航空機の強度計算

原　宣一

はじめに

本日はD7研究会という建築関係の皆様のお集まりの席で航空機の強度計算と題してお話させて頂きますことを光栄に思っております。

現在はすでに飛行機から離れて長いので、講演標題には気が引けるものがあります。主催者の方のお話では建築と異なる分野のことが参考になるかも知れないからということでしたのでお引き受けしました。

私が社会に出た頃は航空機の設計者を目指していました。その頃のお話を思い出してみたいと思います。

大学を卒業しまして、日本航空機製造株式会社（NAMC）に入社いたしました。この会社は半官半民の会社で、もう無くなりましたが日本で最初の旅客機 YS-11 を開発し販売していた会社です。私がこのNAMCに入社するころ、防衛庁用のジェット輸送機 C-1 機の開発をNAMCが受注していたのです。

入社早々、私の希望がとおりその設計チームに入れて貰いました。最初にC-1について少しお話いたします。

1 ジェット輸送機 C-1

ジェット輸送機 C-1 は開発中には XC-1 と呼ばれていました。自衛隊は米国産の C-46 というプロペラ式輸送機を使っていましたが、その代替機として国内開発が望まれたものです。

飛行機は皆同じように見えると言われる方もいますが、もちろん機種が違えば全部違います。大型旅客機のジャンボジェットと軽飛行機のセスナでは大きさが違うだけでなく形も違います。それでも翼があって胴体があるというところは似ています。自動車や列車には翼がありませんから。

航空機は特に性能を追求して設計しますから、細部に至るまで全て設計意図なり狙いがあります。形が違うのは全て理由があるのです。それでは、飛行機はどこがどう違うかを XC-1 で見てみましょう。

XC-1 のミッションとして兵隊さんを運ぶことも入っていますが、貨物機扱いです。胴体には窓がありません。パラシュートを担いだ空挺隊員を４５名運べます。胴体後部に大きな観音扉がついています。空挺隊員や大きな荷物もパラシュートを付けてこの扉から放出します。

XC-1 は写真でお判りのように双発のジェット機です。つまり特徴の第一はジェット・エンジンを２機装備していることです。ジェット・エンジンの開発は簡単ではありませんので最初から輸入品を使うことに決められていました。世界中でジェット・エンジンを作っている会社は多くはありません。選ばれたのはアメリカのプラット・アンド・ホイットニーの JT8D だったと思います。このエンジンはボーイング 707 に使われているもので信頼性の高さが買われたのでしょう。なお YS-11 は英国のロールス・ロイス社製のターボプロップエンジンでした。

主翼は胴体の上に付いています。旅客機は殆ど低翼ですが、高翼機の方が荷物の出し入れに便利なのです。C-130 や C-5A など多くのカーゴ・プレーン（荷物輸送機）は高翼形式が採用されています。

ジェット機ですから飛行速度も速く、主翼は後退角を持っています。主翼は翼端の方が小さい通常のテーパ翼です。

主翼形状で XC-1 がユニークなところは後ろの桁、これは主翼の骨のようなものですが、途中で曲がって機体に対し、直角になっていることです。

後ろ桁が胴体と交差する部分に胴体のフレームもしっかりしたものを取り付けて、全体として頑丈にすることが狙いだったのです。このことが、構造強度の観点から別の特徴を作り出していますが、後でお話します。

主翼を高翼にすると困るのは主脚の格納部が主翼に付け難いということです。そこで XC-1 では胴体にバルジと呼ばれる出っ張った部分を作って、ここに格納しています。

XC-1 の主翼は断面形状に大きな特徴があります。それは高揚力装置として前縁部にスラット、後縁部にダブル・スロッテド・

フラップを持っていることです。スラットやフラップを持っている事は現在の旅客機なら普通のことですが、ダブル・スロッテド・フラップまで持っているのは稀でしょう。フラップが３枚の翼から成るのです。XC-1 の高揚力装置は短距離で離着陸できるようにするためのものですが、世界でも最先端をいくものです。

スラットやフラップを出し入れする構造も必要になります。現在のジェット旅客機では主翼の上面にスポイラーをつけます。この羽根はブレーキ用です。空中でも急降下が必要な場合はスポイラーが有効です。

また、主翼の両端には相互に逆に上下するエルロンと呼ばれる補助翼がつけられます。これは機体を傾けるために必ず必要です。

飛行機が空を飛ぶとき、機体を傾ける必要があるのは方向転換をするときです。垂直尾翼の後ろに方向蛇が付いていますが、方向蛇を使っただけでは横滑りする程度で上手く方向転換できません。

主翼の内部は燃料タンクになっています。意外に思う方が結構多いのですが、現代の飛行機は殆ど燃料を主翼に搭載しています。主翼の構造設計上楽になるし、胴体には荷物を入れたいからです。

胴体の断面が綺麗な円になっているのは、高空を飛ぶときに機内を与圧するからです。与圧胴体には円形が構造強度上有利なのです。

逆に、胴体の断面が円や楕円でなく矩形であれば、その飛行機は与圧式でないから低空しか飛べないだろうと判ります。

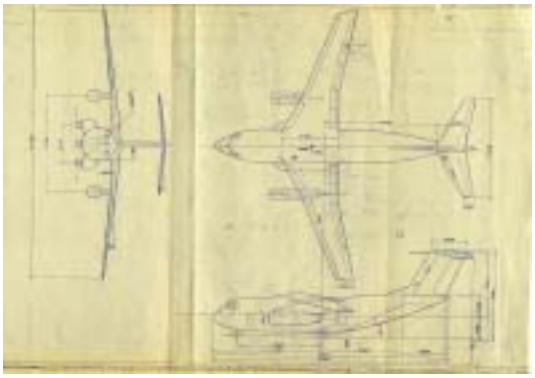
XC-1 のもう一つの大きな特徴は尾翼が T の字になっていることでしょう。T 尾翼の飛行機を日本で設計するのは初めてでした。利点は、地上で荷物を出し入れするのに水平尾翼が上にあった方が邪魔にならないということです。

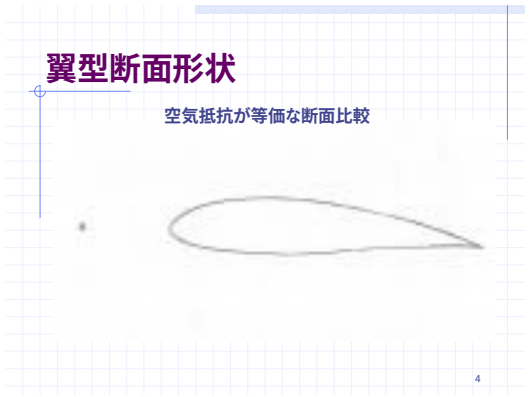
T 尾翼で有名な飛行機はロッキードの F104 というジェット戦闘機があります。そして、T 尾翼の欠点として問題視されていたのはディープ・ストールです。大きな向かい角を取って機体が失速すると、T 尾翼はちょうど主翼の後流に入ってしまい、回復できないというものです。回復できなければそのまま墜落です。その後 F104 では回復操作が見つけられたと記憶していますが、XC-1 ではどうだったか覚えていません。もともと輸送機では大きな向かい角を取るような飛行はしませんから、心配することはなかったのかも知れません。

お見せしました XC-1 の３面図は本物のコピーです。通常、雑誌などに出ているものは、出版社の専門家が各種のデータや写真から想像して描いたものでしょう。生のデータが外に出ることはありません。

正直に言いますと、私が C-1 の設計チームに入れて貰って最初にこの三面図を見たときは不恰好な機体だと思いました。その後、だんだん出っ張りがある理由など判ってきますと美しく

見えるようになってきました。機能美が判ったということなのでしょう。





最初の写真は初飛行時のものです。機首に槍のような竿が取り付けられています。これはピトー管と呼ばれる対気速度を測るセンサーです。一般的にピトー管は機首付近の胴体に小さく取り付けられています。

試作機ではそれらの校正のために、より正確なデータを入手する目的で、長い竿の先にピトー管を付けて測ります。

XC-1 は最大離陸質量で４５トン以上です。昔は、重量４５トンと言っていましたが、トンは質量の単位で重さの単位ではありません。

重さでいうと最大離陸重量４５０キロニュートンと言うのが正しいのですが、なかなか習慣は抜けません。

何故、こんな重いものが空を飛べるのか理解できないという方がおられます。私はこのように疑問を持つ人には次のように説明しています。

飛行機は重いのでなく軽いから飛べるのです。軽く作るために飛行機の構造設計者（当時の私もその一人でした）が努力しているのです。飛行機が軽いことは次のように考えれば簡単に実感できます。

ジャンボは全長が７０ｍぐらいありますが、正確に 1/100 の大きさに作れたとすると、長さが 70cm の模型のように見えるでしょう。この模型は正確に 1/100 の大きさに出来ていますから、縦横高さの3.次元が 1/100 になりますから、ジャンボの質量が３００トンあるとすると、模型の方は３００グラムしかないのです。70cm の模型の飛行機が卵５個分ぐらいの質量しかないと判れば如何に実際の飛行機が軽く作られた納得できます。

また、飛行機は流線型に作りますから抵抗が小さいのです。主翼の断面は大体この図のような形状をしています。その前に書いた小さな円がこの翼と同じ抵抗を与える大きさなのです。流線型にするという効果はこのぐらい、厚さで十分の一ぐらいの効果があります。

飛行機の抵抗が小さいことが速く飛べる理由の一つでもあり、エネルギー効率が良いことの理由でもあります。最近の航空会

社はサー・チャージと称して高い燃料代を加算してきますが、それでも、同じ距離を車で走ったとして計算した燃料代よりずっと安いでしょう。

最後に XC-1 の設計チームの写真をお見せしましょう。この設計チームは基本設計が始まった 1967 年頃から三菱重工業(株)の小牧工場内のビルに各社から設計技術者が集まりました。

日本航空機製造(株)のプロパー社員は少数で、三菱重工業、川崎重工業、富士重工業、新明和、日本飛行機、住友精密など、当時の航空機関連会社からの出向者の集まりでした。

当時の部長は三菱から出向の東條輝雄さんでした。東條英樹の次男で、現在もお元気です。

実機の製造が始まる頃には、この設計チームは岐阜の各務ヶ原にある川崎重工業の工場内に移りました。初飛行をした頃は部長も富士重工から出向の箕田芳郎さんに変わっています。残念ながら箕田さんはもう亡くなられました。

2 航空機の強度計算

XC-1 の思い出話が長くなってしまいました。ここから本題の航空機の強度計算のお話です。

航空機の強度計算

- ビーム理論
- 有限要素法 (FEM)
  - 応力法
  - 剛性法
- 耐空性審査要領 (FAR)
- 航空機製造事業法

8

強度率

- 強度率は1以上のこと
- 強度率の定義

$$\text{強度率} = \frac{\text{許容荷重}}{\text{終局荷重}} \qquad \text{強度率} = \frac{\text{許容応力}}{\text{終局応力}}$$

- 安全余裕 (MS)＝強度率-1
- 終局荷重＝安全率 x 制限荷重

許容応力：MIL-HDBK-5 → MMPDS
(Metallic Materials Properties
Development & Standardization)

9

建築の場合、設計者は国家試験を受けて建築一級士。あるい

は2級士の免状を持っていないといけないと聞いております。航空機の設計は何も免状は要らないのです。

しかし、航空機を製造する工場を持つ会社は航空機製造事業法に合致した工場でないとなりません。また、日本の空を飛ぶ飛行機は運輸省が定めた耐空性審査要領に従って検査をされます。この試験に合格しないと型式証明が貰えませんから売ることもできません。

XC-1 は防衛庁用の輸送機ですから、運輸省の審査を受ける訳ではありません。自衛隊の航空機には機体の番号も JA が付いていません。運輸省は現在国土交通省で、防衛庁は防衛省に変わっていますが、相互に独立なのです。

日本の空を飛ぶ民間機は国土交通省が管轄する滞空性審査要領に合致していないと飛んではいけないのですが、防衛省の管轄化の自衛隊の飛行機は滞空性審査要領に合致していなくても構わないわけです。しかし、基準がないと設計のしようがありませんから、XC-1 も滞空性審査要領に合う様に設計が進められました。

耐空性審査要領は、昔は日本独自のものという性格もありましたが、現在は米国の連邦航空規制（FAR）の翻訳になっていて、FAR が改定されると遅滞無く滞空性審査要領も改訂されます。

強度計算の方法は主としてビーム理論と言われる簡単な方法です。方法は簡単でも構造の形状は複雑なので、図面を横に部材の断面面積を計算するだけでも、結構煩雑ではありました。

私は主翼主構造の強度設計を担当していました。主翼は曲げモーメントを受けるのでそれに抗するだけの構造部材を付ければ良いことは地上の建築と同じです。航空機構造設計での違いは、軽量化が命ですので無駄な肉厚は少しでも削るということです。

一般に飛行機の主翼は胴体との付け根に近い部分ほど大きな曲げモーメントを受けますから、付け根に近い部分ほど板厚を厚くする必要があります。XC-1 の場合、先ほど申し上げましたように後桁が途中で曲がっているのです。キンクさせた後桁と言っていました。つまり、途中で前桁と後ろ桁の間が急激に広がっているということなのです。

このような構造様式を考えた人は誰か知りません。機体全体を眺めて「こういう風にしてみよう」と発想できる人は経験豊かな人でないとできません。

この結果、同じ板厚でも根元の方が強度的に余ることになり、最適設計とするためには板厚を根元の方で薄くすることにしたのです。つまり、板厚が逆テーパなのです。この結果は、胴体を設計していた他部門の人にずいぶん不安がられました。私自身は計算の結果で大丈夫と思っていましたが、上司も感覚的には不安があったことと思います。ただ、飛行機は必ず強度試験を行いますので最悪の事態は避けられます。

私の駆け出し設計者として人生の始まりは、丁度計算機の発

展の歴史と重なりました。最初は計算尺です。計算尺は設計者全員に配られていました。左手に持って、右手に鉛筆でメモ書きしながら計算尺を動かしました。計算尺の良いところは有効数字の感覚が養成されることだと思います。ビーム理論の範囲では、殆どの計算は有効数字が三桁もあれば十分なのです。

その次に使ったのが手回し計算器です。ハンドルを左右に回すことで桁数が多くても加減乗除が出来るのです。結果は正確です。商標名はタイガーだったと思います。当時の価格で２万円か３万円しました。大卒初任給ぐらいの価格です。タイガー計算器は課に１台か２台ぐらいしかなかったように思います。

そして、タイガー計算器を電子的にしたようなものも出てきました。デカトロンという数字一桁を表示する電球を１２個ぐらい並べた電卓です。これも入った当時は値段が高くて部に１台か２台というところだったと思います。

この頃、大型計算機も発達してきて、三菱重工の東京本社に IBM7090 というような機種が導入されました。ビーム理論による計算も大規模になると時間がかかりますので、これらのコンピュータで計算するようになりました。データを郵送してから計算してもらい、結果が返ってくるまで１，２週間かかるような感じでした。伊藤忠電子計算センターが CDC6600 という当時のスーパー・コンピュータを導入したので、そこに頼むこともありました。

当時、構造計算法として有限要素法が発達しつつありました。若かった当時の私は、マーチン・ターナーの教科書を買って独学でマスターしました。原理的には材料力学と数学の行列式を組み合わせただけのようなものですから、数式自体はそれほど難しいものではないのでしょう。

有限要素法の計算の中心は多元連立方程式を解くこと、高次の逆行列を求めることにあります。手計算では未知数が５個、つまり５次の連立方程式を解くことがやっと可能であったかと思います。

平行してコンピュータのプログラミング言語であるフォートランも覚え、簡単な計算はプログラミングできるようになりました。

有限要素法は、大きく分けて剛性法と応力法があるのです。現在は NASTRAN を始め殆ど剛性法が使われていますが、当時のコンピュータ能力が低かったことから私は応力法で XC-1 の構造解析を行いました。応力法の方が、逆行列の計算がずっと小さな行列で済むのです。また、計算結果はそのまま力の流れが見えるのです。主翼の強度計算のための問題は応力法で２６元の連立方程式で済んだと記憶しています。つまり、材料力学の用語で言いますと、２６次の不静定問題を解いたのです。

応力法は未知数が少なくて済むので、求める逆行列式の次数は少ないのですが、入力データを作るのが大変でした。このための有用な論文もいくつかあって、私はゼロでない要素だけを入力して計算させるプログラムを開発しました。全部一人でや

ったのです。上司も計算結果を見て、良し悪しを判断するしかなかったのです。何度か計算をさせるうちに、入力データにミスがあると部分的に変な結果がでるというようなことが判ってきました。力の流れはサンブナンの原理で大体の様子が予想できるから、計算結果がおかしいかそうでないかの感覚ができるのだと思います。

ビーム理論では計算できない専断遅れ現象が有限要素法では見ごとに解析できました。しかし、当時、どうしても一見逆の計算結果が出ている部分がありました。防衛庁への報告会まで理由が判らなかったのですが、その後、林毅先生の論文に専断遅れ現象と逆のシア・リードという現象も生じ得ることが報告されているの知り、一人で納得しました。

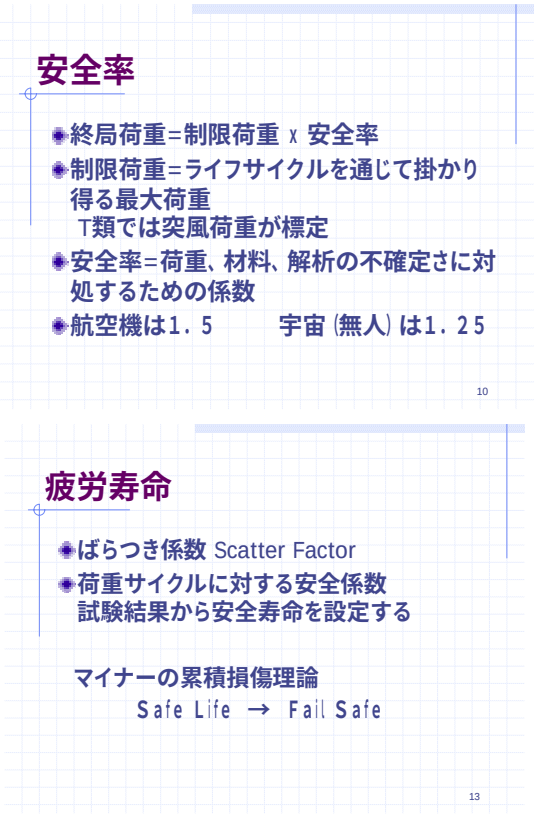
構造設計者は図面を書くだけでなく、強度計算書というのを作ります。この書類は各部材に働く最大応力が、その部材の許容応力より小さいことを列記しただけの文書です。この比を強度率といっています。米国では強度率から1を引いて安全余裕と言っています。

部材の代表点を選んで計算しているだけですが、それで良いのです。もちろん、不安な部分は全部計算してみなければなりません。

ここで強度計算のキーワードをいくつかご説明します。建築の場合と似ていると思いますが如何でしょうか。

まず、制限荷重（Limit Load）です。この言葉は、その航空機が一生に一度会うかもしれない最大荷重です。ライフサイクルを通じての最大荷重といっても、1000機作るか100機作るかも判らないわけですから、当然予想荷重です。

輸送機はT類に分類されています。T類の航空機では主翼の荷重として大きいのは突風荷重です。そして、その荷重に安全率（Safety Factor）を乗じた値が終局荷重（Ultimate Load）です。航空機の場合、安全率は1.5です。これは一般部について、結合部や応力集中部では適宜高い値が特別係数として、定められています。



安全率とは荷重、材料、解析の不確定さに対処するための係数です。どんなに計算法が発達しようとも、現在の技術の現状

ではこれだけは余分に見なさいという命令です。

強度率とは許容応力と終局応力の比または、許容荷重と終局荷重の比です。

耐空性審査要領では強度率が 1 以上であること、と規定されている訳です。

許容応力は材料試験から決めるのですが、よく使う材料では MIL-HDBK-5 という本のデータをそのまま使います。主翼の上面は圧縮荷重が支配的ですので、XC-1 では 7075 が使われました。主翼の下面は引張り応力が支配的ですので、強度は少し落ちますが疲労に強い 2024 が選ばれました。これは当時のオーソドックスな組み合わせです。

MIL-HDBK-5 には同じ材料について通常 A 値と B 値の 2 種類が掲載されています。A 値の方が小さく、通常こちらを用いました。この A と B の違いは材料試験結果の値を統計処理して決めたものです。

この決め方が論理的に少しおかしいと私は指摘していますが、確率の解釈に戻る基礎的な話なので今のところ誰も聞いてくれません。

なお、MIL-HDBLK-5 は、現在はもう廃止されていて、MMPDS という文書に受け継がれているとのことです。

設計チームの全員に配られたのかどうか知りませんが、教科書は Peery の Aircraft Structures でした。この頃は洋書が簡単に手に入らなかったのでしょう。配られたものはどうどうと会社が作った青焼きのコピーでした。当時の日本はまだまだ著作権がどうのこうのという議論はありませんでした。今ならとても出来ない話です。社内限定ならやられているのでしょうか、私は伺い知ることはできません。

ただ、内容的には日本の教科書と大差なく、フィート・ポンドの単位に慣れるためと、英語を覚えて話したほうが格好良かったのでしょう。

同じ安全係数で SF と省略するのですが、構造の疲労強度に対して安全を確保するための係数は、ばらつき係数（Scatter Factor）と言います。この係数は荷重のサイクル数に対するもので、試験結果に対して安全寿命を決めるための係数です。

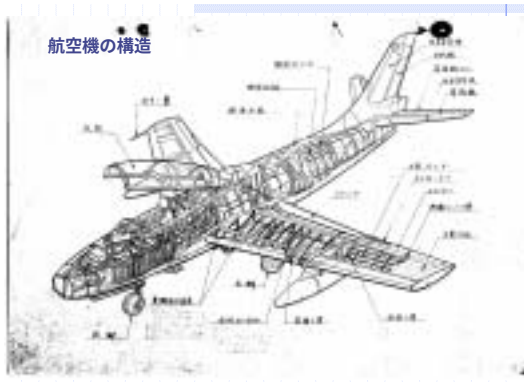
疲労損傷については、マイナーの累積疲労損傷理論というのがあるのですが、考え方が簡単でわかり易いというぐらいでなかなか実態はこの理論に合いません。

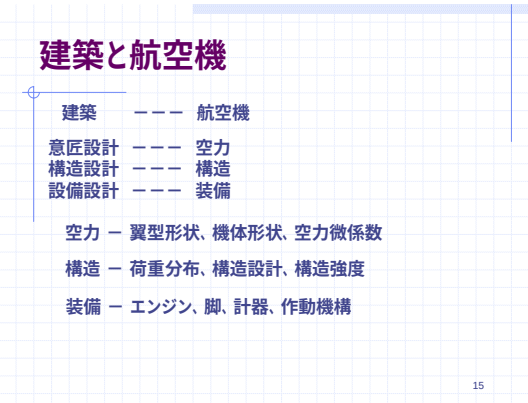
疲労破壊はとにかくばらつきが大きいものです。

3 航空機の構造

お話の順番が逆になってしまいましたが、ここで一般的な航空機構造をご説明いたします。

図は富士重工が防衛庁用に開発したジェット練習機 T-1 の構造図です。





現代の航空機構造セミモノコック構造と呼ばれます。卵のように殻だけで持っている構造はモノコック構造です。飛行機の場合は外板も力を受け持っていますが骨もあるということです。骨に相当するのはストリンガー（縦通材）、リブ（小骨）、スパー（桁）と呼ばれる部材があたります。

建築の世界では、意匠設計、構造設計、設備設計と分かれていると聞いております。航空機設計では、同じ設計チームの中に担当者が分かれています。私たちは魚屋さん八百屋さんと言うように屋をつけて、空力屋、構造屋、設備屋と相互に呼んでいました。

数学的に難しいことをやっているのは空力屋です。主翼形状から揚力を計算する渦理論は複素関数論ですし、空力微係数は舵の利きがどうのこうのという理論で、微分係数の数が多すぎて構造屋にはちんぷんかんぷんでした。設備屋は機器を買ってきて配置を考えて取り付けるだけですから、比較的やさしそうでした。

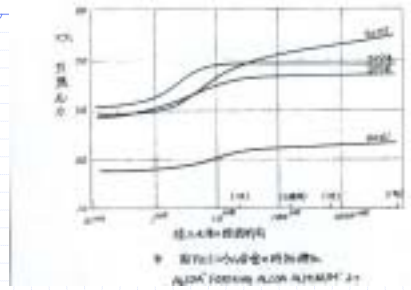
4 強度計算

強度計算をするために必要なデータの最初は材料の許容値です。この値は、MIL-HDBK-5 に載っています。

ここで、アルミニウム合金は時効効果という現象があって焼入れして時間が経つと強度が増します。DD リベットという強力なアルミ合金リベットは打つ直前までアイスボックスで保管しています。強度計算では時効効果のある強度を期待して計算し

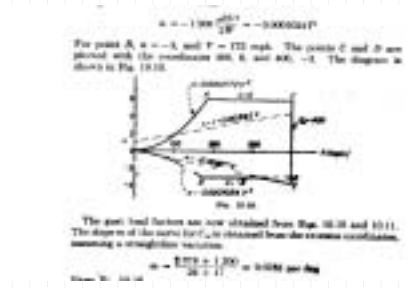
ます。

アルミニウム合金の時効効果



16

荷重の算定　Vn線図



17

荷重の算定ですが、飛行機が飛ぶ時にかかる荷重は飛び方によるのは当然でしょう。戦闘機ですと操縦士が耐えられる加速度ぎりぎりの急旋回をしたり引き起こしをしたりしますので明らかに運用の限界が制限荷重を決めます。

最初に描くのがVn線図と呼ぶダイアグラムです。横軸に速度、縦軸に荷重倍数を取って、当該飛行機が運用する範囲を決めます。その範囲で飛ぶことに決めるのです。最大荷重はこのVn線図の端で計算することになります。T類では運用線図よりも突風荷重が大きいことになります。

空気力分布

荷重倍数が決まると、空気力の分布は主翼の面積などの色々な要素から決めていきます。トータルの荷重が決まっていますので大体のところで構いません。曲げモーメント分布図、せん断力分布図などを描きます。そして各部材にの強度をあたるのがビーム理論です。

圧縮がかかる部材では座屈破壊に注意しなくてはなりません。なるべく座屈しないように骨を入れるのですが、それでも座屈を覚悟しなければならない部材は、オイラーの座屈強度理論などを参考にします。

縦通材の間隔が空きすぎると有効に利かない現象もあり、有限要素法で精密に解けない場合は、有効幅理論という簡略法がありました。

強度の評定

- 動荷重を静荷重に置き換える
- 引き張り・・・材料強度 Ftu
  繰り返し・・・疲労強度
- 圧縮
  座屈許容荷重は小さい、解析も誤差大
- せん断
  板材は「しわ」に注意

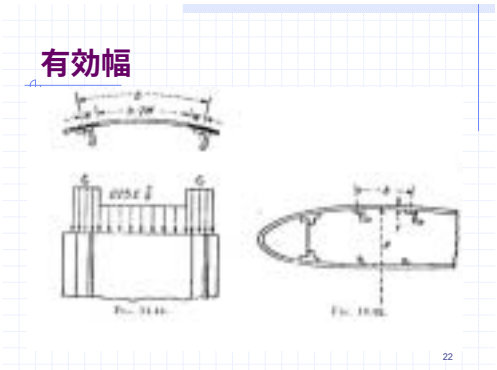
19

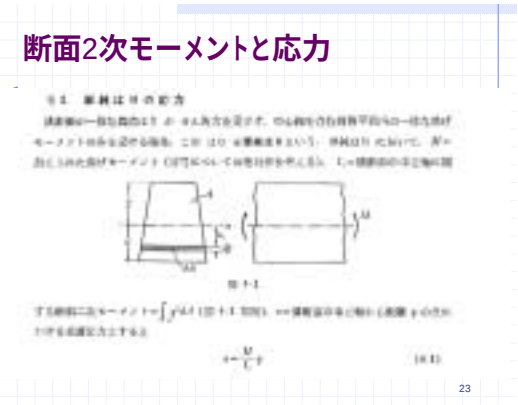
せん断力に抗するのはウエブと呼ばれる板材ですが、しわがよると強度が急激に落ちますので注意が必要です。

XC-1 の主翼では、高速飛行時のフラッター現象に対抗するため、主翼の捻り剛性が高いことが必要でした。これは上下面と前後の桁ウエブで構成される断面が大きくかつ、板厚の大きさが要求されるものでした。

板厚を決めてから、曲げモーメントに対抗するためにストリンガーの大きさと数を決めたように思います。

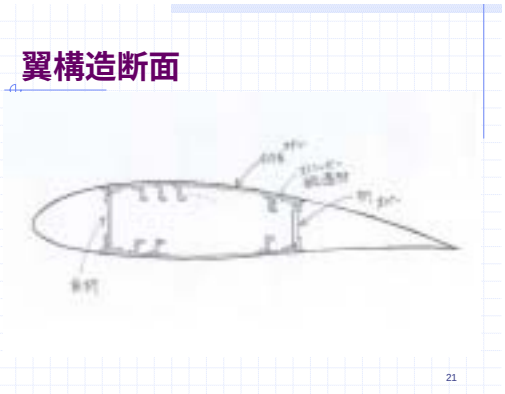
曲げモーメントが与えられて部材に働く応力を求める、応力の計算法は建築でも同じでしょう。**Peery** の教科書でも材料力学の教科書と同じやり方が書いてあります。





主翼構造の断面図を思い出して描いてみました。縦通材は上司の指示に従って **Z** 型にしました。**YS-11** ではハット型なのですが、アクセスできない空隙ができて良くないのです。

Z 型の細部寸度は、川崎重工が過去にロッキードのライセンス契約で入手していたデータシートを使って、それが正しいものとした上で最適値を探して決めました。**Z** ストリンガーの形状は私が自分で決めた最初の作品ですので、今でも半分以上は覚えています。

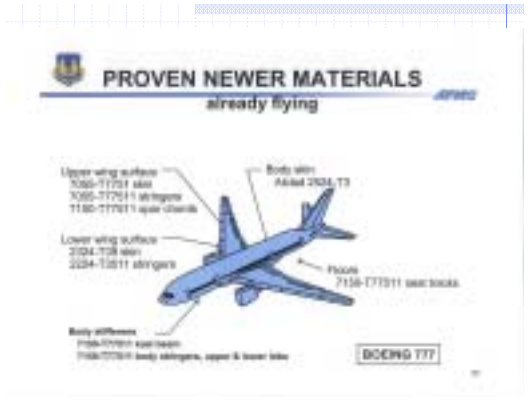


5 その後の展望

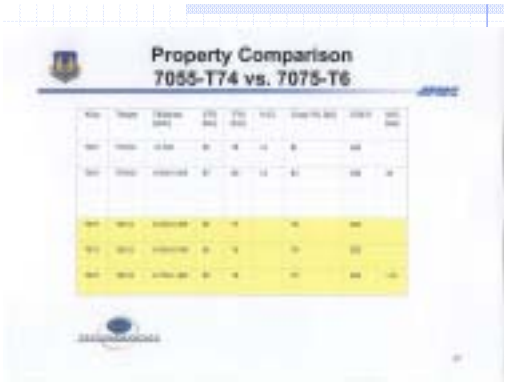
私は日航製（NAMC）が立ち行かなくなって消滅する前に宇宙開発事業団に転籍しましたので、航空機の構造屋として仕事をしたのは6年間に過ぎません。

この後、航空機の構造分野でどのような発展があったのでしょうか。

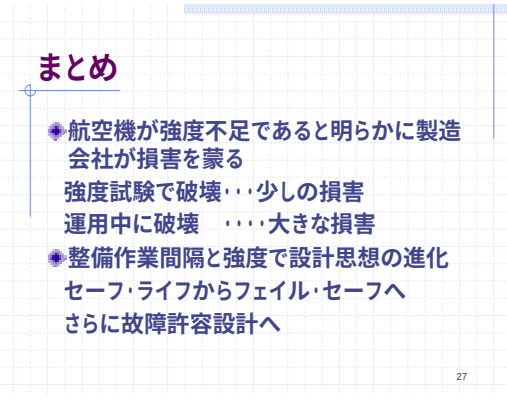
まず、材料面ではアルミ合金では長らく使われた2024や7075シリーズに加えて、リチウムを加えたアルミ・リチウム合金が加わっています。



スペース・シャトルの燃料・酸化剤タンクはET（External Tank）と呼ばれ、液化酸素と液化水素の大きなタンクで唯一使い捨て部分です。表面は断熱剤が吹き付けられていますので茶色をしている部分です。このETも当初は溶接のできるアルミニウム合金2019だったと思いますが、STS-91から性能向上のため、アルミ・リチウム材2195に変更されています。



新しい航空機であるボーイング777を見ますと、主翼の上面は7055、下面は2324が使われています。材料強度は7075から7055に変えてもいくらも良くなっていません。それでも変更するのです。



私は構造図を描いているときに、リベットで止めた板の四角

い隅は、力を受け持てないから三角に切り落とすことを先輩から教わりました。アメリカの機体はここまでやらないかもしれないが、日本はやるのだというのです。一箇所小さな三角形をそぎ落としても数グラムしか減らないし、工程も多くなるわけです。一人太った人が乗れば数 10Kg 増えてしまいます。構造屋がどんなに努力しても性能は１％か２％しか良くならないのではないか、構造屋はつまらない稼業なのではないかと、悩んだこともありました。

しかし、その後気がつきました。商品というのは性能差が１％あれば、シェアの差は１０％でも５０％でも占めることがあり得るということです。

最近はカーボン・ファイバ CFRP が主要構造部材にまで使われてきました。この違いは大きなものです。エアバス A380 やボーイング 787 では主構造の３０％から５０％ぐらいまで CFRP に置き換わっているようです。

おわりに

航空機が強度不足であってもし運用中に破壊することがあれば膨大な損失を蒙ります。運用会社だけでなく、製造会社に跳ね返ってきます。従って、航空機は十分な試験もして強度が確認されます。

航空機は全機で静強度試験と疲労破壊試験を行います。強度試験で持たなければ、改修設計が必要になり再試験です。コストの増大とスケジュール延期につながります。

従って、構造設計では一度で合格させることが大切です。設計者の資格は関係ないのです。

昔は安全寿命を決める設計が支配的でセーフライフ設計と呼ばれていましたが、疲労破壊は日頃から点検をよくやれば、クラックの進行から事前に兆候を感知できます。少しの破壊で全体が壊れてしまうことのないようなフェイル・セーフ設計の思想が広まり、最近は故障許容設計という考え方になってきたようです。

ネイミングで誤解する人もいますので、故障許容という言葉は良くないかも知れません。「故障を許容するとは何事か」、というわけです。もちろんこの言葉も直訳で、Fault Tolerant と言うのです。

この辺で、今日のお話は終わりにさせていただきます。ご静聴をありがとうございました。

（本文は、平成 18 年 10 月 26 日の講演を思い出しながら、平成 20 年 10 月 8 日に作成したものである。）