンはまずツェッペリン

XXXX-XX

合金記号 熱処理状態を表す記号。おもなものは次のとおり。
 4ケタ数字 -O 焼きなまし状態。複雑な加工をするのに使うがこのままで
 は強度が低いので、加工後焼入れして使う。
 (おもなものは別表参照)
 -T3、-T36など：材料メーカーで、焼入れ→冷間加工したものの
 -T4、-T42など：焼入れ→自然時効（室温で放置）
 -T6、-T62など：焼入れ→人工時効（高温で一定時間おく）
 -T73、-T76など：焼入れ→T6より長時間人工時効して残留
 応力を調整したもの
 -T81、-T86など：焼入れ→冷間加工→人工時効
 -T351、-T651など：焼入れ→冷間引き張りをして残留応力調整
 -T652など：焼入れ→冷間圧縮をして残留応力調整

例：2024-T3、7075-T6、6061-T6、2024-T42、7075-T73、など

アルミ合金の記号の意味（アメリカ、日本などで使われているもの）

飛行機に使われたが、1915年ドイツのユンカーは、ジュラルミンで世界最初の翼も胴体も全金属セミモノコック構造の飛行機を試作し、次第に改良を加えて、第1次大戦後期の1918年には、D.I 戦闘機や CL.I 攻撃機といった全金属実用機を生産して世界をリードした。ジュラルミンは、いまのアメリカや日本の呼びかたでいうと、2017アルミ合金にほぼ相当するが、いまはこの合金は、リベット用以外はほとんど使われていない。

その後ジュラルミンに改良を加えて、強さを10%ほど高めたものができて、1930年代から飛行機の主流が全金属セミモノコック構造に移るとともに、広く使われるようになった。これはいまの2024アルミ合金に相当するもので、当時は超ジュラルミンと呼ばれた。2024はアルミニウムと銅4.5%、マグネシウム1.5%、マンガン0.6%の合金で、引張り強さ約42kg/mm²で軟鋼とほぼ同じ。現在も飛行機の構造に最も多く使われている代表的な材料である。

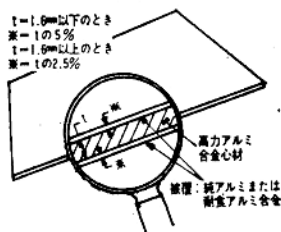
アルミ合金に亜鉛を混ぜると、もっと強いのができることがわかり、超超ジュラルミンと呼んで1930年代の後期から実用化された。第2次大戦の主翼の桁にも使われたESDは、日本で開発された、当時世界一の超超ジュラルミンだった。超超ジュラルミンは、いまの7075アルミ合金に相当する。7075は銅1.6%、マグネシウム2.5%、クローム0.3%、亜鉛5.6%と銅が少なく亜鉛が多い。引張り強さ約56kg/mm²と強く、飛行機の構造のうち、特に強度が必要な部材によく使われている。

2024と7075は、いまの飛行機的主力材料だが、7075は強いかわりに加工しにくく、曲げたりプレスしたりするとき割れやすいので、2024にくらべ工作に手間がかかる。また、強いといっても、圧縮力や、たまたに大きな引張り力を受けるような場合はたしかに強いのだが、それほど大きくない引張り力が何万回もくり返してかかるような場合の疲労強さではむしろ2024が強く、もしヒビがはいったときの、残りの粘り強さとなると、2024のほうが、ずっとすぐれている。そこで、飛ぶたびに引張り力がかかる主翼下面や胴体と圧部の外板には、2024が好まれ、主翼上面は圧縮力を受けるので、これに強い7075というように、使いわけをすることが多い。

7075のような亜鉛入り合金は、応力腐食割れ（加工後の残留歪などで引張り力をいつも受けているところが、使用中に腐食する、それがもとでいつのまにかヒビがはいる）を起こしやすい傾向があったが、最近では熱処理のくふうで改善されてきた。しかし、7075よりも亜鉛をふやし引張り強さを5%ほど高めた7178アルミ合金は、ボーイング707の主翼上面に使っているうちに応力腐食割れで問題を起こしたことがあって、B-747ではまた7075にもどった。

アルミ合金は、板、押出し型材（L型、コ型、I型などの棒）、管、丸棒やブロック（けずって使う）、鍛造材（金具などにする）、ときには鋳物など、いろいろな形で使われる。アルミはわりあい腐食に強い金属だが、2024や7075のような高力アルミ合金は、純アル

クラッド板



ミよりずっと腐食しやすくなっているの
部品ができたなら、アノダイズ(電解槽に入れて
表面に酸化被膜を作る。陽極処理ともいう)、
化学被膜(アロジ、クロム酸処理など)、
塗装などで、表面を保護し防食する。

板材の場合は、両面に純アルミ(または強度
は低くても耐食性の強いアルミ合金)の薄
い層を、熱間で圧着して被覆したものを使
う。これをアルクラッドまたはクラッド板と
いう。クラッドの表面層の厚さは、板厚の
2.5%~5%程度である。クラッド板は腐食
に強いので、ふつうの陸上機の運用状態なら、
クラッド板の機体外面に出る部分は、そのま
まで防食処理なしでOKだ。飛行機で無塗装
のピカピカのところはクラッド板である。し
かしクラッドの表面層は非常に薄いものだから、
製作中も使用中も、スリキズなどをつけ
ないようによく気をつけることがたいせつ
だ。水上機や艦上機、海の上で使われる飛
行機では、クラッド板でも防食のため塗装し
たほうがよく、海軍機が迷彩でなくても全面
塗装しているのはこのためである。

アルミ合金は、高温で長時間使っていると、

120°~130°C以上で強さがへりはじめ、200°C
のときは半分くらいになる。特に7075は高
温での強度低下が早く、2024より弱くなる。
コンコルドは巡航速度をM2.2にとどめて外
板表面を約120°Cにおさえるとともに、高温
に割合強いアルミ合金CM.001を主材料と
している。これはイギリスのロールスロイス
が以前からエンジン用に開発していたヒドミ
ニウム(hiduminium)と名付けていたアルミ
合金のうちの、RR58というのが高温特性が
よいので、それを圧延して機体材料にしたも
ので、べつに新しい材料ではない。(久世)

アレスティングキア

arresting gear

飛行機が高速になるにつれて着陸滑走距離
が長くなるので、それを短くするために車輪
ブレーキのほか、エアブレーキ、スラスト
リバーサー、ドラグシュートなど、色々の制
動装置が併用されるようになってきた。特に
艦載機の場合は、陸上の飛行場にくらべて非
常にせまく短い航空母艦の甲板に降りなけ
ばならないので、外部からも飛行機の停止を

航空機に使われているおなじアルミ合金

▲以前はこの記号の末尾2字にSをつけて呼んでいた。(例:24S, 75S)

・ヤキ入れ後(ヤキ入れ不能のものは加工硬化後)の強さ

区 分	合金記号▲	アルミ以外の主な成分(%)	引張り強 さ (約 kg/mm ²)	解 説
鋁系 高力アル ミ合金	2014	Cu4.4 Mn0.8 Mg0.4 Si0.8	48	おもに鍛造金具用だがヨーロッパなどでは同様のものを板に して一般構造によく使う
	2017	Cu4.0 Mn0.5 Mg0.5	38	昔のジュラルミン。いまはリベット用くらい
	2024	Cu4.5 Mn0.6 Mg1.5	42	昔の超ジュラ。現在最も広く使われている航空機材料。板や 型材にして一般構造に使う。鍛造はしない。耐クラック性良
亜鉛系 高力アル ミ合金	7075	Zn5.6 Cu1.6 Mg2.5 Cr0.3	56	昔の超超ジュラ。板や型材にして一般構造のうち強度のいる 部分に2024に代いで多く使う。強度大だが加工や困難。鍛 造金具にもする
	7079	Zn4.3 Cu0.6 Mg3.3 Cr0.2	53	鍛造金具。厚板用に使われ、強いが応力腐食を起こしやすい ので注意
	7178	Zn6.8 Cu2.0 Mg2.8 Cr0.3	60	7075よりさらに強く、特に強度の必要な構造部分に使われて いるが応力腐食を起こしやすいので注意
耐食 アルミ合 金	6061	Mg1.0 Cr0.25 Si0.6 Cu0.25	30	やや強度大 耐食性良、加工容易、溶接可能なので、あ まり強度のいらないフェアリング、タンク 配管などに使用
	5052	Mg2.5 Cr0.25	20	
	3003	Mg1.2	10	

すべて比重約2.8、弾性係数約7,000kg/mm²

早めてやるために、航空母艦の甲板には何本かのワイヤロープを張り、飛行機の方からは鉤状のフックを出し、着艦の際ワイヤロープにフックを引っ掛け、強制的に飛行機が早く停止するようにしてある。

このフックのことを拘束フックとかアレスティングフック、または着艦フックとかアレスターなどといい、アレスティングギアとは拘束フックのみでなく、その操作装置までを含めたものをいう。

アレスティングギアは着陸滑走距離を短くするのに非常に有効なので、艦載機だけでなく陸上戦闘機にも利用されることがある。しかしワイヤロープやフックの強度とか重量の問題があるので、大型機には利用されていない。(秋山)

F-4の拘束フック



安全率 margin of safety

航空機構造の終極荷重を制限荷重で割った値。日本の民間機の場合は特別な規定のある場合を除いて1.5と規定されている。実際の強度が不確実な部材または正規の部品交換以前に、運用中劣化するおそれのある部材に対しては、さらに特別な安全率を加算しなければならない。

追加した安全率は通常特別係数と呼ばれ、次の3種がある。

鋳物係数：鋳物は製造技術によって果などができやすいので、検査方法によってこの係数を変えられるようになっている。

面圧係数：運用中の相対運動およびすきまのある接合部が、衝撃や振動を受けることを考慮して特別の係数を用いる。

金具係数：取付金具（構造部材を互いに結合するための部品）または端末部に対しては原則として1.15以上の金具係数を用いる。

(深原)

鋳物係数	検査方法
2.0以上	全数の外観検査
1.50より大きく2.0未満	全数の外観検査および磁気もしくは浸透液による探傷検査またはこれと同等の非破壊検査
1.25以上1.50まで	全数の外観検査、磁気もしくは浸透液による探傷検査およびレントゲン検査またはこれと同等と承認された非破壊検査

安全離陸速度 (V_2) take-off safety speed → V_2

アンチサーボ・タブ anti-servo tab →タブ

アンチスキッド系統 anti-skid device

飛行機が接地後すぐに、あるいは必要以上に強くブレーキを踏んだりすると、車輪がロックされて回転しないまま滑走路をすべることになり、スリップを起こしたり、タイヤの片べりや、はなはだしいときにはパンクをひきおこし、降着装置や機体に損傷を与えてしまう。特に2車輪着陸の場合、左右のタイヤ圧がバランスしていないと片側の車輪がすぐロックし、機体がそのまわりに回転してしまうので危険である。(ボギー式車輪配置のものは車輪間で分担荷重の変化が生じるし、前輪式では、頭下げモーメントが加わり前脚の動的荷重が増す)

車輪のロックを防ぎ、ブレーキを最大限有効に使用する目的で考案されたのが、自動ブレーキ装置あるいはアンチスキッド系統と呼ばれるものである。

初期の頃はブレーキ系統の間にコントロールバルブを設けて、脚に作用する荷重の大小によってブレーキを作動したり、ゆるめたりするようなものがあつたが、いろいろと不具合が生じたので、現在ではタイヤと車輪の減速速度を感知して、タイヤと地面の間にすべりが生じるとブレーキがはずれ、すべりがなくなると作動する形式のものに変わってきている。通常の機構は、慣性機構 (inertia device) といわれるもので、車輪にフライホ

イールを取り付けて車輪といっしょに回転させ、車輪が減速するとフライホイールが車輪を加速しようとする慣性を利用して、ブレーキを作動させたり、ゆるめたりする形式である。(丸山)

安定性 stability

安定性というのは、つりあい状態の特性を示すもの、すなわち物体が定常状態において擾乱を受けたときに、元の釣り合い状態にもどる傾向の大小で表わされる性質である。そしてこれは元の釣り合い状態にもどるまでの時間的経過を考えるとどうにかによって、静安定と動安定の概念にわけられる。飛行機の安定性には、飛行状態を表わす量によって、縦安定、横安定、方向安定、速度安定などがある。そしてこの速度安定を与えるものとしては、水平尾翼、垂直尾翼、主翼上反角、重心位置などの飛行機固有の空力的性質のほか、自動安定装置、自動操縦装置などの自動制御装置がある。安定性の強い飛行機は一般に操縦性が、すなわち運動性が悪くなるので、設計にあたっては、これらの間に適当なバランスが必要である。(柏原)

案内羽根 guide vane

ガスタービン・エンジンの案内羽根は用途によっていくつかの種類がある。空気圧縮機入口に設けられている入口案内羽根、遠心式空気圧縮機の羽根車出口部にあるディフューザー案内羽根、タービン入口にあるノズル案内羽根などである。

これらはいずれも、その次にある空気圧縮機、燃焼室あるいはタービンに送り込む空気または燃焼ガスの流れを具合のよい方向にととのえとともに流路中の流れを一様に分布するよう整流する働きを持っている。(小倉)

EAS (等価対気速度)

EAS (equivalent airspeed)

機体構造に与える強度を算出するときなど、設計や構造の基準を定めるときに用いられる、いわゆる設計対気速度である。「等価」ということは、飛行機がある高度を飛行して

いるとき、飛行速度をその高度における自由気流の動圧におきかえ、その動圧と等しい値を持つような、海面上標準大気状態の速度を意味する。EAS は、CAS (校正対気速度)——対気速度計の指示をそのまま読みとった値に、計器個々の誤差とピトー静圧系統の位置誤差の修正を加えたもの——を、特定の高度における断熱圧縮流の修正を加えて得た(つまり、CAS に空気の圧縮性の影響を加えた)速度であって、TAS (真対気速度)に空気密度比(海面上の空気密度と特定の高度における空気密度との比)の平方根をかけることによって得られる。したがって、海面上標準状態では $EAS = CAS$ となる。

飛行機の速度や飛行高度がまだあまり大きくなかったときには、上記のように $CAS = EAS$ とすることができ、CAS は計器の読みから、EAS は TAS から算出され、その値はほぼ等しく単に基準のとり方がちがうとされていたが、最近のように飛行機の性能が向上し、飛行高度、速度ともに大きくなると、空気の圧縮性の影響が無視し得なくなってきた。したがって、強度計算などには圧縮性の影響を考慮し、機体にかかる動圧を正確に示す EAS を用いなければならない。(落合)

EGT (排気ガス温度)

EGT (exhaust gas temperature)

→ジェットパイプ温度

位置誤差 (PE)

position error

対気速度計を機体の近くにとりつけたのでは、自由気流(機体から遠く離れた気流)の速度とちがうことと、その気流の方向が自由気流と一致しない2原因のために、真の対気速度を示さないことが多く、その差を位置誤差(取りつけ位置による誤差の意味)という。位置誤差を測るには、地上から速度を測定したり、機体の下方に吊した静圧管(ピトー管は淀み点でかならず正しい値を示す)と機上静圧管の示度をくらべたりする。位置誤差のもっともすくない位置は機体前方で、つぎに主翼前縁であるが、超音速になると機首からの衝撃波が通過するので望ましくない。垂直安定板の前方も一案である。(佐賀)

一体構造

integral structure

→インテグラル構造

インコネル

Inconel

→耐熱構造

インテグラル構造

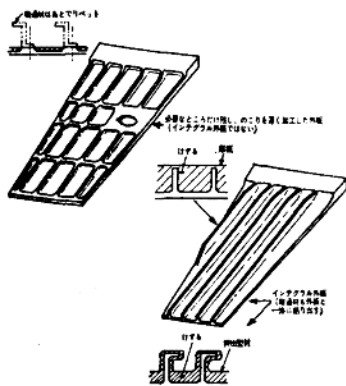
integral structure

いまのふつうの飛行機は、外板の裏がわに適当な間隔で縦通材を並べ、リベットで止めたパネルを、裏や胴体の表面に張っている。

しかしこれは外板に縦通材をリベットする手間がばかにならないし、外板にリベットの穴がたくさんあくから、強度上損である。それならいっそのこと、厚い板や押し出し型材から、外板も縦通材も、一体で削り出してしまえというのが、インテグラルスキン（一体外板）である。

この場合、材料の大部分は削り落としてスクラップになってしまうわけで、ずいぶんムダで高くつくように思えるが、近頃は自動工作機械が進歩したので、あまり人手をかけずに削ることができ、あとで外板、縦通材を組み

インテグラル外板



立てる手間が省ければ、かえって安上がりという計算だ。外板だけでなく、小骨や耐圧隔壁などのような構造部分も、この方法で板と補強材を一体に削り出せば、同じ効果を期待できるから、インテグラル構造（一体構造）と呼ばれる。一体構造は従来の板や型材を組み立てる構造（ビルトアップ構造と呼ばれる）にくらべ、構造の各部分にかかる力の大きさに応じて、部材の厚さや太さをキメこまかに増減することができるから、重量もへるはずで、1 kg 軽くなれば数十万円の価値がある高速機では、こたえられないのだ。

そこで 1950 年代の初め、アメリカでロッキードが、スーパーコンステレーションにインテグラルスキンを使ったあたりが始まりで、イギリスの BAC など、大型工作機械を設置して、この構造を採用する会社がふえ、特に高速軍用機には広く使われるようになった。

しかしインテグラル構造も、よいことばかりではない。欠点のひとつは、従来の、板と補強材をリベットした構造にくらべ、もしクラック（ひび）ができたとき、それが広がりやすいことで、リベット止め構造ならば、板が切れても補強材がかわりに持ち、安全だったのが、インテグラル構造は、板の部分も補強部分も、同時にクラックしてしまう。そこでインテグラル構造の場合は、力に平行な方向の継ぎ目を作って、いくつかのパネルに分け、もしクラックしても、ひとつのパネルで止まるような対策がある。もうひとつの欠点は、厚い材料から削り出す結果、注意して設計しておかないと、材料にとって最も弱い厚さ方向に、引張力がかかるような構成になってしまい、そこが腐食を受けた場合、クラックを生じやすくなることである。このようなことを考慮してか、旅客機では主翼にインテグラル外板を使っているのは割合少なく、ボーイングやダグラスも、外板に縦通材をリベットしているし、ロッキードも、軍用機の C-5 などはインテグラル外板にしているのに、民間機の L-1011 では、外板と縦通材とを組み立てる構造をとっている。（久世）

インテグラルスキン

integral skin

→インテグラル構造

インテグラルタンク

integral tank

→燃料タンク

ウィングドロッピング

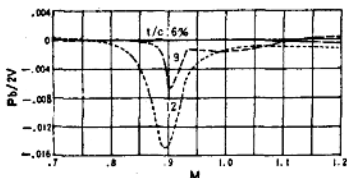
wing dropping

F-86 セイバー級の機体で音速突破のダイブを試みると、マッハ1に近づいた時に突如として機体が横転する。この状態は片方の翼が急に落ちこんだような現象なのでウィングドロッピングと呼ばれている。

ウィングドロッピングは、片方の翼が衝撃失速して揚力を失うために起こる。図はロケット模型による実験結果である。この図で縦軸は横転力を表わすパラメータで、翼厚比の大きい翼ほど激しいウィングドロッピングを起こすことを示している。衝撃失速の状態では、補助翼をいくら操舵しても舵は一向に効かないが、そのままさらに加速を続ければ、翼面全体が超音速流におおわれることになって、気流が安定するため補助翼の効きも回復して来る。

ウィングドロッピングは必ず片側に発生する。これは機体のできや空気の流れに必ずいくらかのアンバランスがあるためで、しかもロールが始まると、衝撃波はロールを助長する方向に発達するからである。

現在の超音速機のように厚比5%以下の薄翼を使用すればウィングドロッピングは発生しない。(鳥養)



図解：NACA 65A 010Aの補助翼、フラップなしの
材料翼 A=3.5, $\delta=0^\circ$

ウェイト アンド バランス

weight and balance

航空機の重量および重心位置を、実測または計算によって算出することを行い、航空機が安全に飛行できるよう、あらかじめ設定さ

れている重心位置移動許容範囲に、その飛行における重心位置がおさまるよう重量の分布(主としてペイロードの重量や搭載場所)を削減する。方法としては、空虚重量または基本重量のときの重心位置を、あらかじめ実測して求めておき、それに運航ごとに变化する搭載物(燃料、ペイロードその他)の重量および重心位置を積算して行けば、その運航に対する重量状態の重心位置が求まる。

重心位置は、機体の基準点に対する機体の各部分および装備品、搭載物、ペイロードなどによる頭上げまたは頭下げモーメントを積算することにより求められるものであって、実際の作業にあたっては、計算上のミスをなくするため、大型機では数字の桁数をあらかじめ切り下げたり、頭上げ、頭下げモーメント算定の基準点を想定重心位置近くへ設定したり、またその位置もモーメントの値がプラス・マイナスが入り混らぬようなところへおく、あるいは図形的に図面とスケールを用いて算定できるようにするなどの方法がとられており、さらに最近の大型機では、着陸装置に重量および重心位置測定用の装置を組み入れるなど、多くの方法がある。(ただし、最後の方法は飛行機が空中にある場合には使用できない)

ウェイト アンド バランスは、特に日本語の訳は見当たらず、原語がそのまま使用されている。(落合)

ウェットウィング

wet wing

→燃料タンク

ウェットサンプ

wet sump

ドライサンプの項でのべたように、潤滑の仕事をおえた油はまず油溜りに集まってくる。ウェットサンプは、油溜りに集まってきた油をそのままためておき、それを油ポンプによって汲み上げ、油こしや油冷却器をとおして再び潤滑系統に供給する方式である。この方式では、いつも油溜りに相当量の油がたまっているの、油溜りも大きな容量が必要である。水平対向式エンジンの多くはこの方式である。(小倉)