



飛行機の空力設計法

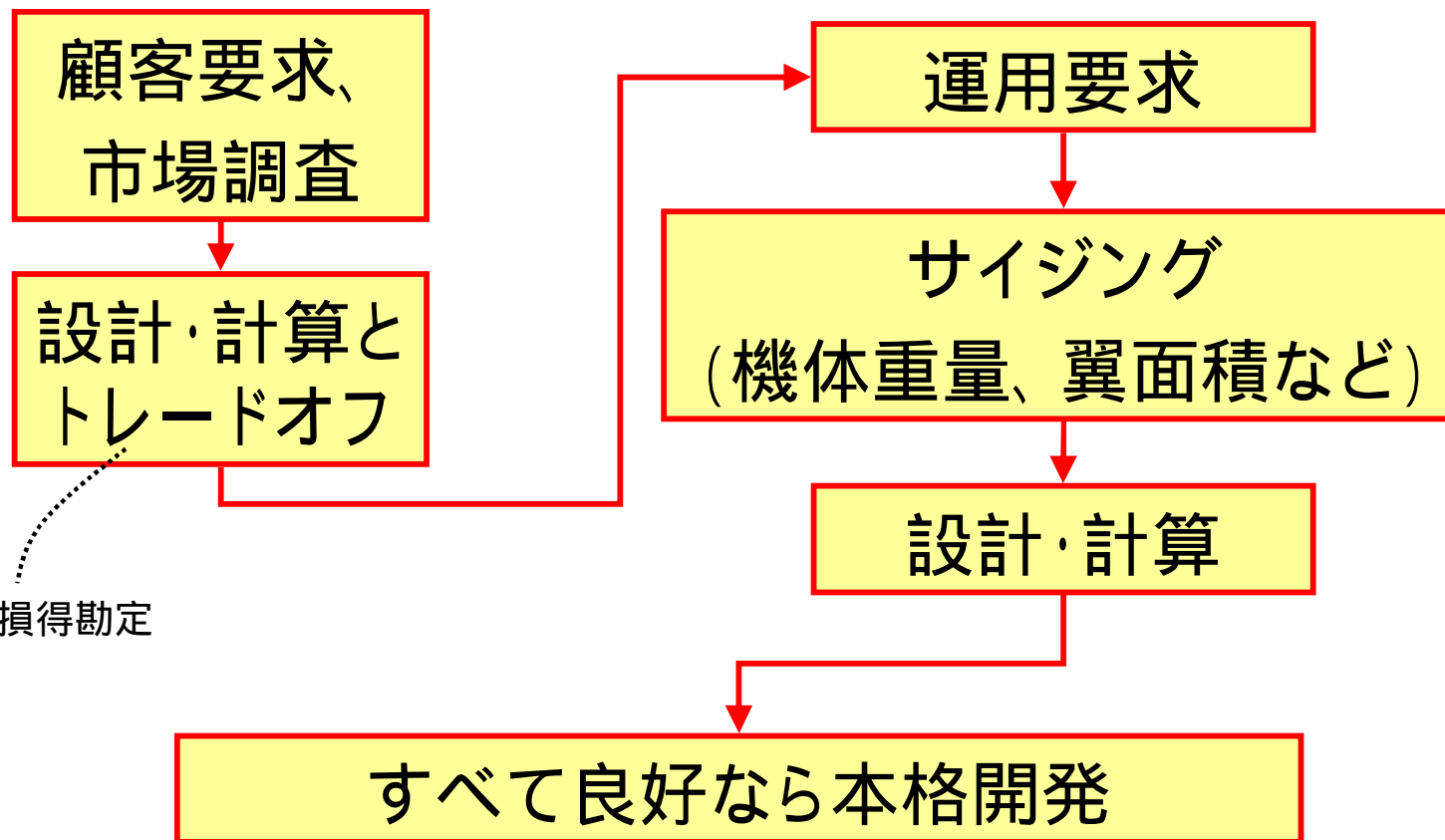
2010年5月19日
名古屋商工会議所講座
西脇技術士事務所
西脇英彦

<http://nisiwaki.yohamanzokuja.com>

飛行機の本格的開発の前に初期設計をする

- 飛行機の使い方-**運用要求**を決める。一運用者と設計者と協議して決める。
- 運用要求には、**航続距離、パイロード**(乗客数など)、**飛行速度、滑走距離**など
- 全体**形状**の概定
- 機体全備**重量**、主翼**面積**を概定
- そのためには、空力、構造、エンジン、装備品などの**技術水準**に基づく条件が必要。
- 適切に決めるには、経験と新技術に基づく**運用要求達成度の見極め**が重要。

初期設計作業の実際



飛行機の空力設計では何を考えるか

- 空力設計の役割は、**外形形状**を決めること
- **揚力**はどれだけか
- 揚力の割りに**抗力**を少なくする工夫
- 姿勢の**安定**はどうして保つか
- **操縦**をし易く
- 軽くてパワーの出る**エンジン**装備
- **構造設計**との調和
- **搭載装備品**との調和
- **環境適合性**—これからの飛行機

揚力はどれだけ出るか

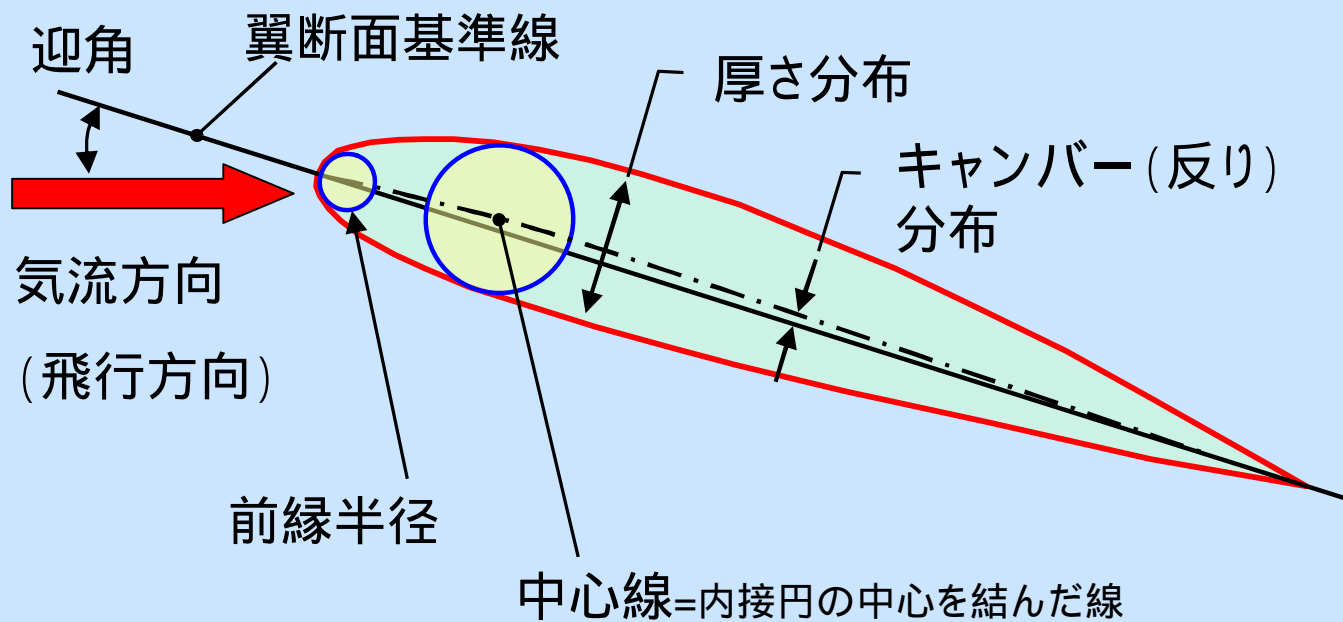
- 気流が当たると、翼は揚力*と抗力を受ける。
- 揚力は気流の向きに直角上方向、抗力は気流の向きと同じ方向の力。
- 気流中に置かれた翼に約10度の傾きで気流が当たると、およその揚力は

$$\text{「動圧」} \times \text{「面積」} \times \text{「0.5 ~ 1.0」}$$

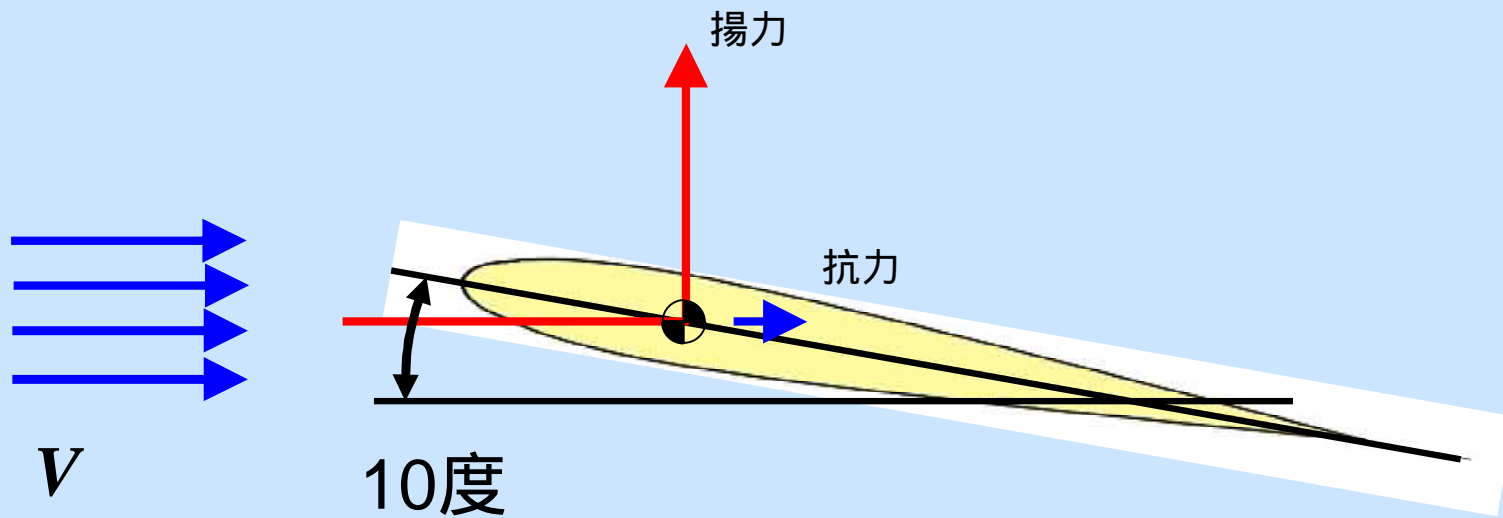
である。

* 翼ではなく一般的物体では、横力も受ける。

翼断面



迎角10度だと、
揚力 = 動圧 × 面積 × 「0.5 ~ 1.0 (揚力係数)」



動圧 q とは

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 = \rho \int V dV = \int \rho \frac{ds}{dt} dV = \int \rho \frac{dV}{dt} ds$$

ρ = 空気の密度 V = 気流の速度 s = 気流の移動距離

{(容積あたり)質量 x 加速度 x 長さ}の和

= {(容積あたり)力 x 長さ}の和

= {(容積あたり)エネルギー}の和

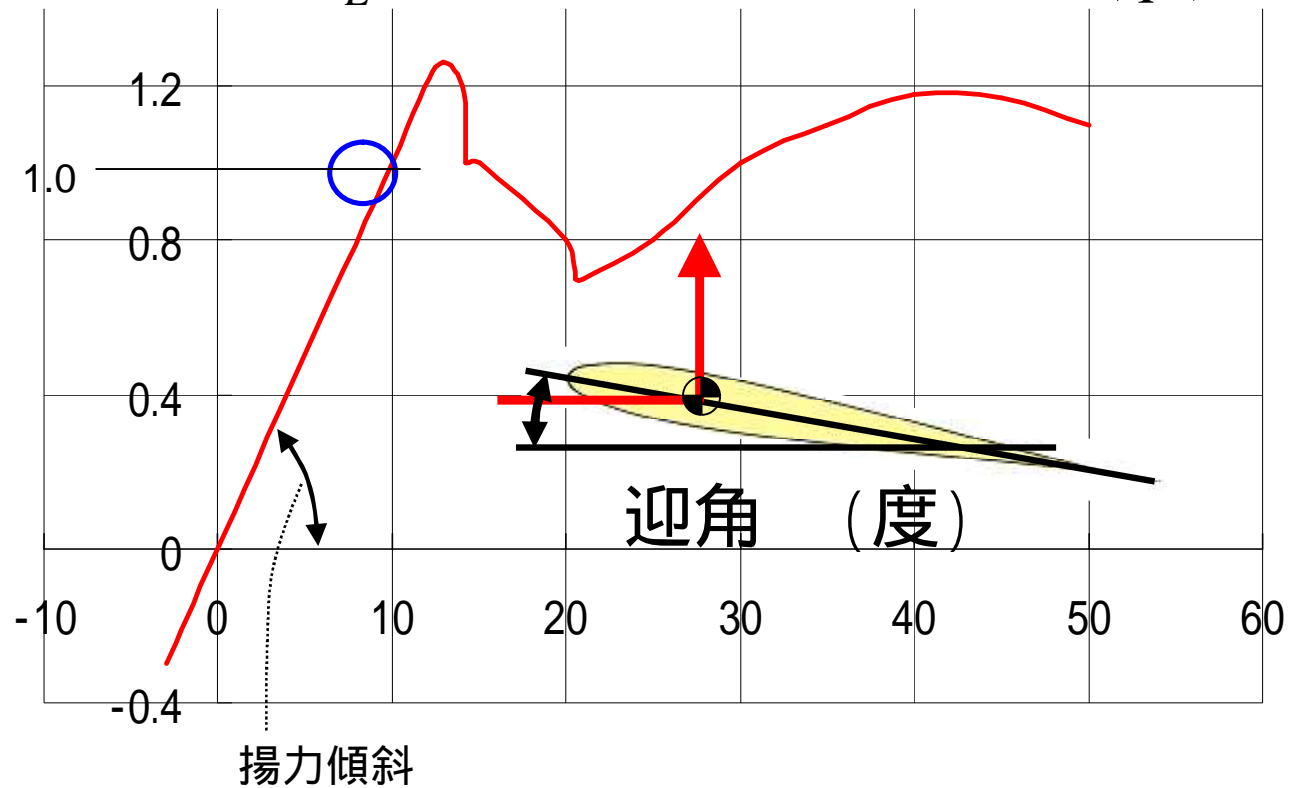
= **気流速度が零になったときの圧力上昇**

但し、空気密度変化なし。(非圧縮性)

揚力データ (NACA0012, $A =$)

$$\text{揚力係数 } C_L = \text{揚力} / (\text{動圧} \times \text{翼面積}) = L / (qS)$$

揚力係数 C_L



翼平面形

翼面積 S

アスペクト比 $A = b^2 / S$

テーパー比 CT / CR

1/4 C 翼弦長線

翼端弦長 CT

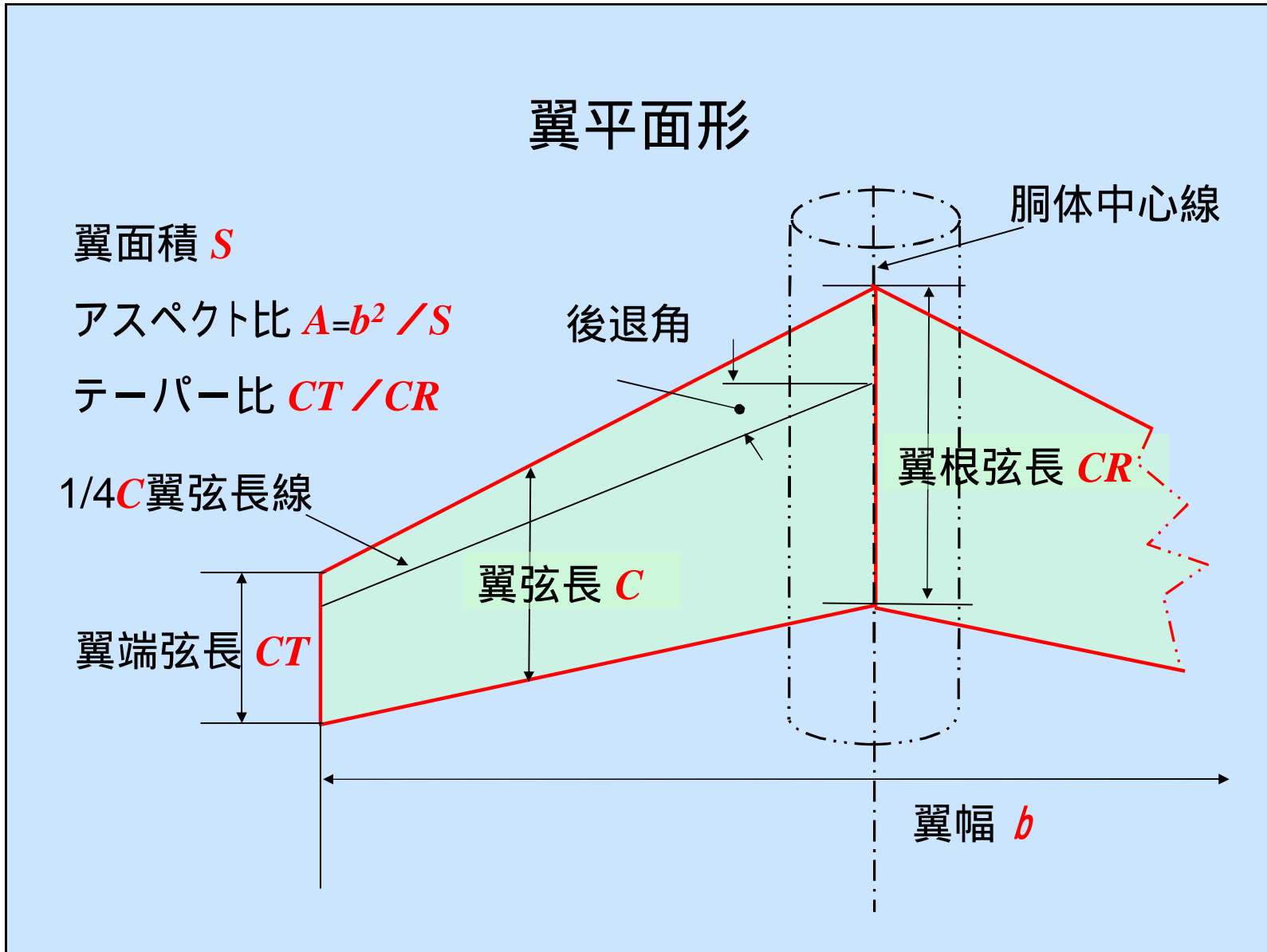
翼弦長 C

後退角

翼根弦長 CR

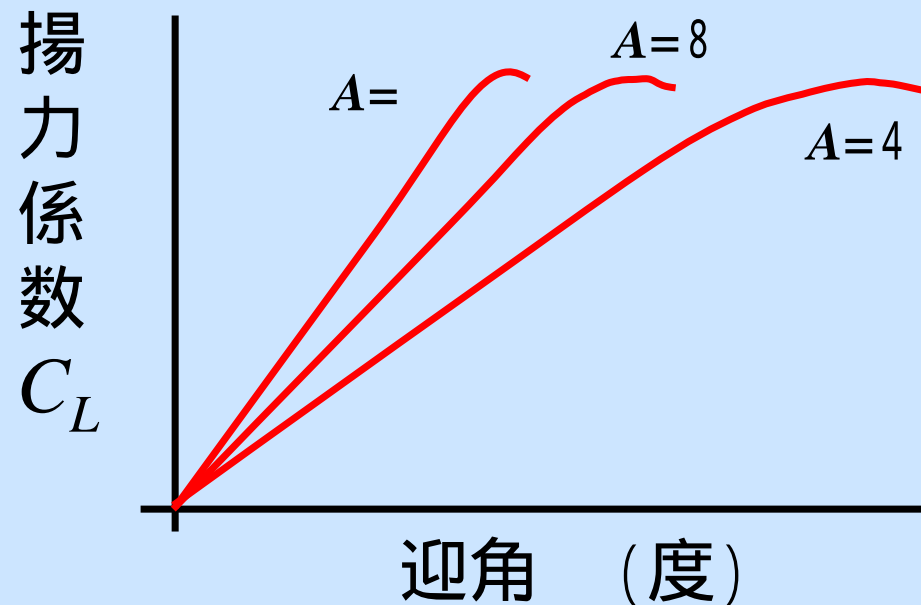
翼幅 b

胴体中心線



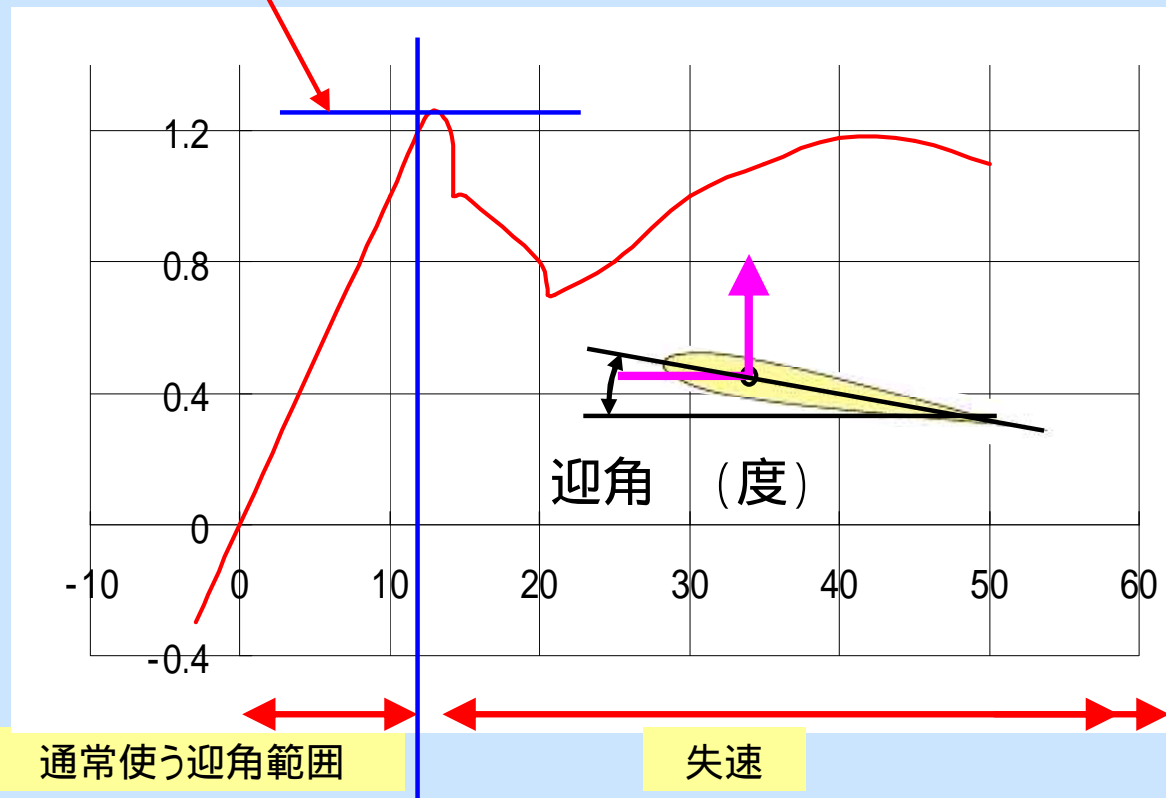
揚力傾斜は翼平面形の影響を受ける

- ・アスペクト比 A の影響(下図)
- ・後退角の影響も受ける。(大きい程、揚力傾斜小。)



飛行機はいろんな迎角で飛行するが、
通常使う迎角は
最大揚力係数を得る迎角より少し手前の角度まで

揚力係数 C_L



揚力の割りに抗力を少なく

抗力は気流の向きと同じ方向の力

動圧と翼面積で割ったものを抗力係数

$$C_D = \frac{D}{qS}$$

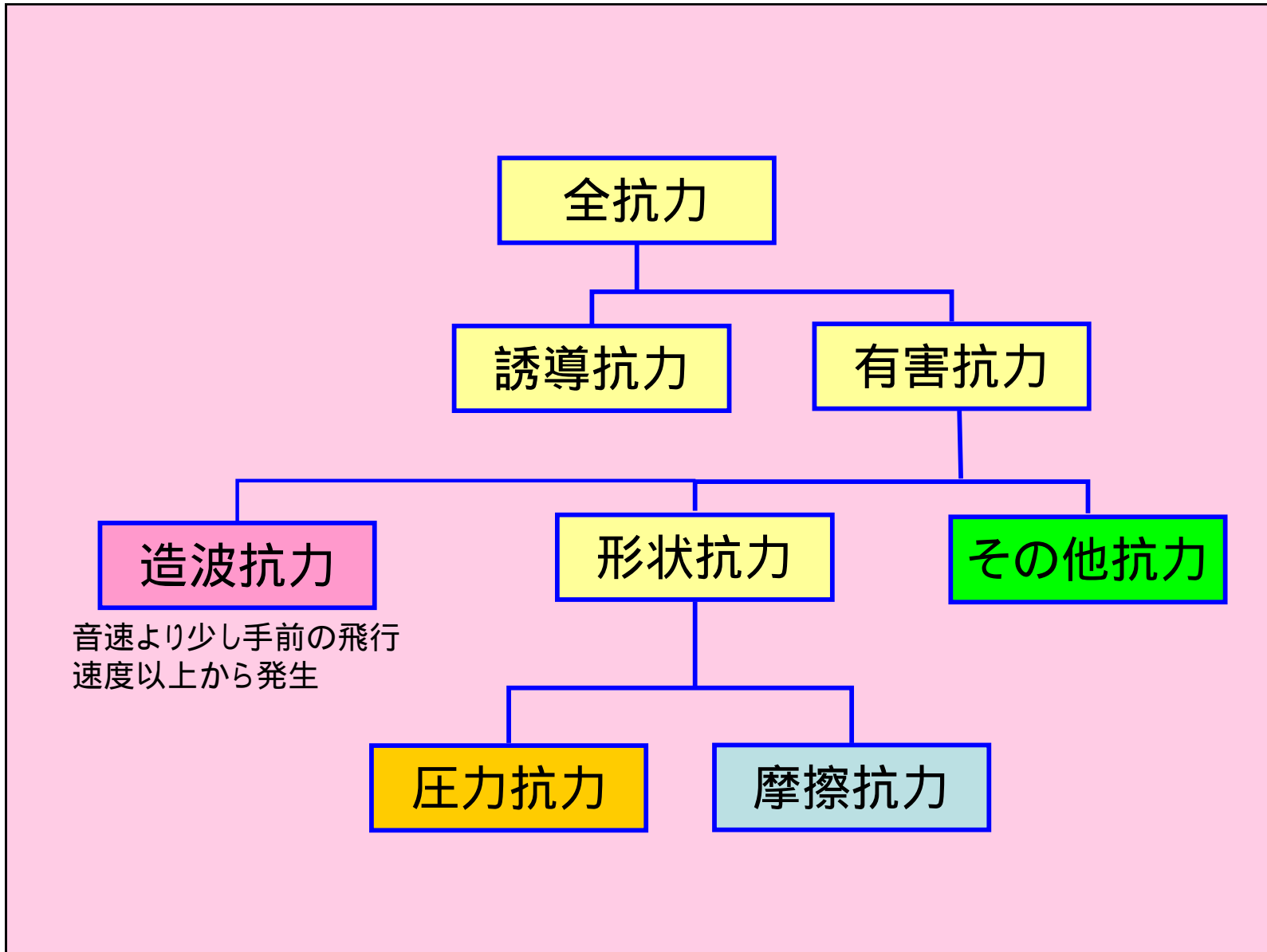
抗力係数 C_D は

- ・有害抗力係数*
- ・揚力の発生に伴い発生する抗力係数=誘導抗力係数

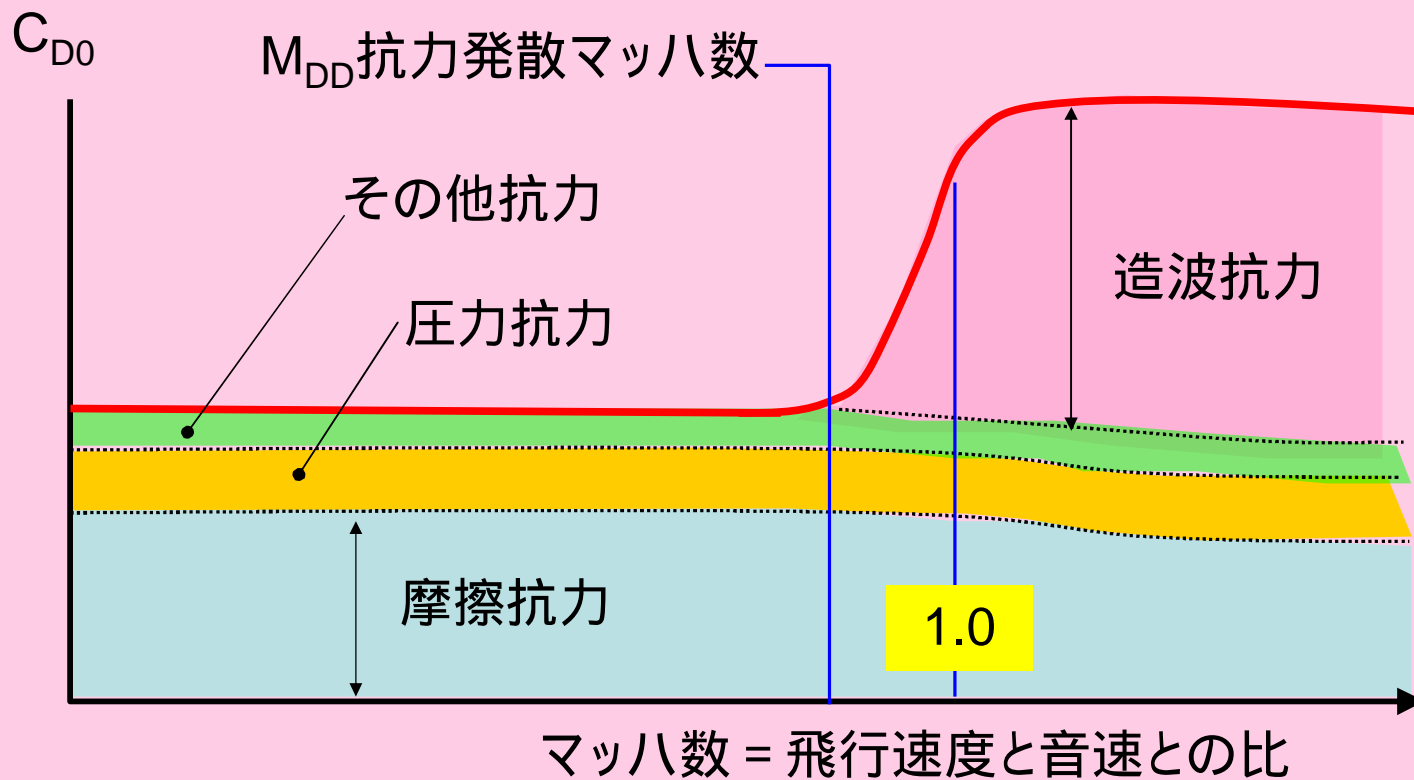
$$C_D = C_{D0} + kC_L^2$$

に分けられる。

* 零揚力抗力係数と呼ぶこともある。



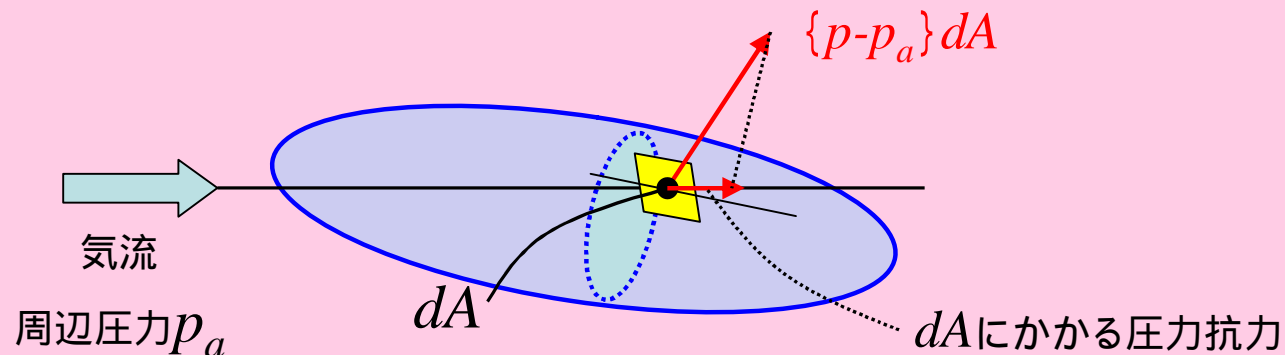
零揚力抵抗係数の内訳とマッハ数(圧縮性)の影響



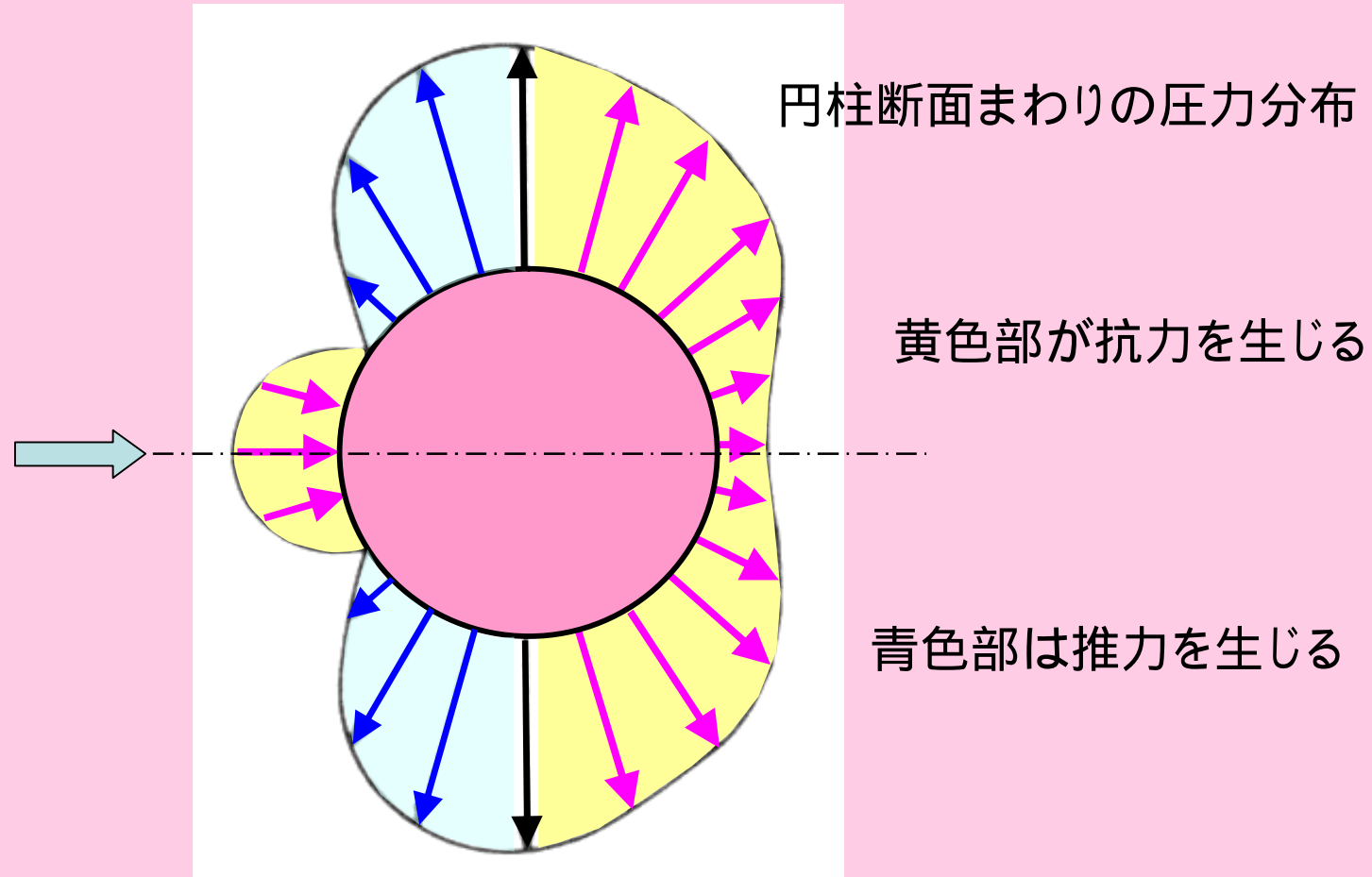
圧力抗力

物体に気流があたると物体表面のある微小面積 dA にかかる圧力 $=p$ は、周囲圧力 $=p_a$ と異なる圧力になる。

$\{p-p_a\}dA$ は dA にかかる法線方向力ベクトルの大きさである。その気流と平行方向成分が dA にかかる圧力抗力である。これを物体全体にわたり積分したものが、この物体の圧力抗力である。



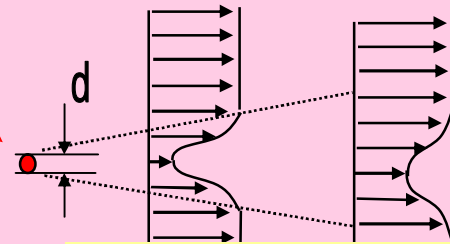
円柱の圧力抗力



円柱はその直径の10倍の厚みの翼とほぼ同じ抗力

円柱(2次元)

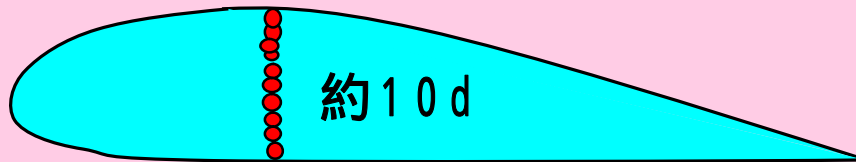
$C_D = 0.4 \sim 1.2$
直径 d 基準



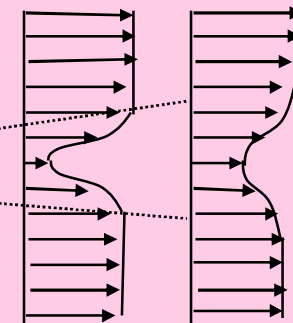
KARMAN Vortex

後流の速度分布を見ると速度低下の程度は両方とも同じくらい

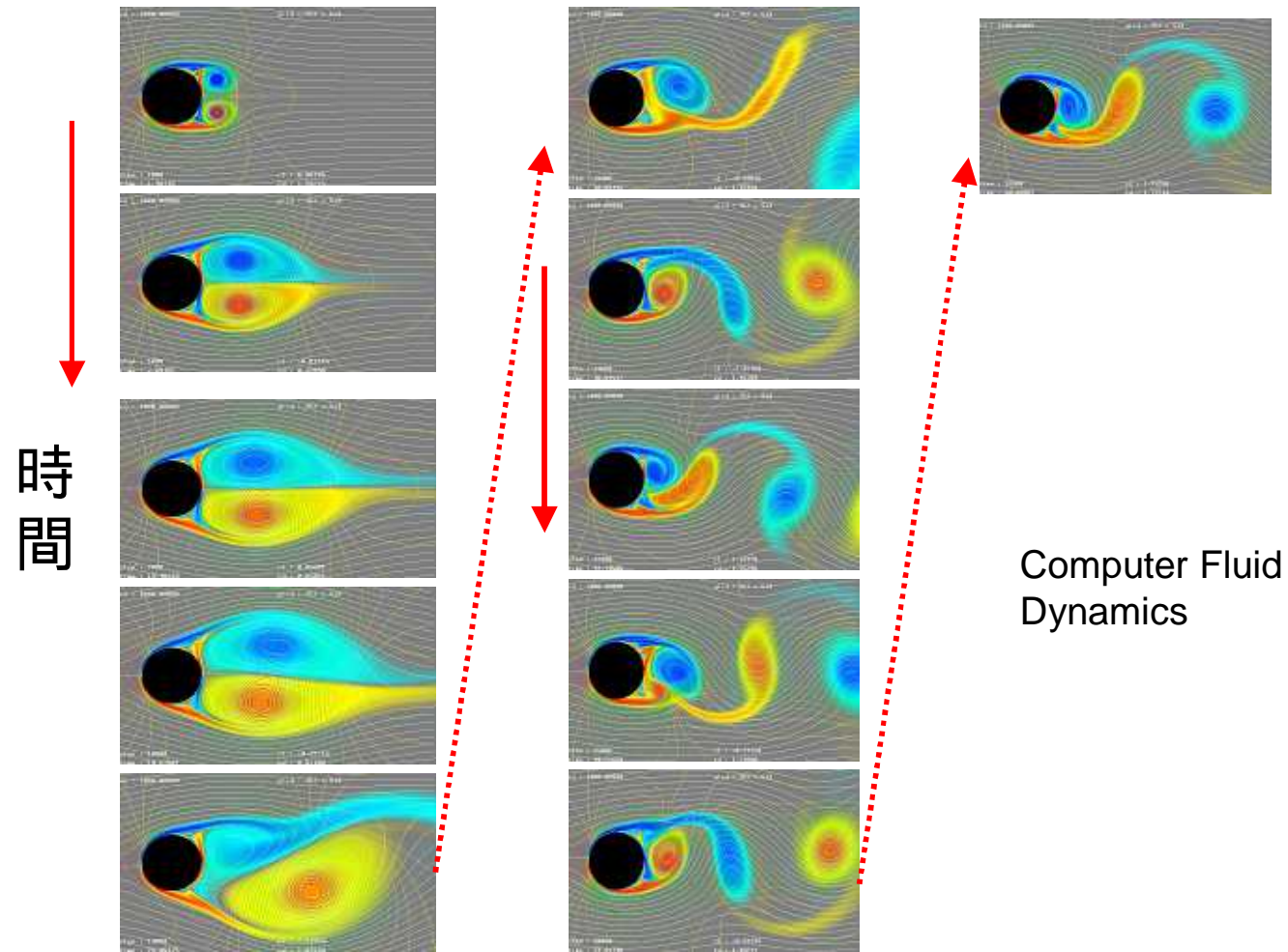
翼(2次元)



$C_D = 0.004 \sim 0.012$
(翼弦長 $100d$ 基準
厚さ基準だと $0.4 \sim$ でその $1/10$ 直径の円柱と同じ)



Two-dimensional Karman Vortex



翼の支柱断面は
流線型



簡単な空気力計算

- 台風が過ぎると交通標識や信号の向きが変わっていることがある。空気抗力を受けて向きが変わったのだが、どれだけの抗力を受けたのだろうか。

$$D = qC_D S$$

風速20m/s、空気密度 $1/8 \text{kg}_f \cdot \text{s}^2/\text{m}^4$ とすると動圧は、

$$q = \frac{1}{2} \frac{1}{8} 20^2 \left(\frac{\text{kg}_f \cdot \text{s}^2}{\text{m}^4} \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2} \right) = 25 \left(\frac{\text{kg}_f}{\text{m}^2} \right)$$

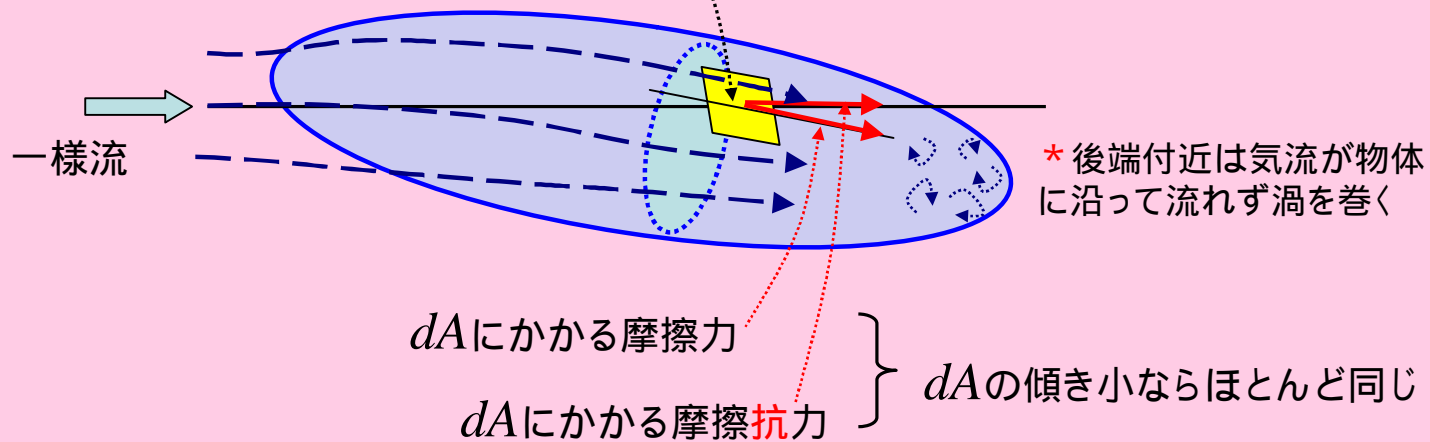
抗力係数を1、面積は 12m^2 として抗力を求めると、

$$D = 25 \cdot 1 \cdot 12 \left(\frac{\text{kg}_f}{\text{m}^2} \cdot \text{m}^2 \right) = 300 \text{kg}_f$$



摩擦抗力

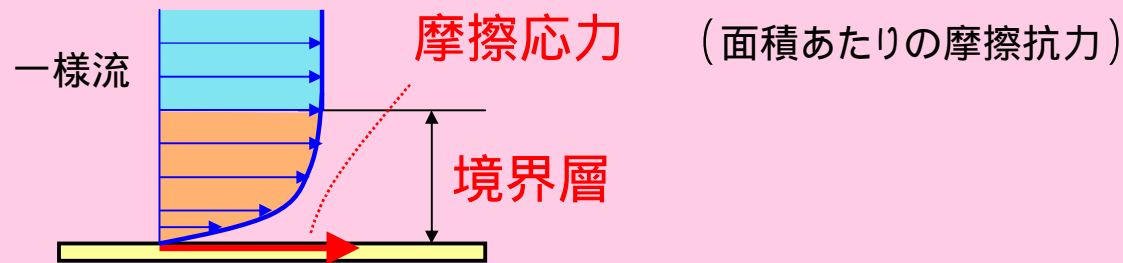
物体に気流があたると、おおむね物体表面に沿って*気流が流れる。
ある微小面積 dA には気流が物体表面に沿って流れることによる摩擦力がかかる。



(続く)

(続き)

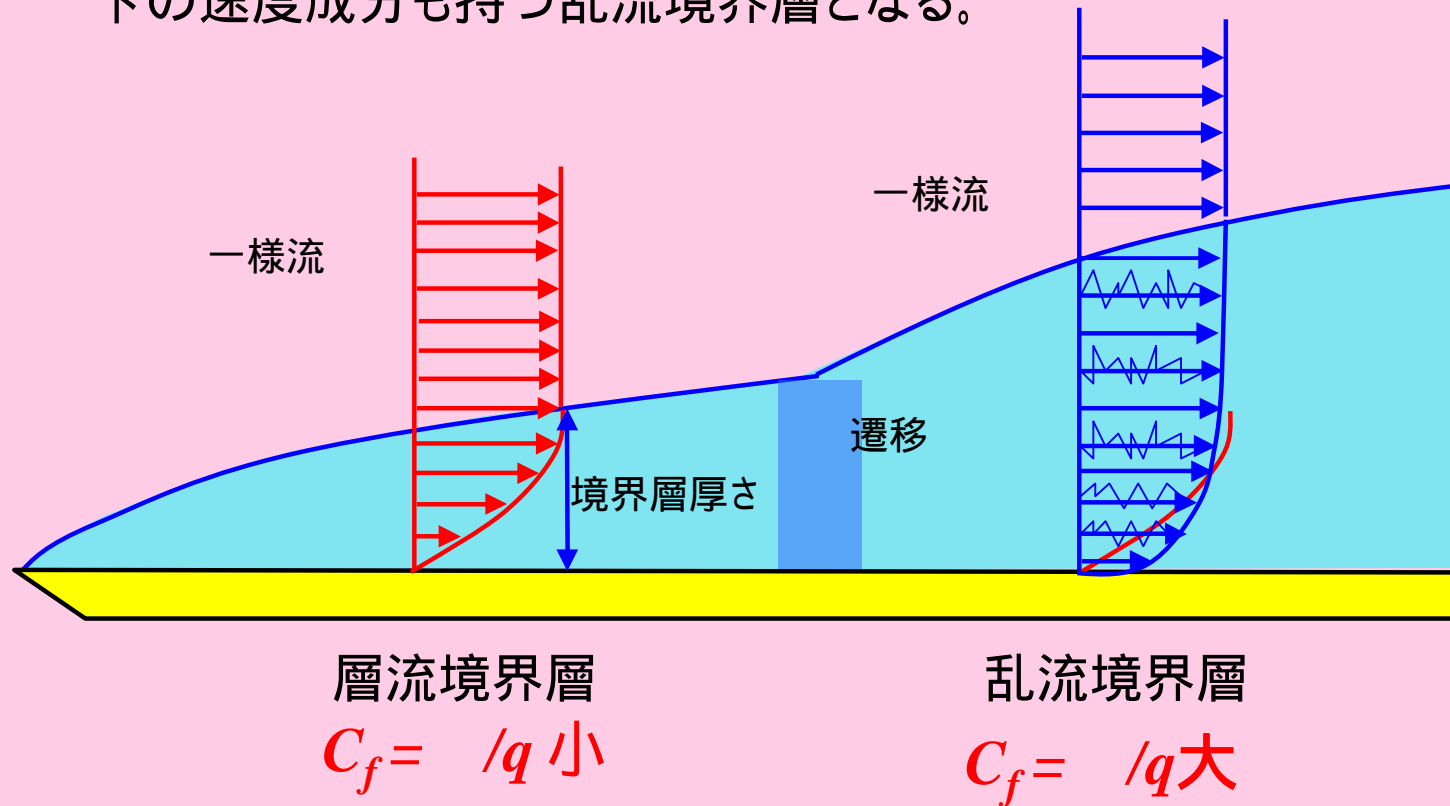
簡単のため dA 部を一様流に平行な平板とみなし、その付近の気流速度を真横から見ると、



表面に接する流体は、粘性のためそこに付着し、外側の流れは減速される。表面から少し離れたところでは、一様流と同じ流速になる。粘性のため減速された流体の層は境界層という。

dA 部の摩擦抗力は dA 、物体全体の摩擦抗力は、これを物体全表面積にわたり積分したものである。

境界層をもう少し詳しく見ると、
平板の境界層：境界層は物体の先端から徐々に肥厚していく。はじめは面に平行な流れの層流境界層だが、やがて上下の速度成分も持つ乱流境界層となる。



摩擦抗力を減らす工夫

機体表面近傍の流れは当初、摩擦抗力の小さい層流であるが、やがて機体表面の僅かな凹凸や圧力変化の影響を受けて、不安定化が促進され乱流となる。

乱流の摩擦抗力は大きいので、層流の範囲をできるだけ広げて抗力を減らす。翼の流れを極力層流に保つ層流翼断面は第2次大戦中の飛行機に使われ始めた。

当時の層流翼は工作精度の悪さのため、また表面に僅かな凹凸(虫の付着、錆も含む)があると十分な性能を発揮しなかった。

Honda Jet のNatural Laminar Flow (自然層流)

HondaJetではより実用的な層流翼断面を設計した。

さらに胴体も広範囲に層流に保つ機首形状を、計算解析と風洞試験を駆使して求めるとともに表面は極力平滑化し、胴体の摩擦抗力を乱流の場合に較べ10%減らしている。

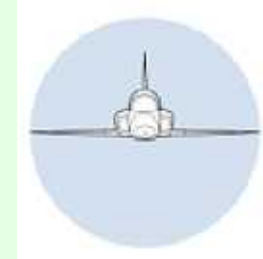
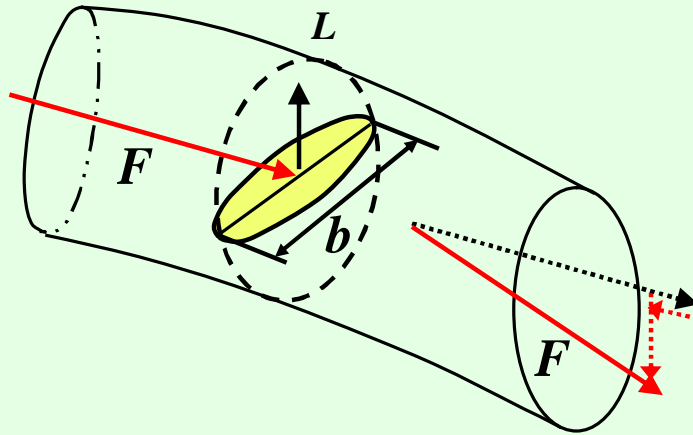


誘導抗力 係数 kC_L^2

- 誘導抗力は機体重量、翼幅あたりの機体重量、飛行機効率から決まる
- **最良揚抗比**となる速度では、**全抗力の半分**が誘導抗力
- **航続時間最大**となる速度では、**全抗力の3/4**が誘導抗力
- 上昇時、高空での巡航時に重要

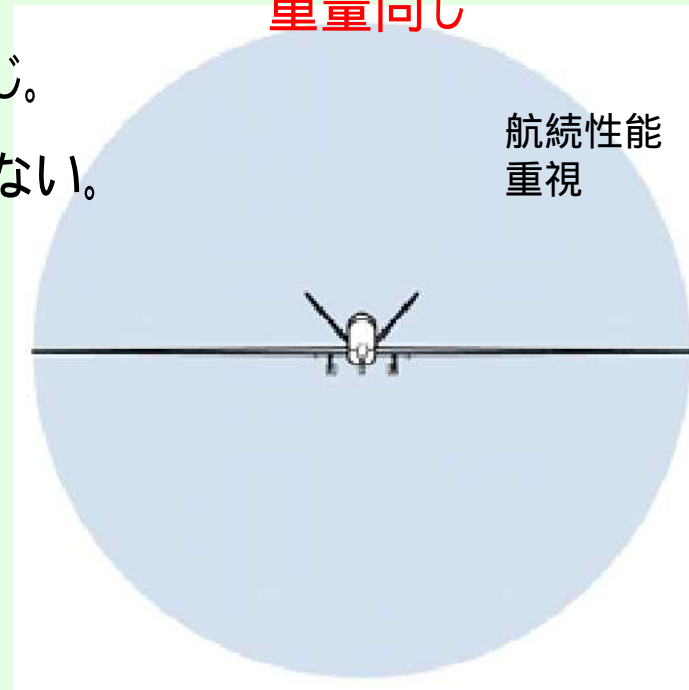
誘導抗力の計算仮定

- 翼はその周りを過ぎる円断面状の流管を下に押し下げて揚力を得る。
- 流管の直径は、ほぼ翼幅と同じ。
- 流管は、翼弦長の影響を受けない。



最大速度
重視

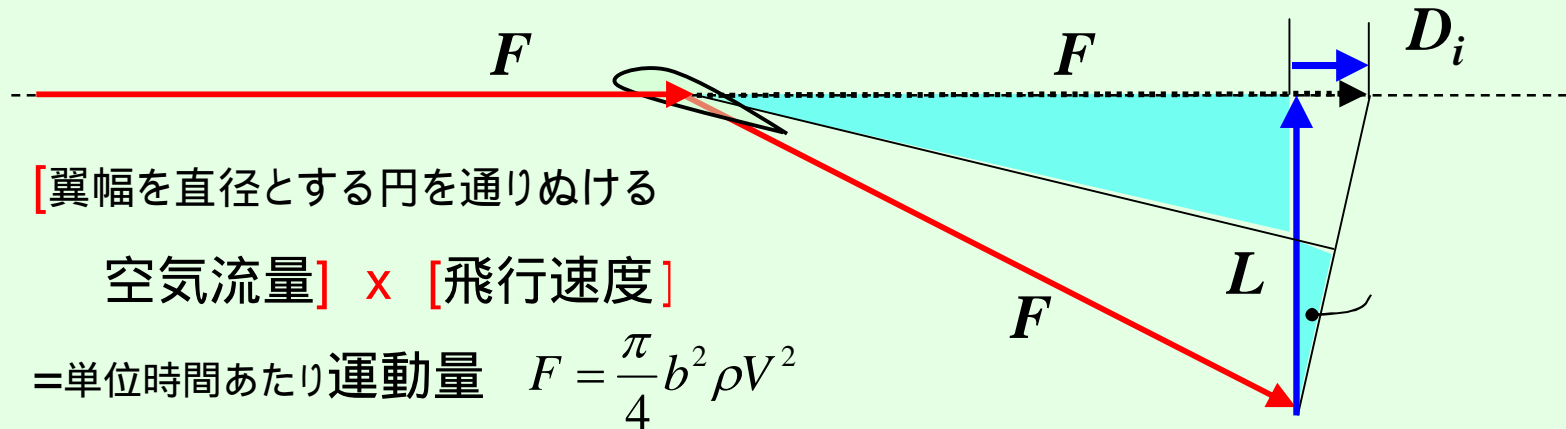
重量同じ



航続性能
重視



誘導抗力 D_i



[翼幅を直径とする円を通りぬける

空気流量] × [飛行速度]

=単位時間あたり運動量 $F = \frac{\pi}{4} b^2 \rho V^2$

翼は F を 2ε 下方に曲げたため反作用として流体から L の揚力と D_i の誘導抗力を受ける。

$$L = F \cdot 2\varepsilon = \frac{\pi}{4} b^2 \rho V^2 2\varepsilon = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

と C_L の関係は $\varepsilon = \frac{S C_L}{\pi b^2} = \frac{C_L}{\pi A}$

誘導抗力は $D_i = L\varepsilon = qS \frac{C_L^2}{\pi A} = \frac{L^2}{qS\pi A} = \frac{L^2}{b^2 q \pi}$

- ・誘導抗力は翼幅あたりの揚力=スパンローディングの2乗である。
- ・高速飛行では誘導抗力は小さい。

$$D_i = L\varepsilon = qS \frac{C_L^2}{\pi A} = \frac{L^2}{qS\pi A} = \frac{L^2}{b^2 q \pi}$$

- ・誘導抗力係数はアスペクト比に反比例する。
- ・仮定の流管断面が円から外れる場合、下右式のとおりで、**e**は1以下となる。飛行機効率という。

$$C_{Di} = \frac{D_i}{qS} = \frac{C_L^2}{\pi A}$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A e}$$

誘導抗力係数を減らす工夫

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A e} = k C_L^2$$

- ・ k を小さくするには、 A と e を大きくする必要がある。
- ・ A を大きくすると、翼が細長くなり、揚力による翼根の上曲げモーメントが大きくなる。同じ面積では翼弦長が小さく、それに伴い翼厚も薄くなる。そのため構造重量が増える。
- ・ 翼幅を増やさないで Ae を大きくすることが望ましい。

(続く)

(続き)



バトルオブブリテンで活躍したスピットファイアは翼平面形が楕円



Boeing747-400 民間輸送機で初めてウィングレット採用1985年10月



Boeing737



ガルフストリーム
研究機



Honda Jet



とんびも誘導抗力減少努力、それを真似した飛行機



ウインググリッド

安定良く飛ぶための重心位置と水平尾翼

- ・ 機首が上向けば下げる、下がれば上げる。という動きを操縦操作なしで、機体形状により達成する。

固有安定の確保

- ・ 飛行機を横から見たときの重心周りのモーメント M (機首上向き正), 係数 $C_m = M / (qSc^*)$ c^* : 平均空力翼弦(次に説明)

M, C_m に関する安定度^{*}を縦安定性と呼ぶ。

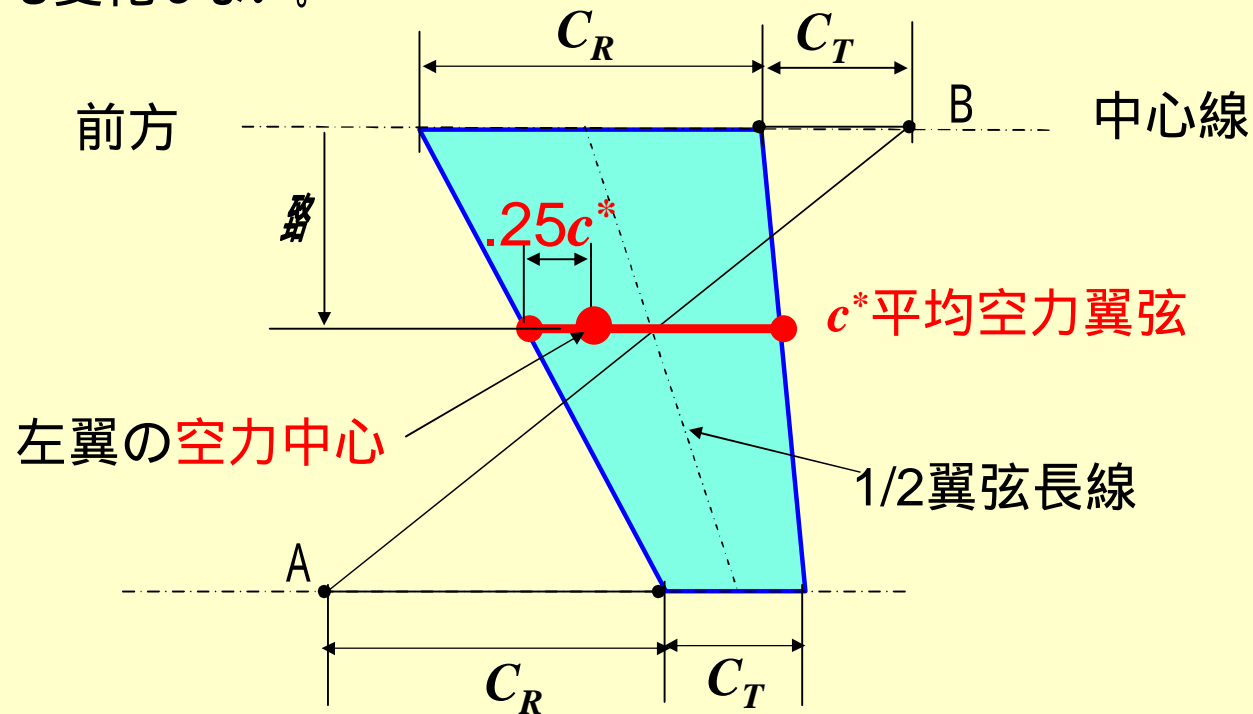
- ・ 重心前方、水平尾翼大だと固有安定が十分確保できるが、操縦性との兼ね合いが重要。

^{*} 飛行速度の安定度も縦安定性に含まれるが、ここでは省略

c^* 平均空力翼弦, 空力中心

平均空力翼弦 = 翼弦長が変化する翼の空気を代表する翼弦長

空力中心 = c^* の先端から約25%位置。この位置でのMは、 c^* が変化しても変化しない。



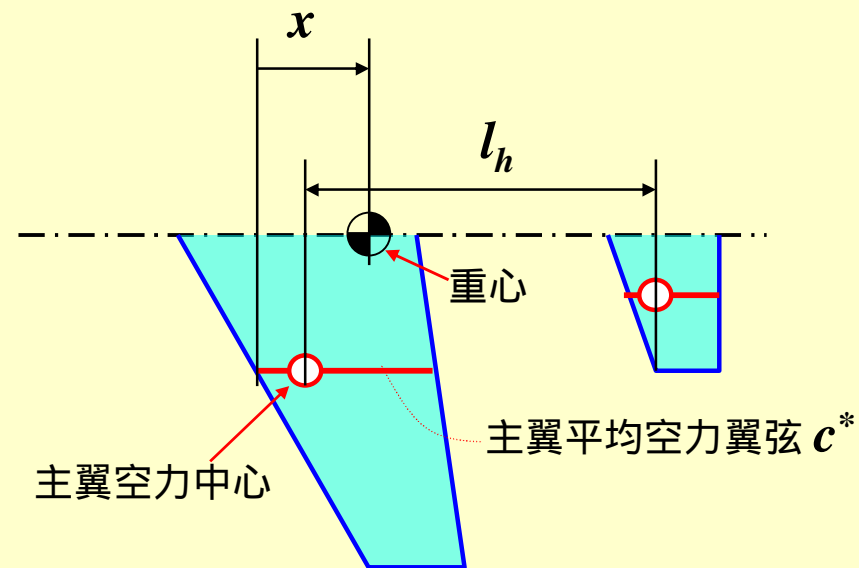
$$V_h = (S_h/S)(l_h/c^*) \quad \text{水平尾翼容積比}$$

普通の飛行機の V_h の値は0.3 ~ 0.8くらい

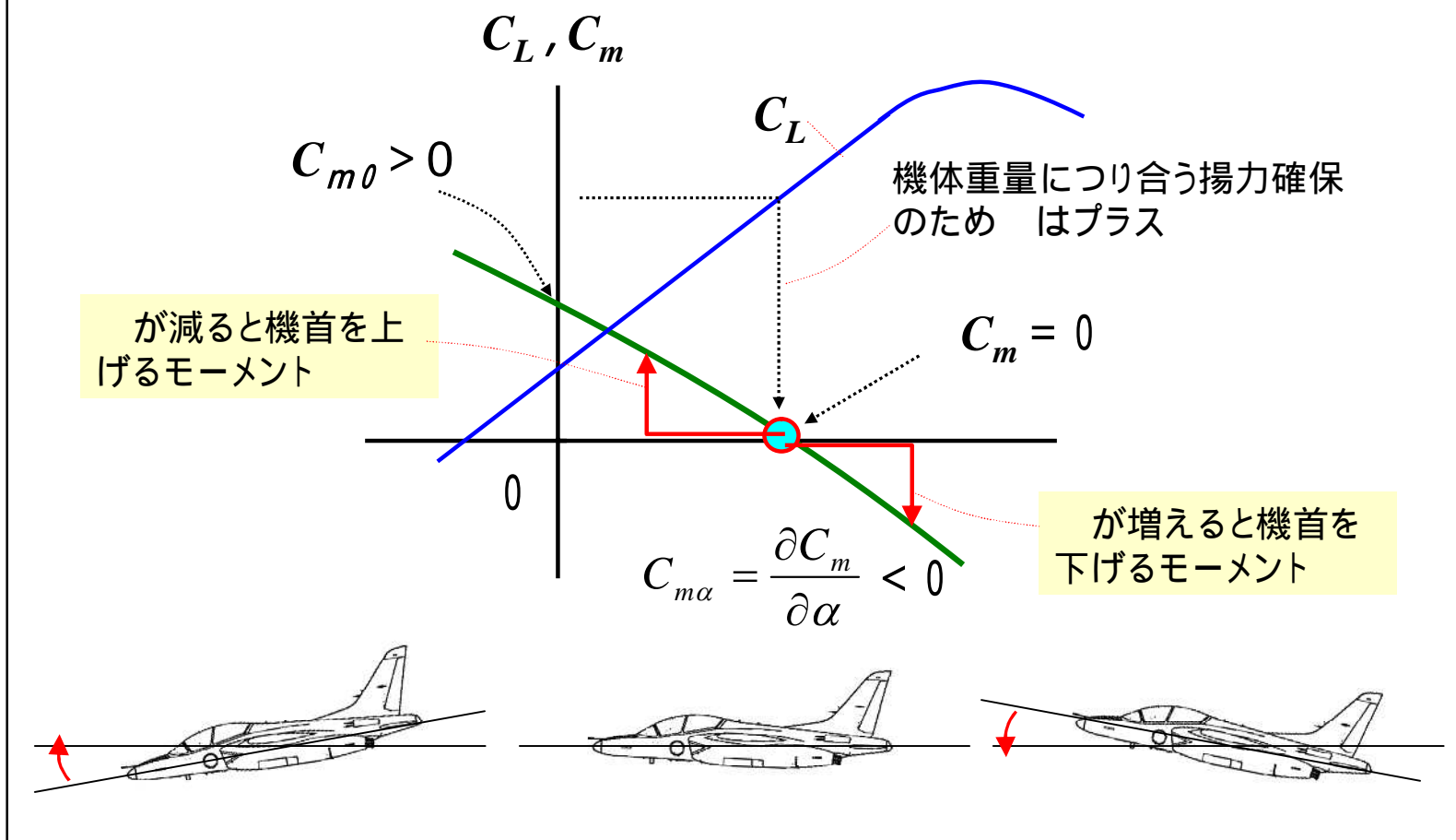
$$h = x/c^* \quad \text{重心位置を示すパラメータ}$$

S 主翼面積

S_h 水平尾翼面積



縦安定の条件



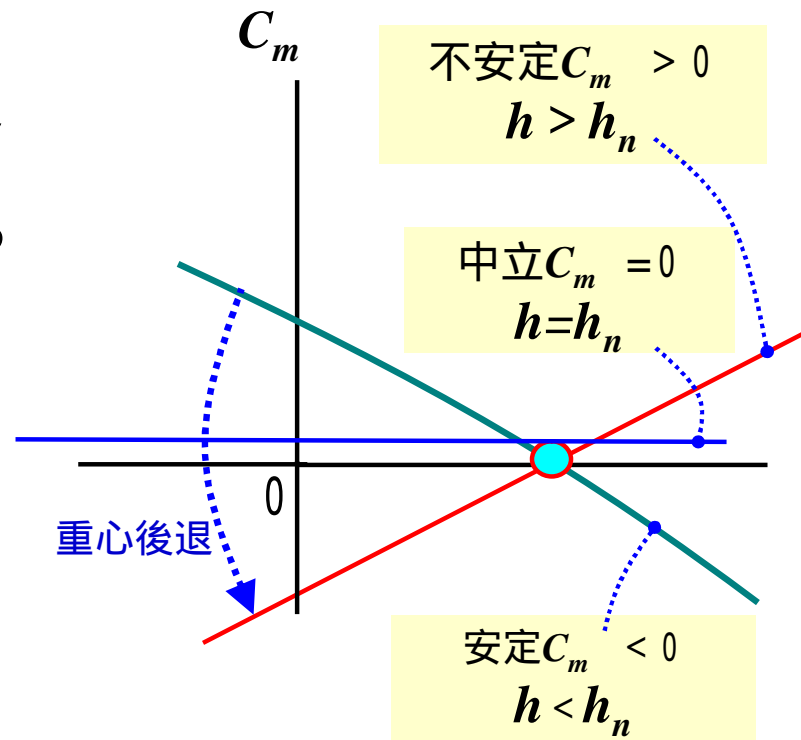
重心後退, 水平尾翼容積比小 の影響

V_h は一定とし、重心を後退させると、 $|C_m|$ が小さくなり、 $C_m = 0$ となる重心位置になる。

そのときの重心位置を $h=h_n$ とすると、

$$h_n = 0.25 + V_h$$

この式の導出は省く



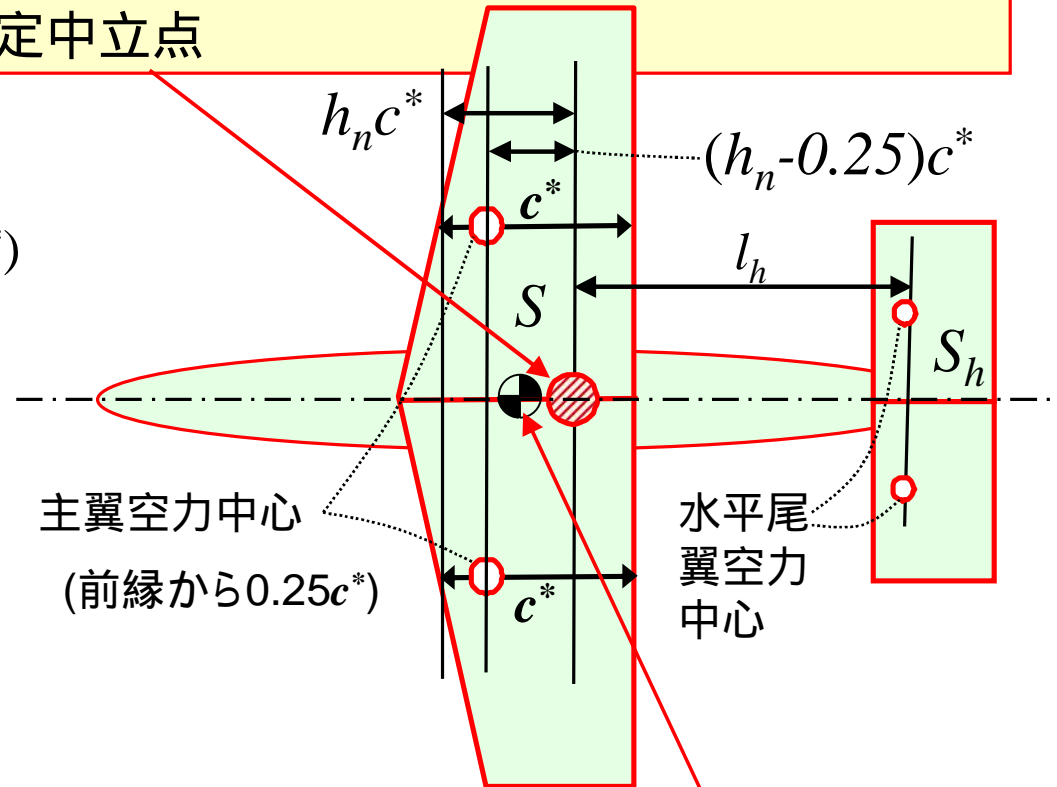
全機空力中心 主翼・尾翼空力中心距離を各面積で反比例配分する位置

安定中立点

$$h_n = 0.25 + V_h$$

$$= 0.25 + (S_h/S)(l_h/c^*)$$

$$(h_n - 0.25)c^* \cdot S = l_h \cdot S_h$$



主翼空力中心
(前縁から $0.25c^*$)

水平尾
翼空力
中心

重心最後方は、安定中立点より $10\%c^*$ くらい前方にする。

安定良く飛ぶためー上反角

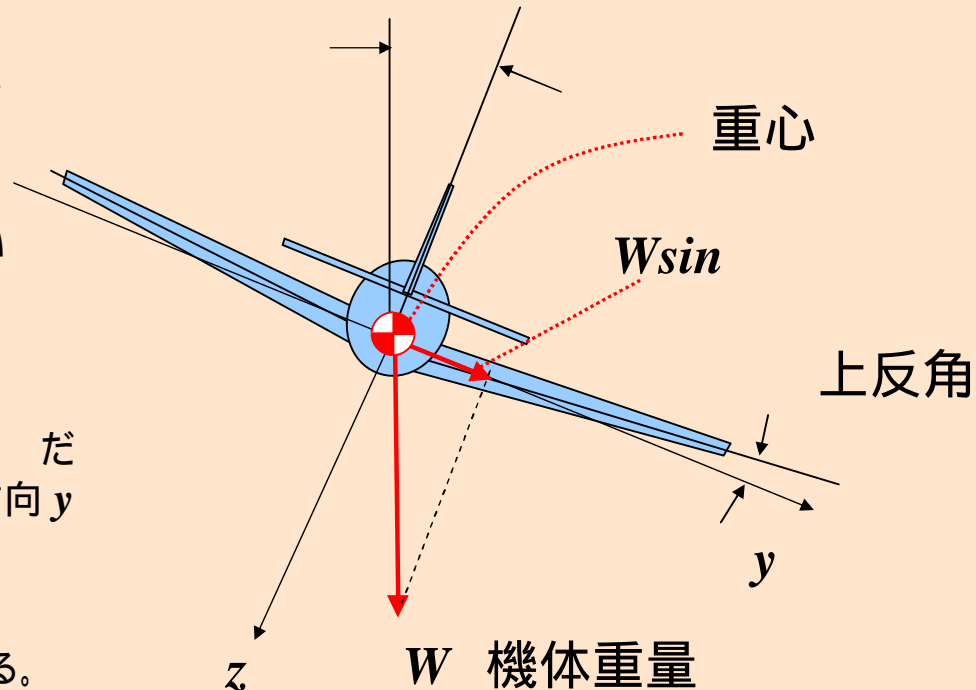
飛行機を後から見ると、翼は機体の水平面から上に反っている。

この反り角を上反角といいで表す。

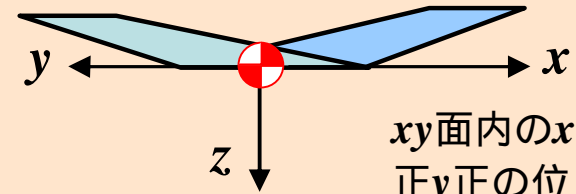
機体が水平姿勢から横にだけ傾くと、機体の水平横方向 y に $W \sin$ の分力が生じる。

機体は y 方向に運動始める。

機体前方から受ける気流は機首に正対せず斜めからとなり、その角度を横すべり角で表す。

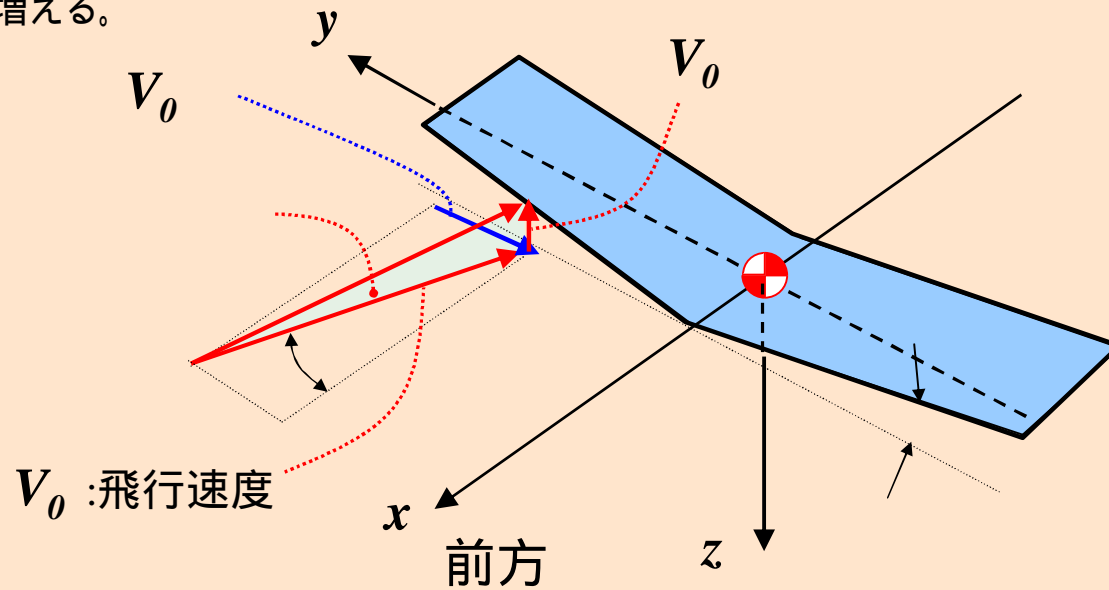


飛行機に迎角0で向かう気流の方向から
見ると、手前の翼は下側が見え、向こう側
の翼は上面が見える。即ち、手前側は迎
角増、向こう側は迎角減。



xy面内のx
正y正の位
置に目を置
いて見た図

通常飛行中の迎角を取った状態でも手前の翼の迎角は増え、向こ
う側の翼の迎角は減る。揚力は手前側で増え、向こう側で減り、復
元モーメントを生じる。式で示すと下図の通り。手前側翼の迎角は
だけ増える。



上反角まとめ

- 飛行機が傾くと横滑り状態になる。固有安定を有する飛行機は操舵をしなくとも、横滑りを利用して、傾きから復元することができる。
- 横滑りした側に反対向きの傾きを生むモーメントが発生するとき、飛行機は**固有の横安定**を有する、という。**上反角効果**ともいう。
- 上反角効果は、主翼の上反角によってだけでなく、後退角があるとき、高翼の場合、垂直尾翼が大きい場合にも生じる。

安定良く飛ぶためー垂直尾翼

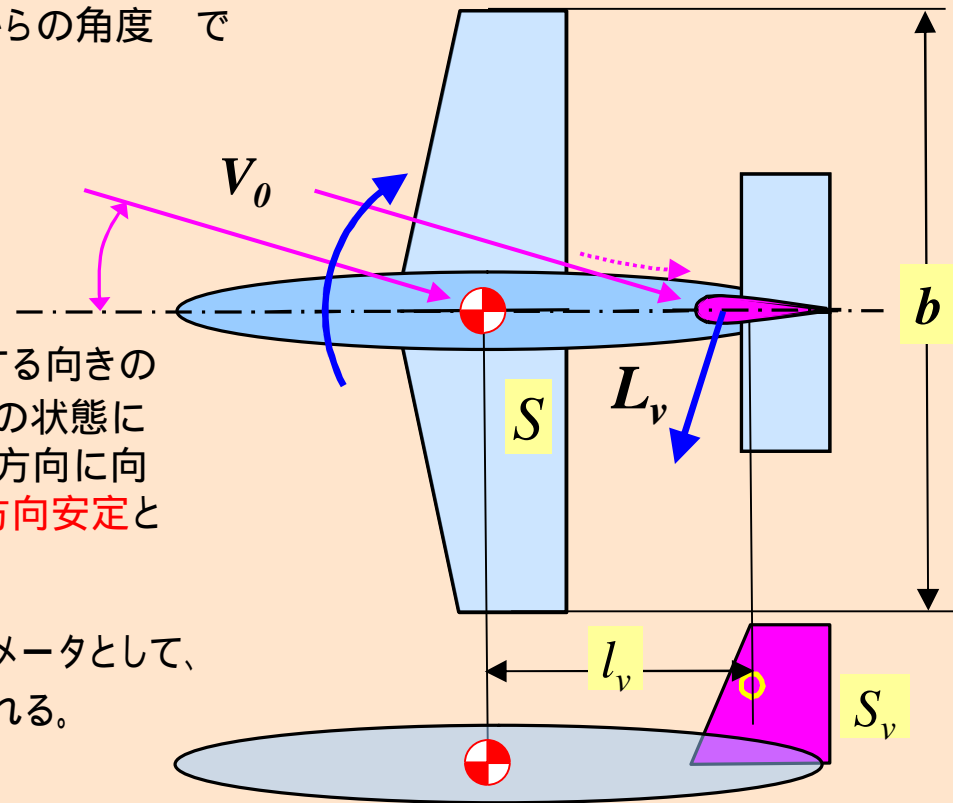
飛行機に気流が斜め前方からの角度 α であると、

垂直尾翼には横力 L_v が発生する。

L_v は重心周りに α を小さくする向きのモーメントを発生し機体を元の状態に復元させる。このように風の方角に向かうので、**風見安定**または**方向安定**と呼ぶ。

垂直尾翼の効きを示すパラメータとして、**垂直尾翼容積比 V_v** が使われる。

$$V_v = (S_v / S)(l_h / b)$$

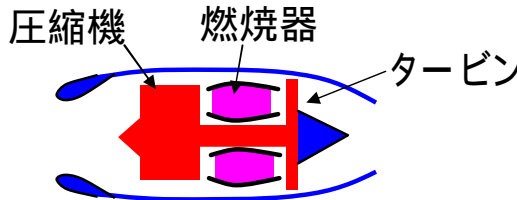
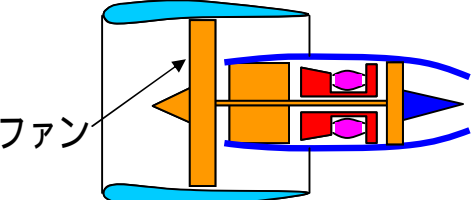
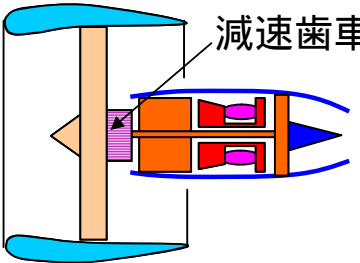


上反角と垂直尾翼の関係

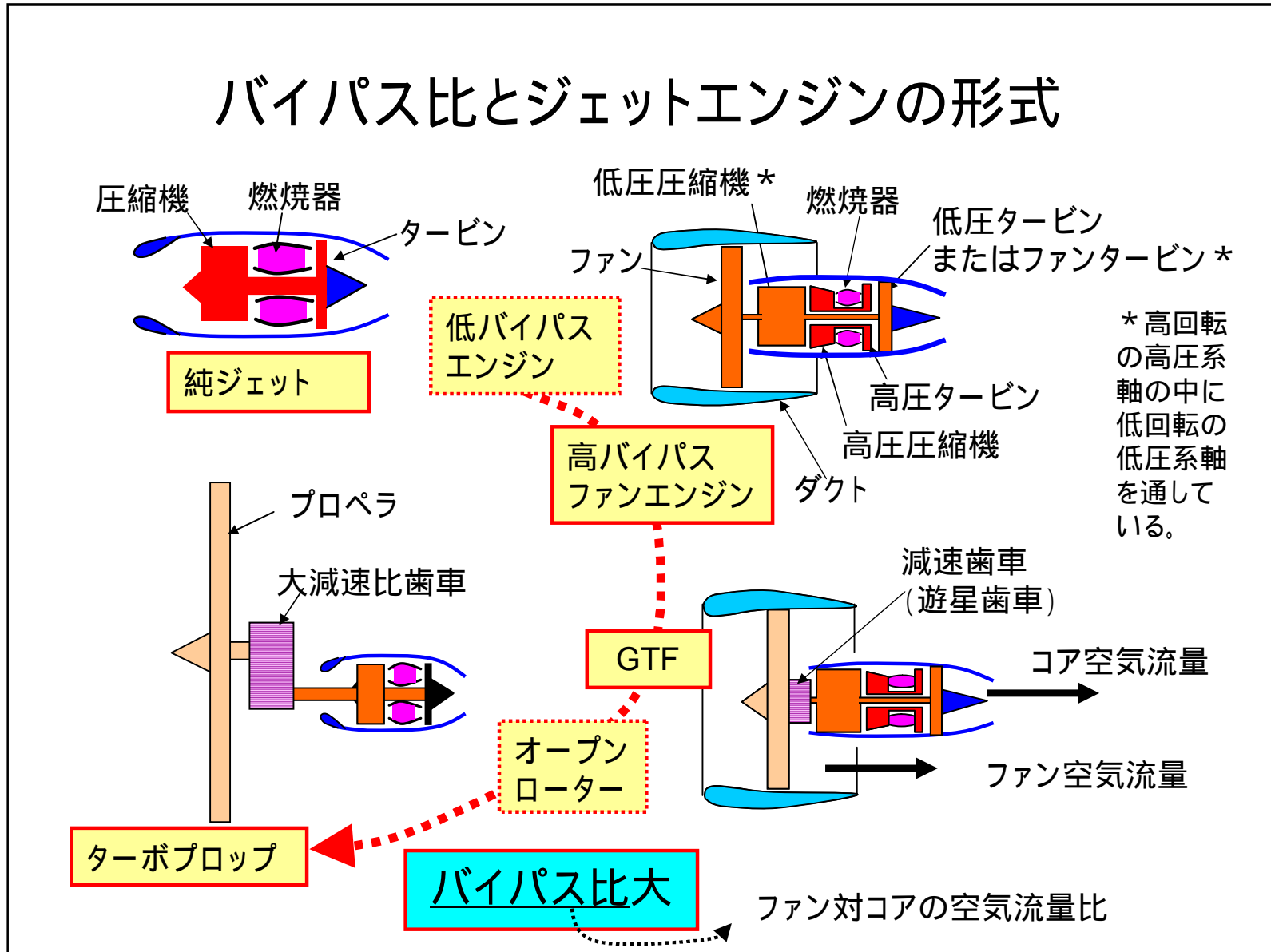
- 上反角、垂直尾翼いずれも横滑り角 が発生すると機能する。
- 上反角が垂直尾翼面積に対して過大だと、復元モーメントが強く、**ダッチロール運動**という不安定が生じる。
- 垂直尾翼が上反角に対して過大だと、**スパイラル運動**という不安定が起こる。
- 両者のバランスが取れた設計が必要。

軽くてパワーの出るエンジン装備

—燃料も含めて、つまり燃費が良い、旅客機用

	形状	形式	推力重量比	燃費
昔	 <p>圧縮機 燃焼器 タービン</p>	純ジェット	3 ~ 4	1 <i>kg/kg/hr</i>
現代	 <p>ファン</p>	高バイパス・ターボファン	6前後	0.3 ~ 0.4
将来	 <p>減速歯車</p>	ギヤードファン (GTF), オープンローター	8前後	15 ~ 20%改善

バイパス比とジェットエンジンの形式



エンジン搭載における空力設計の仕事

- 性能要求を満たすエンジンの選定
- エンジン搭載方法の基本計画
- 空気取入口の空力設計
- 排気ノズルの空力設計
- 騒音対策設計



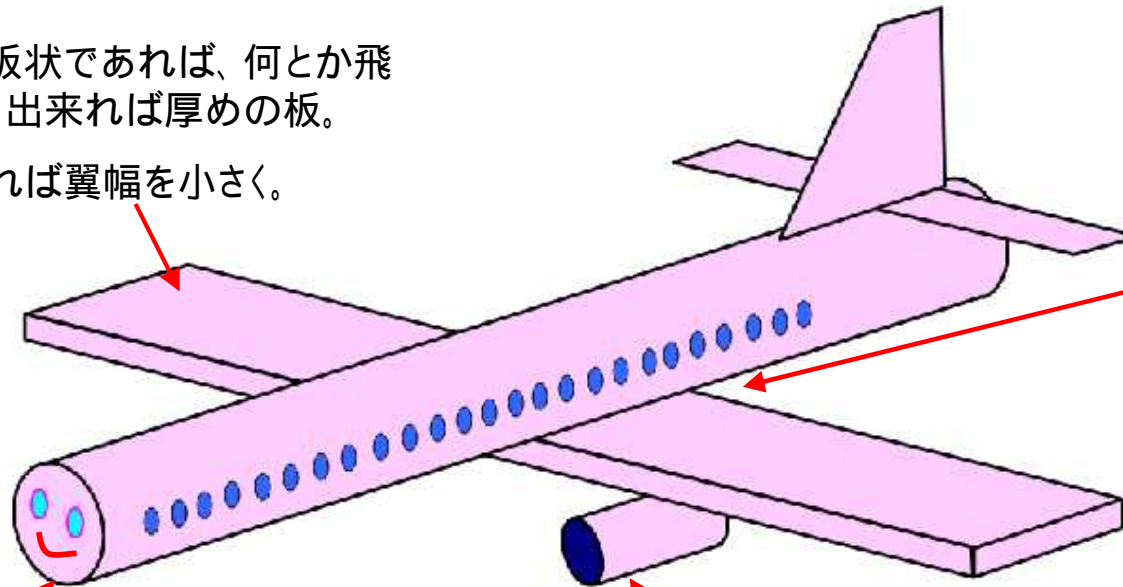
シェブロンノズル

http://www.iadf.or.jp/8361/LIBRARY/MEDIA/H16_doukochosa/H16_4-6.pdf#search=シェブロンノズル

構造設計との調和 — 構造設計者が設計すれば

翼は板状であれば、何とか飛べる。出来れば厚めの板。

出来れば翼幅を小さく。



翼と胴体の結合は胴体の上か下、翼と胴体はお互いに貫通しない。

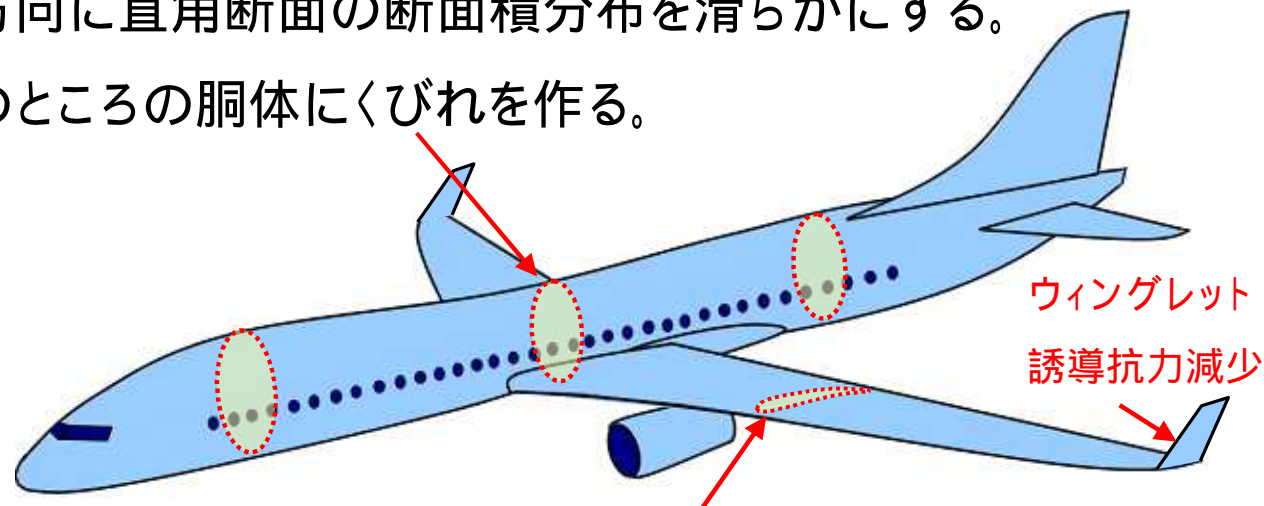
高空を飛ぶとき、与圧する。内圧に耐えるには、胴体は円筒状が理想である。

エンジンは翼にぶら下げる。翼根の曲げモーメントを減らせる。

空力設計者が設計すると、

断面積法則(エリアルール)採用—胴体と翼をあわせた、気流方向に直角断面の断面積分布を滑らかにする。

翼のところの胴体にくびれを作る。



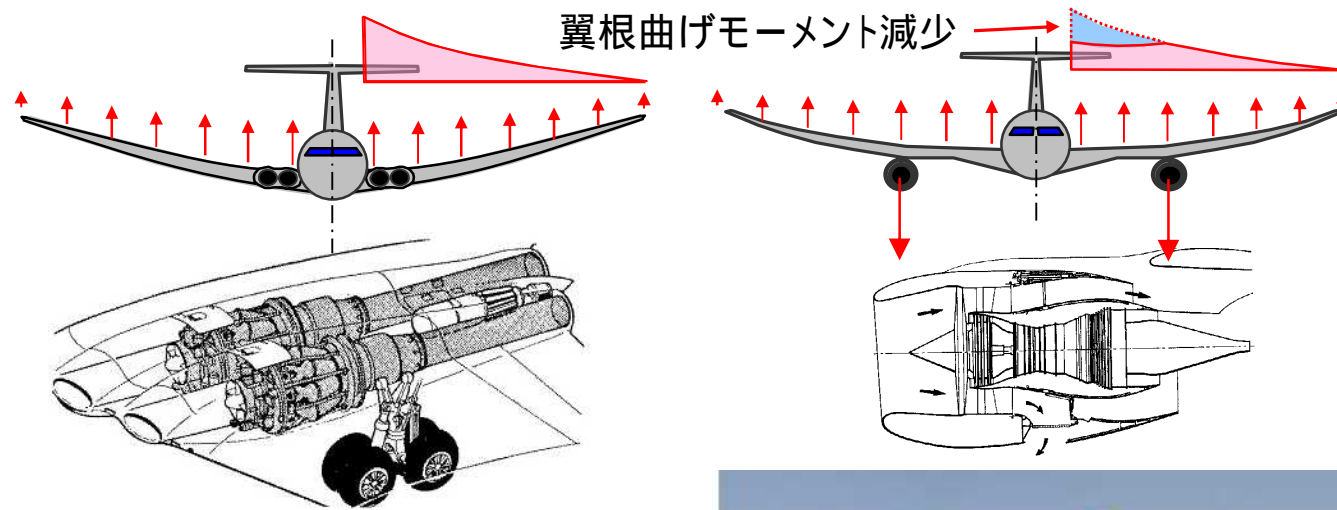
ウイングレット
誘導抗力減少

遷音速翼型(スーパークリティカル・ウィング)

- ・巡航速度が少し向上、
M0.82くらいからM0.92くらいか
- ・胴体延長型困難
- ・胴体製造コスト上昇

遷音速、超音速飛行のための2大発明

旅客機のジェット・エンジン搭載方法



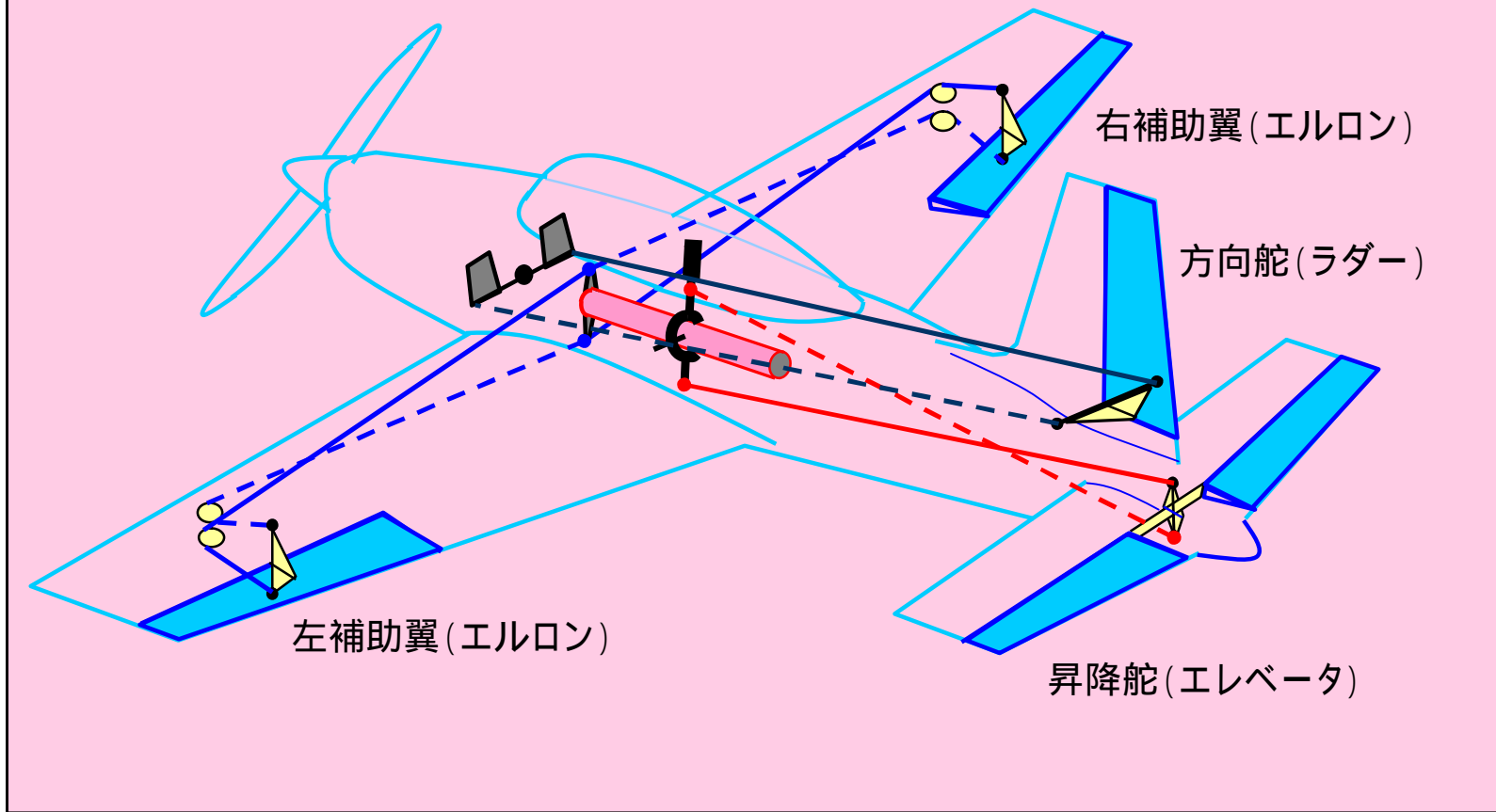
世界初のジェット旅客機DHコメット、エンジンは翼根、商業的には失敗



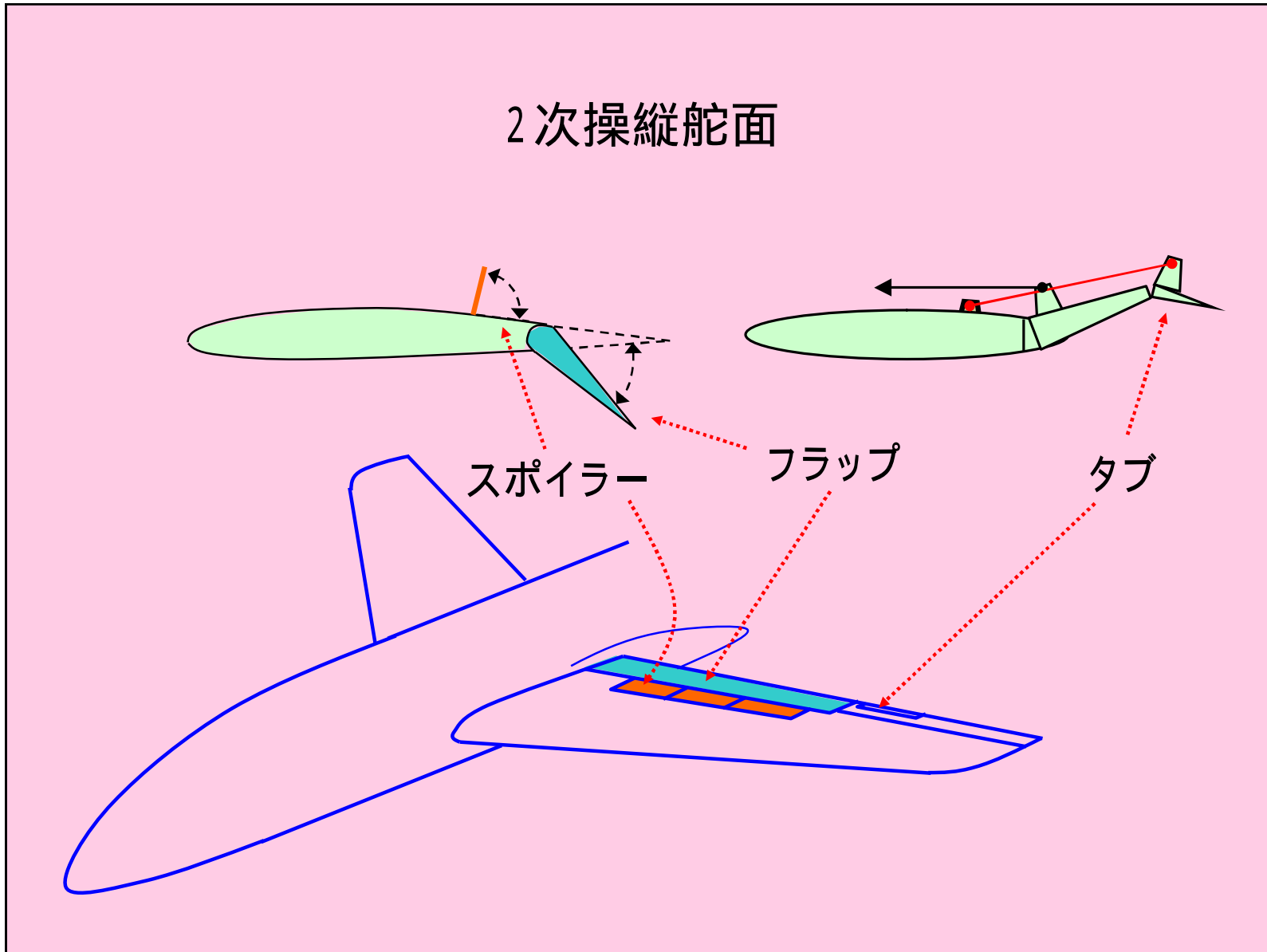
ボーイング707、そのエンジン装備法はその後のジェット旅客機の標準となった。

操縦装置の基本

一 主操縦舵面と操縦装置



2次操縦舵面

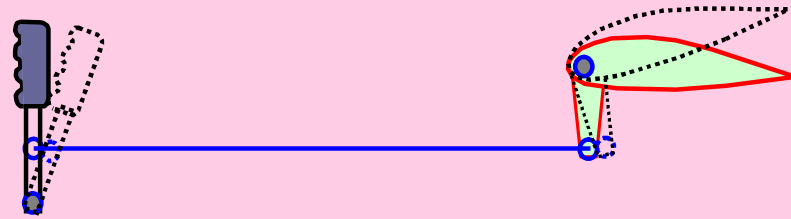


操縦装置設計における空力設計の役割

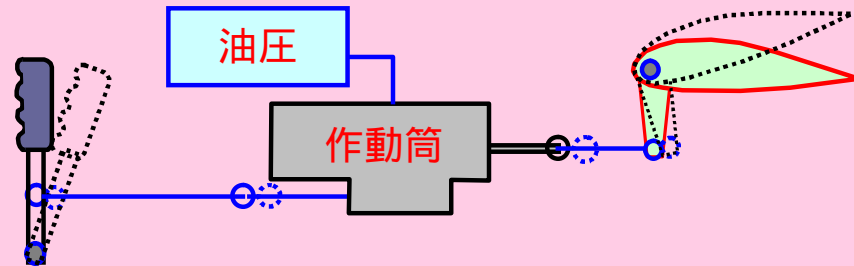
- 舵面の形状、大きさ、舵角、舵のヒンジモーメントなどを検討することが空力設計の主な仕事。
- 舵面を動かす力として、小型機や低速機では人力。高速機、大型機では油圧や電気。
- 操舵の情報は、パイロットの感覚が基本。－フライトシミュレータによりパイロットと対話しながら操縦装置の仕様を決める。
- 油圧や電気で操舵する飛行機が増えた近年では、パイロットと舵面の間に、コンピュータが介在するようになった。
- 飛行制御理論を活用したコンピュータソフト設計が、操縦装置の空力設計の重要な仕事となっている。

各種操縦系統の原理図

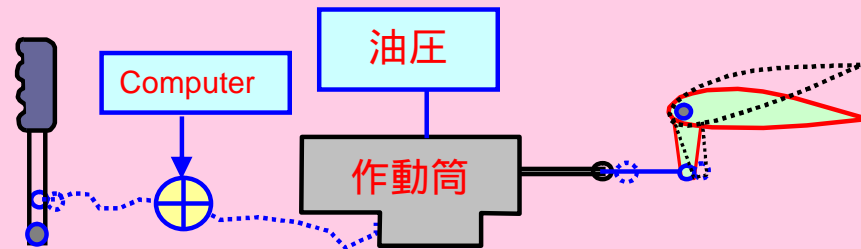
人力操縦方式



機力操舵方式



フライ・バイ・ワイヤ
操舵方式



搭載装備品との調和ー引込脚の例

- 引込脚は第2次大戦前ころから実用になり出した。
- 現代の旅客機等では、引込脚はあたりまえだが、軽飛行機、低速機では大いなる決断 引込脚か固定脚かーを要する。
 - ・低速機およそ巡航速度120ノット以下では、引込脚は問題発生懸念の方がその利点よりも大きい。
 - ・引込脚は、重く、複雑、脚出し忘れ着陸の危険を増す。引込箇所は翼または胴体の構造を複雑にし、空間を占拠する。
- **引込脚唯一の利点は抗力減少**
 - ・揚抗比が固定脚機よりも約20%良い。
 - ・最良揚抗比は高速時に達成。同じ燃料での航続距離は20%長い。

セスナ・カージナルには引込脚と固定脚のバージョンがある。同じエンジン装備で較べると、

	引込脚	固定脚
最大航続距離(海里)	1050	712
最良巡航速度(ノット)	121	109
最大速度(ノット)	156	139



引込脚 [1974 Cessna 177RG](#) \$68,900.00



固定脚 [1968 CESSNA 177](#) \$49,900.00

どちらのセスナを買いますか

まとめ

- 空力設計の役割は、**外形形状**を決めること。
- 揚抗比向上は経済性向上のため必須。その減少努力、見積もりが飛行機開発の成否を左右する。
- 安定操縦性の確保は安全性向上のための基本。一重心位置は安定中立点より空力平均翼弦の10%前が基本。
- 動力装置の選定と効率的搭載方法一翼吊下げ式の利点を理解してもらう。
- 引込脚の利点・不利点を説明した。