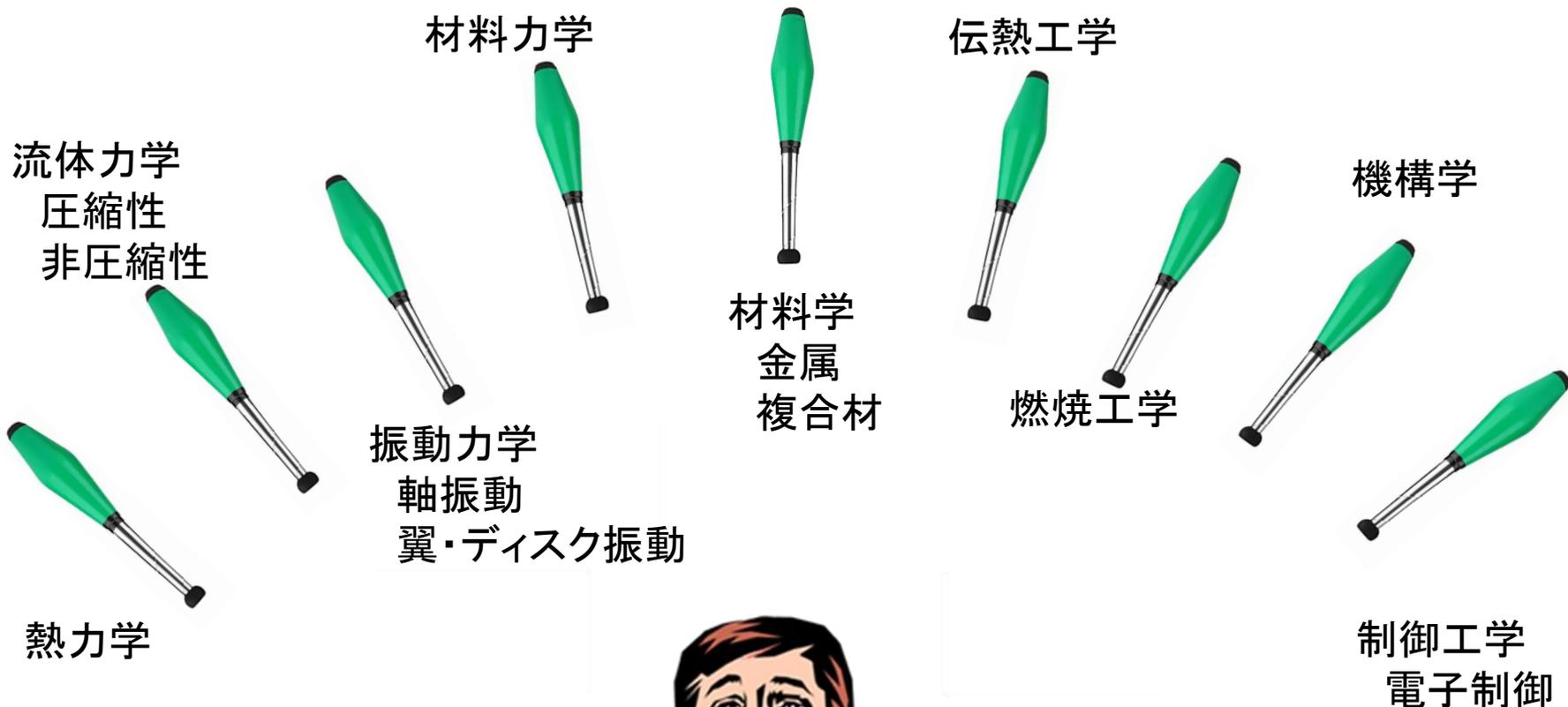


## 名古屋大学BP講座

# 航空機用エンジンの設計と製造 設計編

2020.12.12(土)



広範な技術が要求される

# 熱力学

• 気体の状態量：

温度( $T$ ), 圧力( $p$ ), 体積( $V$ ), 密度( $\rho$ ), 内部エネルギー( $U$ ), エンタルピー( $H$ ), エントロピー( $S$ )等  
これらの状態量は独立に変化するものではなく, 一定の関係に従う。

• 単相からなる系の熱力学平衡状態においては, **独立して変化できる状態量は任意の2個のみ**  
この2個の状態量が決定すると他の状態量はすべて決定し, 物質の状態や系が定まる。

• 理想気体の状態方程式  $p = \rho RT$  空気の場合： $R=287[\text{J/kg-K}]$

• **サイクル**(cycle)とは, 系がある状態から, 様々な過程 を経て元の状態に戻る一連の過程

• **エンタルピー**(enthalpy)  $H = U + pV$  (J)  
 $h = u + pv$  (J/kg)

理想気体のエンタルピーは **温度のみの関数**

$$h = c_p T, \quad C_p : \text{定圧比熱}$$

• **エントロピー**(entropy)

$$dS = \frac{\delta Q_{\text{rev}}}{T} \quad (\text{J/K}) \quad s = \frac{S}{m} \quad (\text{J/(kgK)})$$

理想気体のエントロピーは **温度と圧力で表現可能**

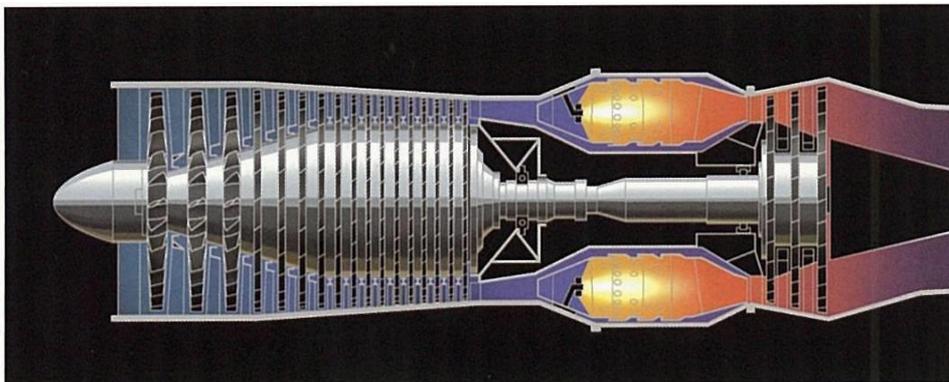
$$s = \int c_p \frac{dT}{T} - R \ln p + \text{const.} \quad s - s_1 = c_p \ln \frac{T}{T_1} - R \ln \frac{p}{p_1} \quad (\text{添字1はある標準状態})$$

$$\text{エントロピー変化がない断熱過程では} \quad c_p \ln \frac{T}{T_1} = R \ln \frac{p}{p_1} \quad \therefore \frac{T}{T_1} = \left( \frac{p}{p_1} \right)^{(\kappa-1)/\kappa}$$

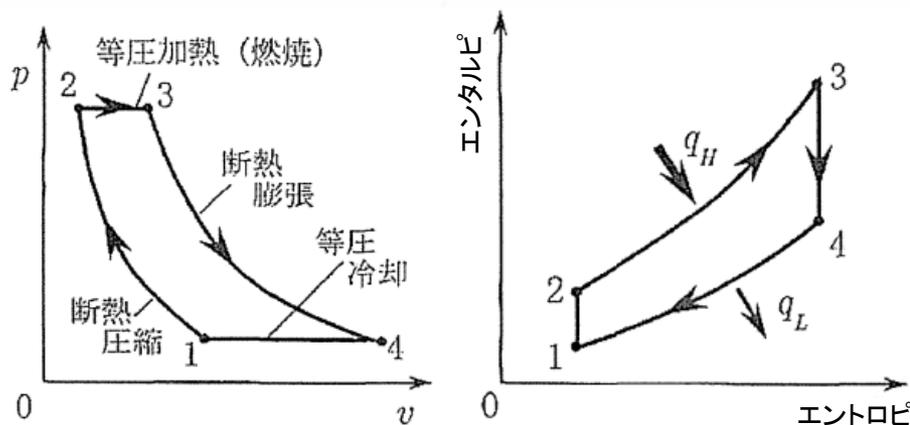
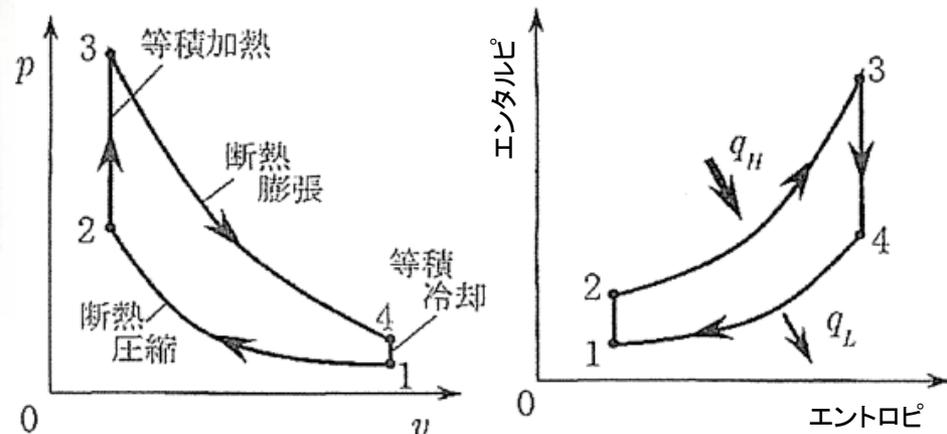
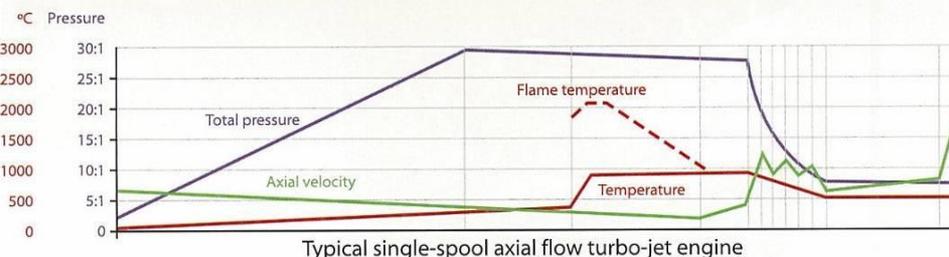
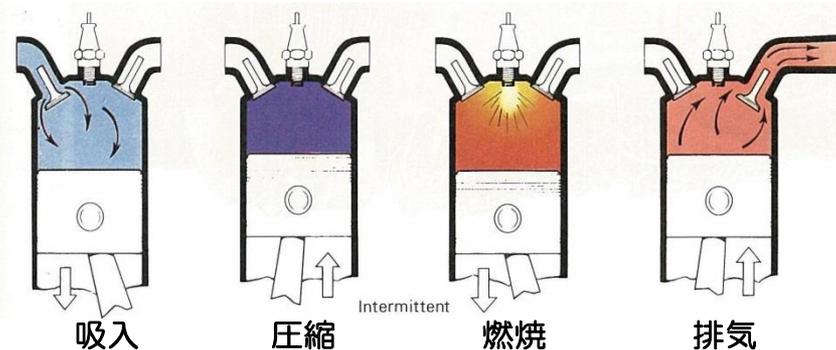
$$R = c_p - c_v \quad \kappa = c_p / c_v$$

# ジェットエンジンとピストンエンジンの比較

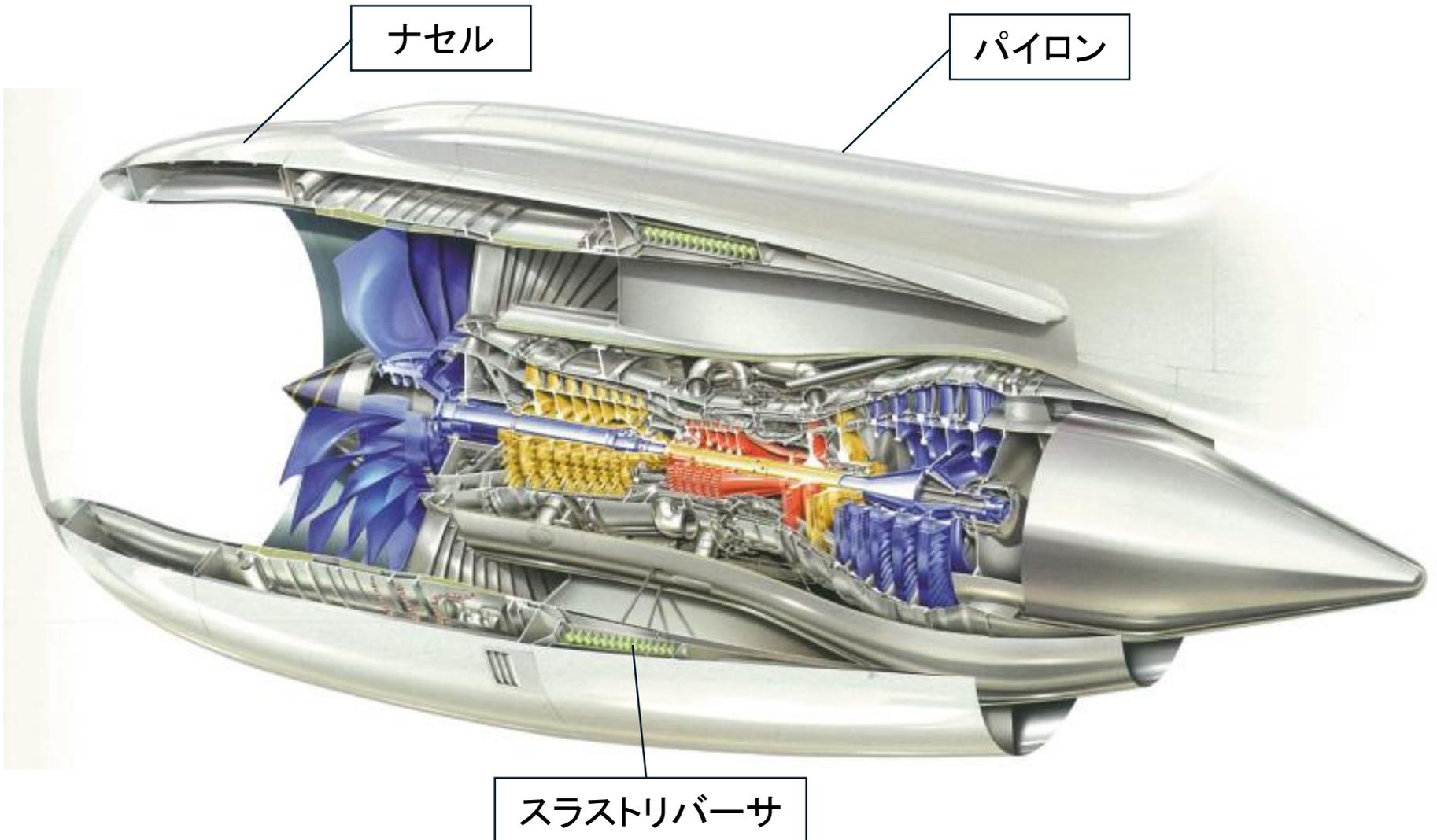
## ジェットエンジン(ブレイトンサイクル)

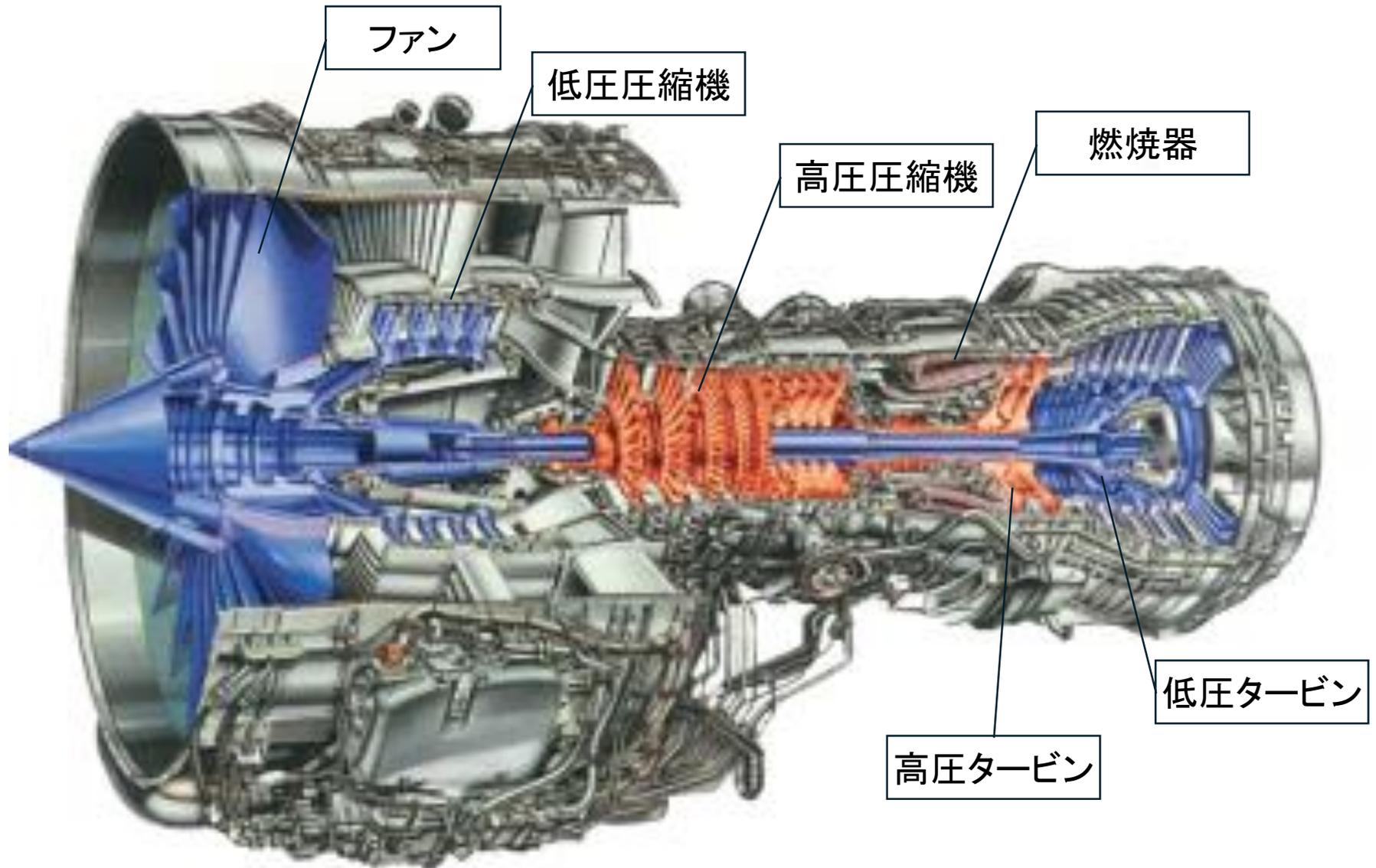


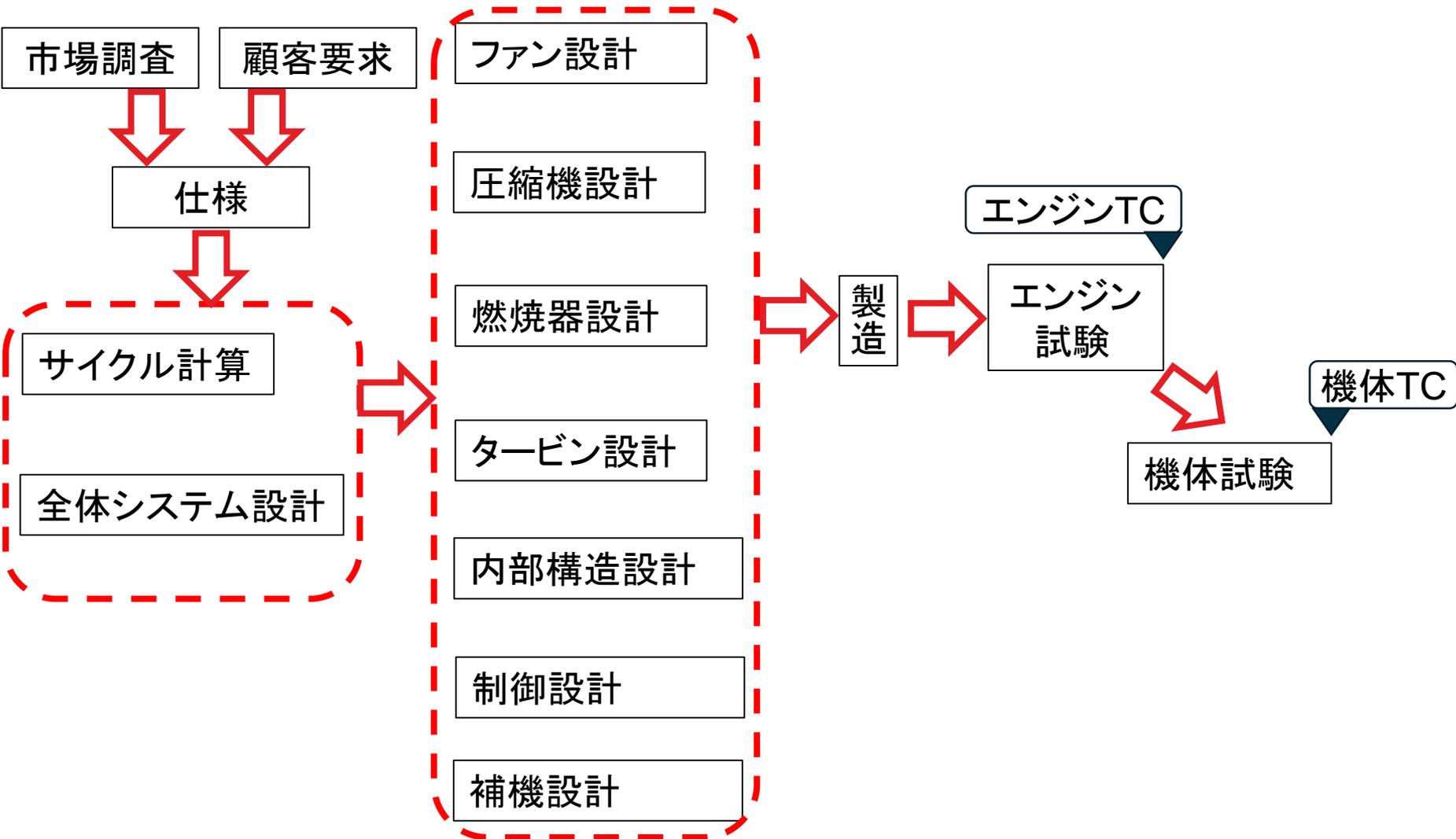
## ピストンエンジン(オットーサイクル)



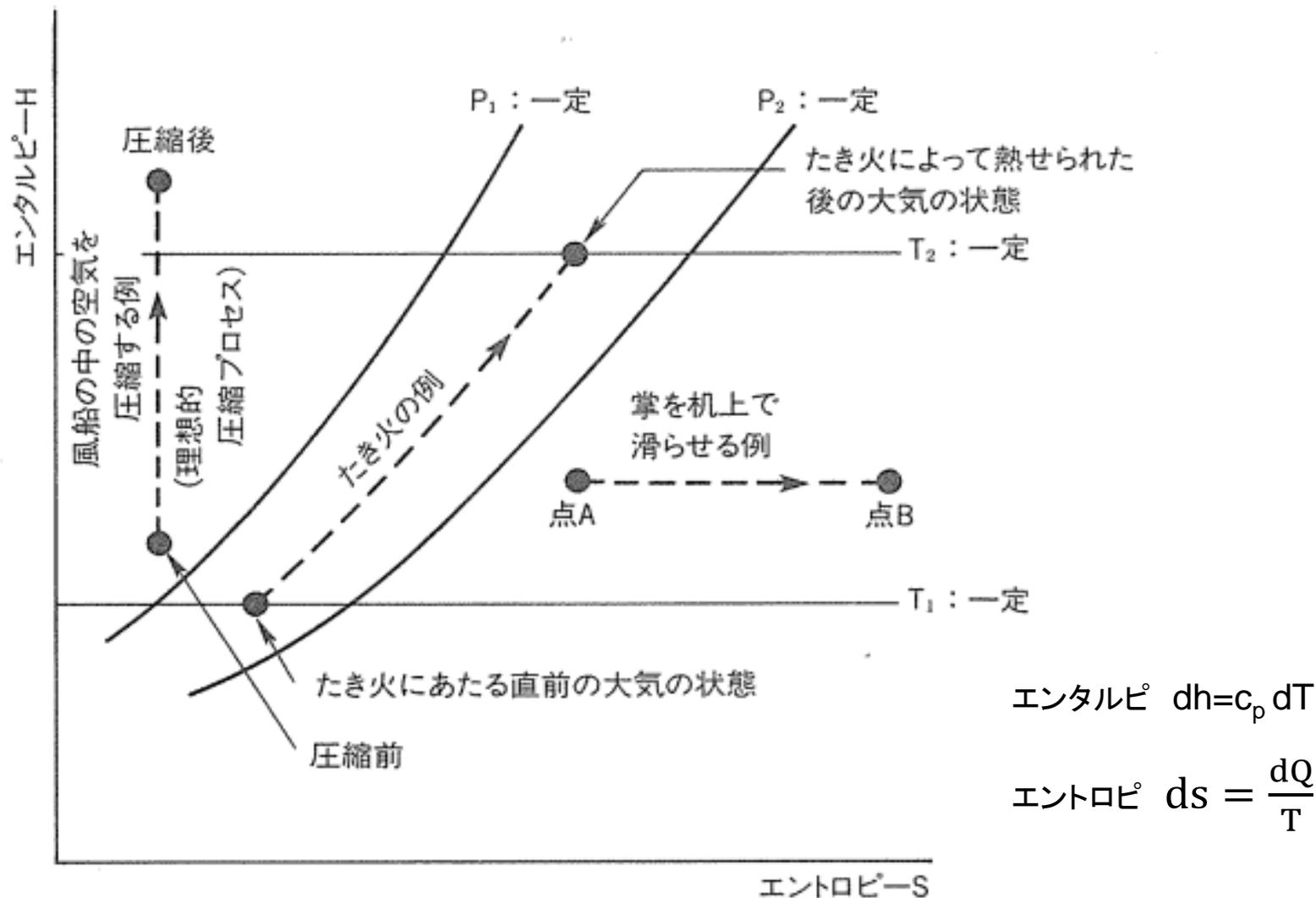
ジェットエンジンは連続燃焼  
 ⇒小型・軽量・大出力  
 吸い込み空気は大量  
 高温部の部材温度は高温



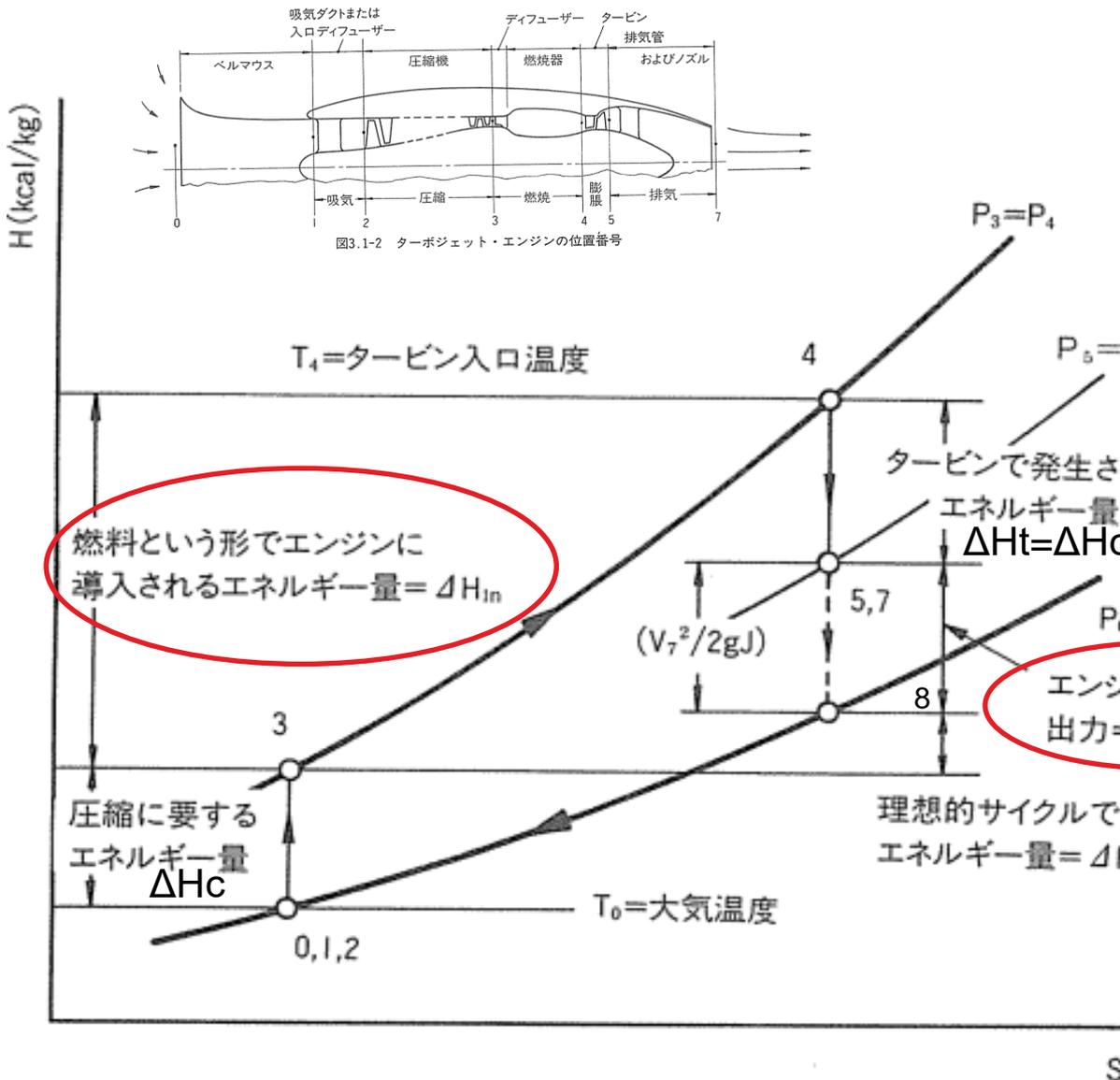




## エンタルピーとエントロピーの線図—HS線図



# 理想的なジェットエンジンのサイクル線図



エンジンの出力 =  $\Delta H_{out}$

$$\text{サイクル効率 } \eta_{th} = \frac{\Delta H_{OUT}}{\Delta H_{in}}$$

$$\Delta H_{in} = c_p(T_4 - T_3)$$

$$\begin{aligned} \Delta H_{out} &= c_p(T_5 - T_8) \\ &= c_p(T_4 - T_8) - c_p(T_3 - T_1) \\ &= c_p(T_4 - T_3) - c_p(T_8 - T_1) \end{aligned}$$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_8 - T_1}{T_4 - T_3} = 1 - \frac{1}{\pi^{(\kappa-1)/\kappa}}$$

$T_3/T_1 = \pi^{(\kappa-1)/\kappa} = T_4/T_8$  @断熱変化  $\pi$ : 圧力比

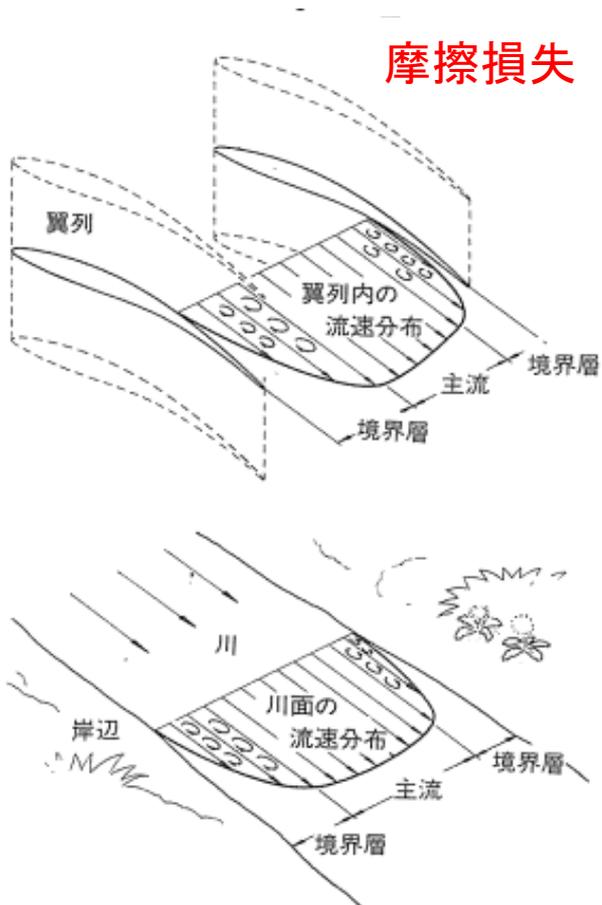
圧力比増 ⇒ 効率上昇

タービン入り口温度上昇 ⇒ 出力増大

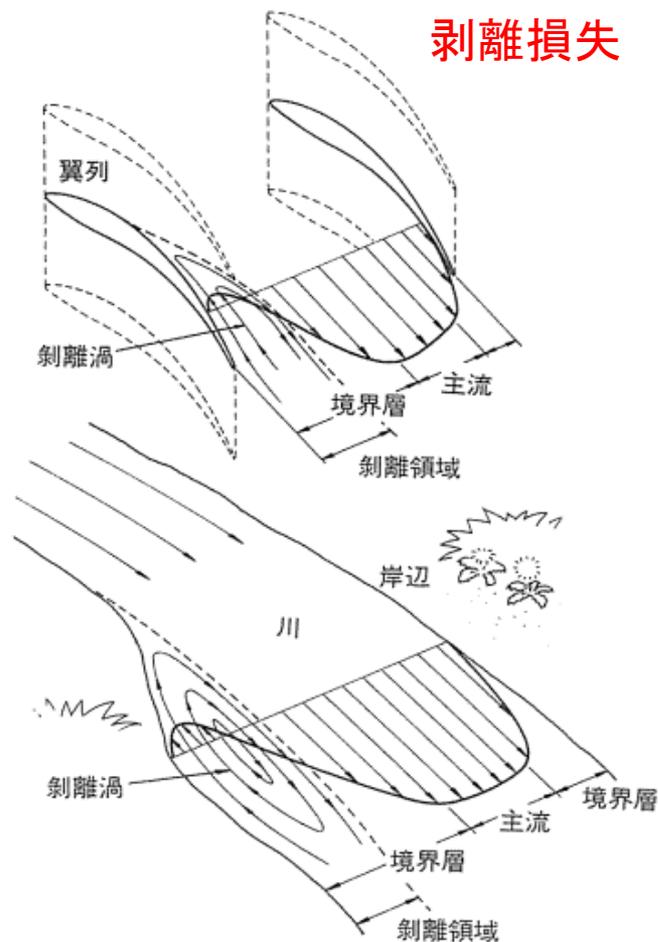
燃料という形でエンジンに導入されるエネルギー量 =  $\Delta H_{in}$

エンジンのエネルギー出力 =  $\Delta H_{out}$

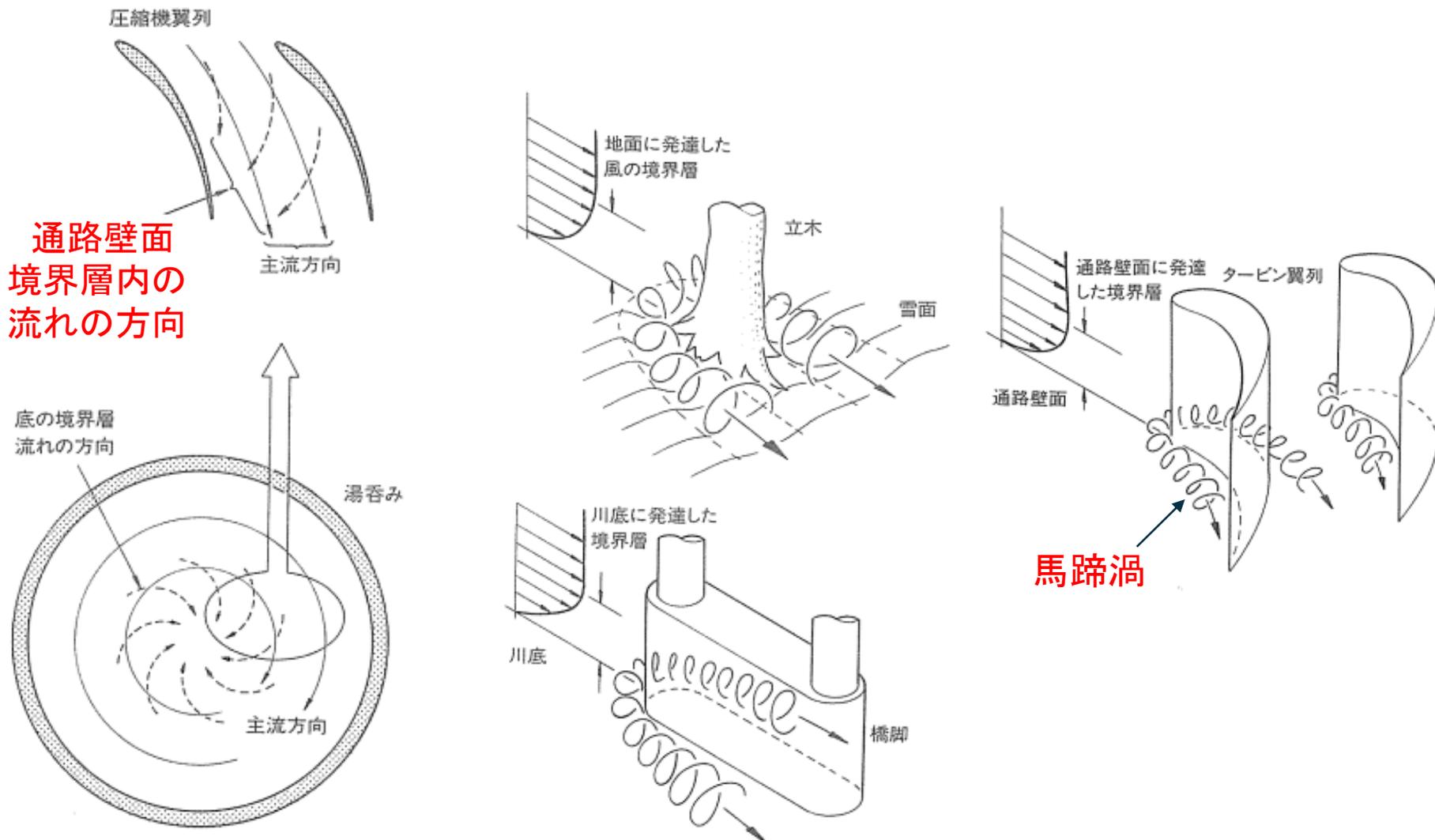
## 摩擦損失



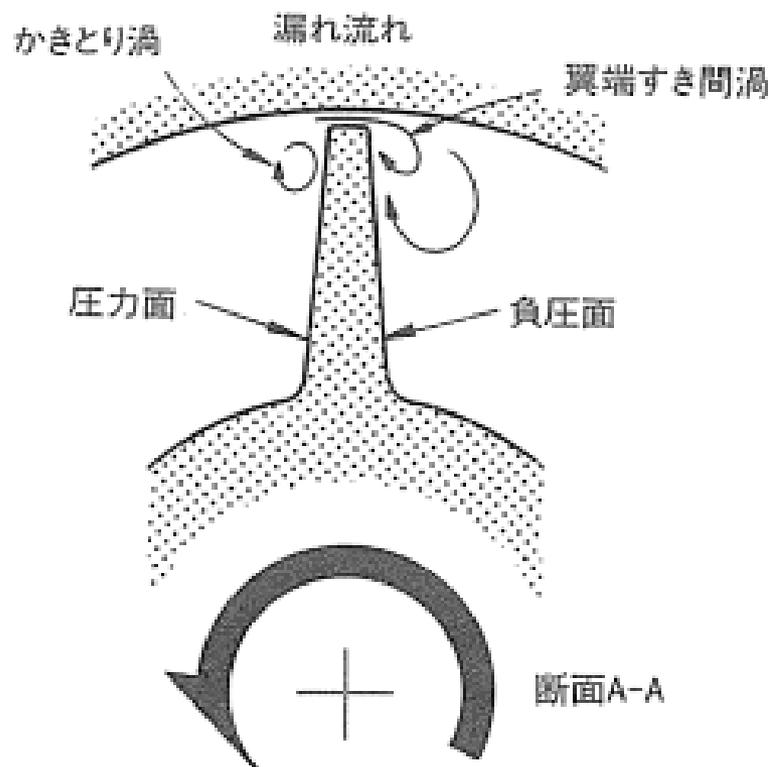
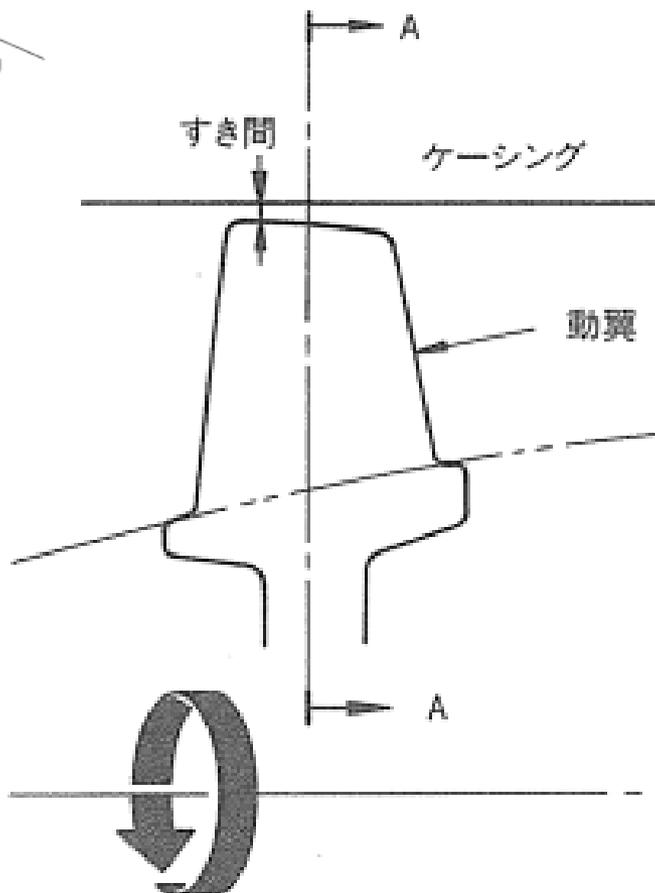
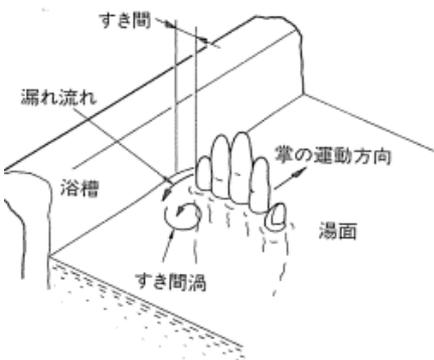
## 剥離損失



**2次流れ損失**:主流とは異なる方向に発生する流れ(=2次流れ)で発生する損失



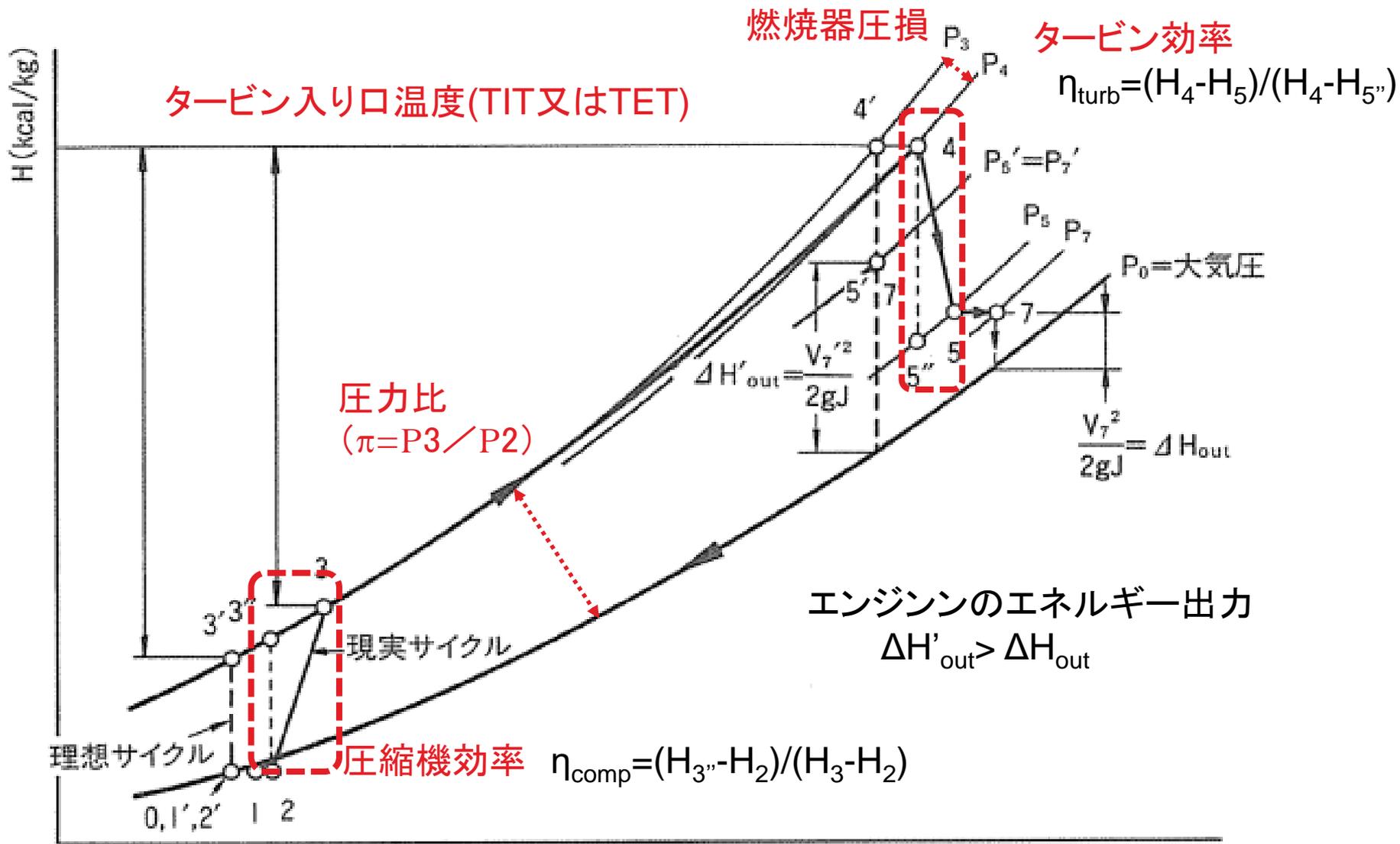
**漏れ損失:** 動翼とケーシングの隙間⇒漏れ流れが発生



その他に **衝撃波損失、衝撃波と境界層の干渉による損失等** 多数の損失

# 現実の静止時のジェットエンジンのサイクル線図

出典:①

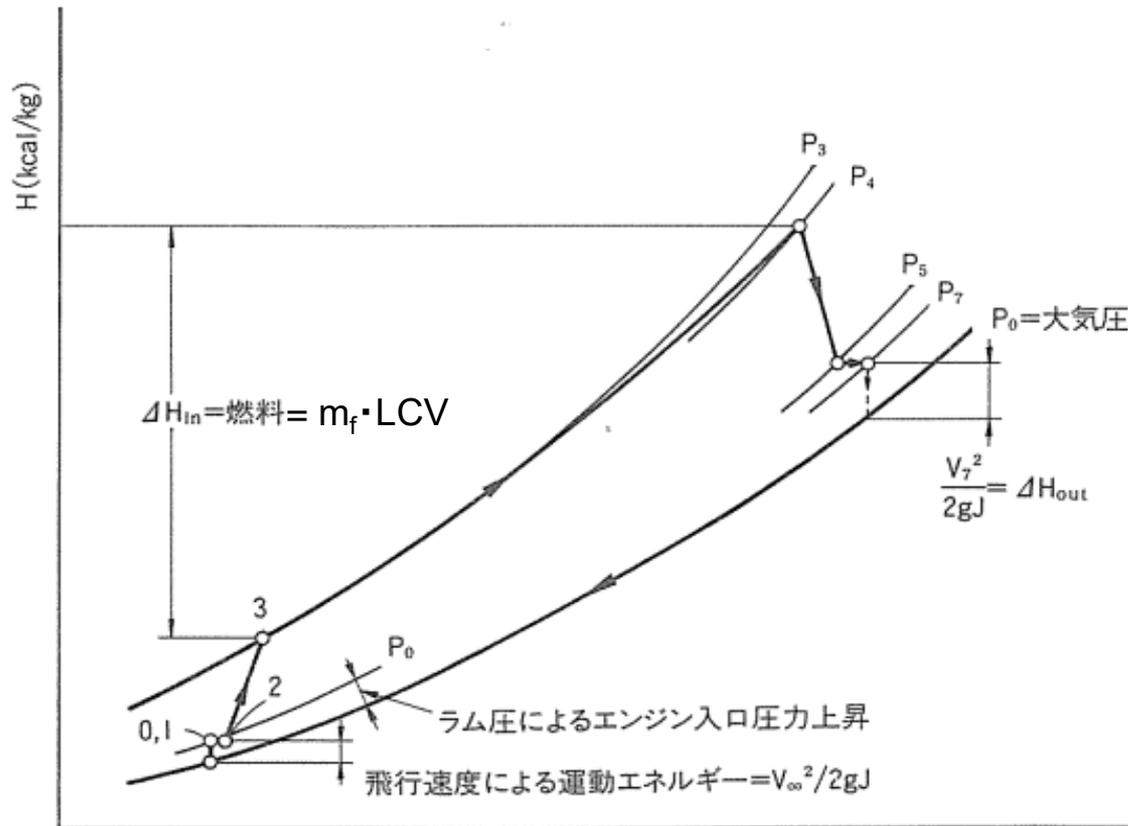


圧力比、タービン入り口温度、要素効率、圧損等をパラメータにして最適なサイクル決定<sup>S</sup>

# 現実の飛行中のサイクル線図(サイクル)

$$\text{Power to Jet} : \Delta KE = 1/2(m_{\text{air}} + m_f)V_7^2 - 1/2 m_{\text{air}} V_{\infty}^2 \doteq 1/2 m_{\text{air}}(V_7^2 - V_{\infty}^2)$$

$$\text{サイクル効率} : \eta_{\text{th}} = \frac{\text{Power to Jet}}{\text{Power from fuel}} = \frac{\Delta KE}{m_f \cdot \text{LCV}} = \frac{1/2 m_{\text{air}}(V_7^2 - V_{\infty}^2)}{m_f \cdot \text{LCV}}$$



- $m_{\text{air}}$  : 空気の質量流量
- $m_f$  : 燃料の質量流量
- $V_{\infty}$  : 飛行速度
- $V_7$  : 排気ガスの流出速度
- LCV: 燃料の発熱量

Net thrust = Gross Thrust - ram drag :

$$F_N = F_G - m_{air} V_\infty = (m_{air} + m_f) V_7 - m_{air} V_\infty \doteq m_{air} (V_7 - V_\infty)$$

Power to Aircraft = flight speed × net thrust =  $V_\infty \times F_N \doteq V_\infty \times m_{air} (V_7 - V_\infty)$

$$\text{推進効率 } \eta_p = \frac{\text{Power to Aircraft}}{\text{Power to Jet}} \doteq \frac{V_\infty \times m_{air} (V_7 - V_\infty)}{1/2 m_{air} (V_7^2 - V_\infty^2)} = \frac{2 V_\infty}{V_7 + V_\infty}$$

推進効率は  $V_7 = V_\infty$  の時、すなわち飛行速度と排気速度が等しいとき最大の100%。  
 しかしこの時Net thrustはゼロ。  
 推力を一定で推進効率を向上させるは大流量で排気速度を低減させる⇒高バイパス比  
 最新の民間航空機エンジンでは推進効率は80%以上。(∵  $V_7 \leq 1.5 V_\infty$ )

$$\text{総合効率 } \eta_o = \text{推進効率} \times \text{サイクル効率} = \eta_p \times \eta_{th}$$

$$\begin{aligned} &= \frac{\text{Power to Jet}}{\text{Power from fuel}} \times \frac{\text{Power to Aircraft}}{\text{Power to Jet}} = \frac{\text{Power to Aircraft}}{\text{Power from fuel}} \\ &= \frac{V_\infty \times F_N}{m_f \cdot \text{LCV}} = \frac{1}{\text{SFC}} \cdot \frac{V_\infty}{\text{LCV}} \end{aligned}$$

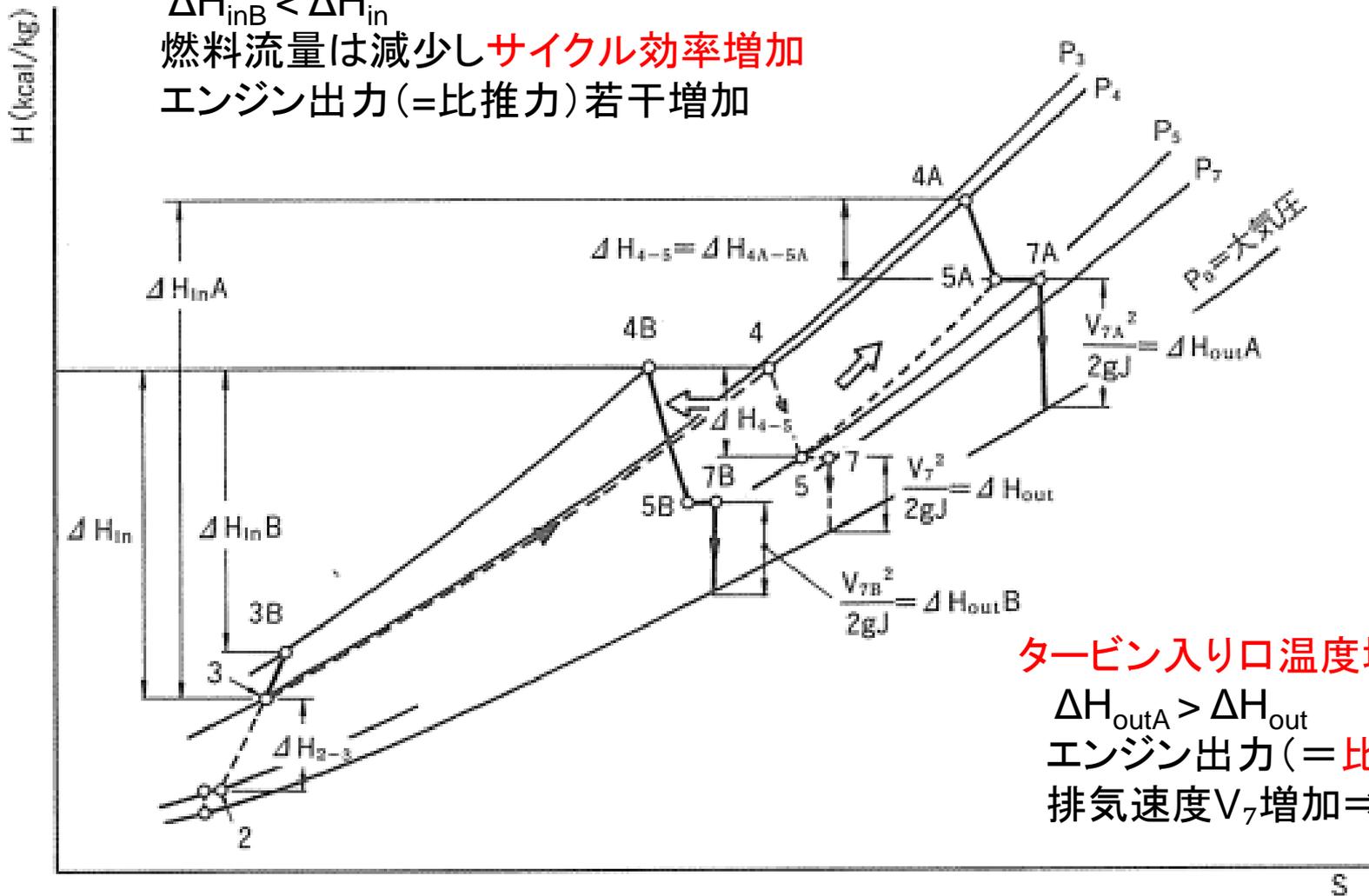
$$\text{燃料消費率: SFC} = \frac{m_f}{F_N} = \frac{V_\infty}{\eta_p \cdot \eta_{th} \cdot \text{LCV}}$$

圧力比増加 4⇒4B

$\Delta H_{inB} < \Delta H_{in}$

燃料流量は減少し**サイクル効率増加**

エンジン出力(=比推力)若干増加



タービン入り口温度増加 4⇒4A

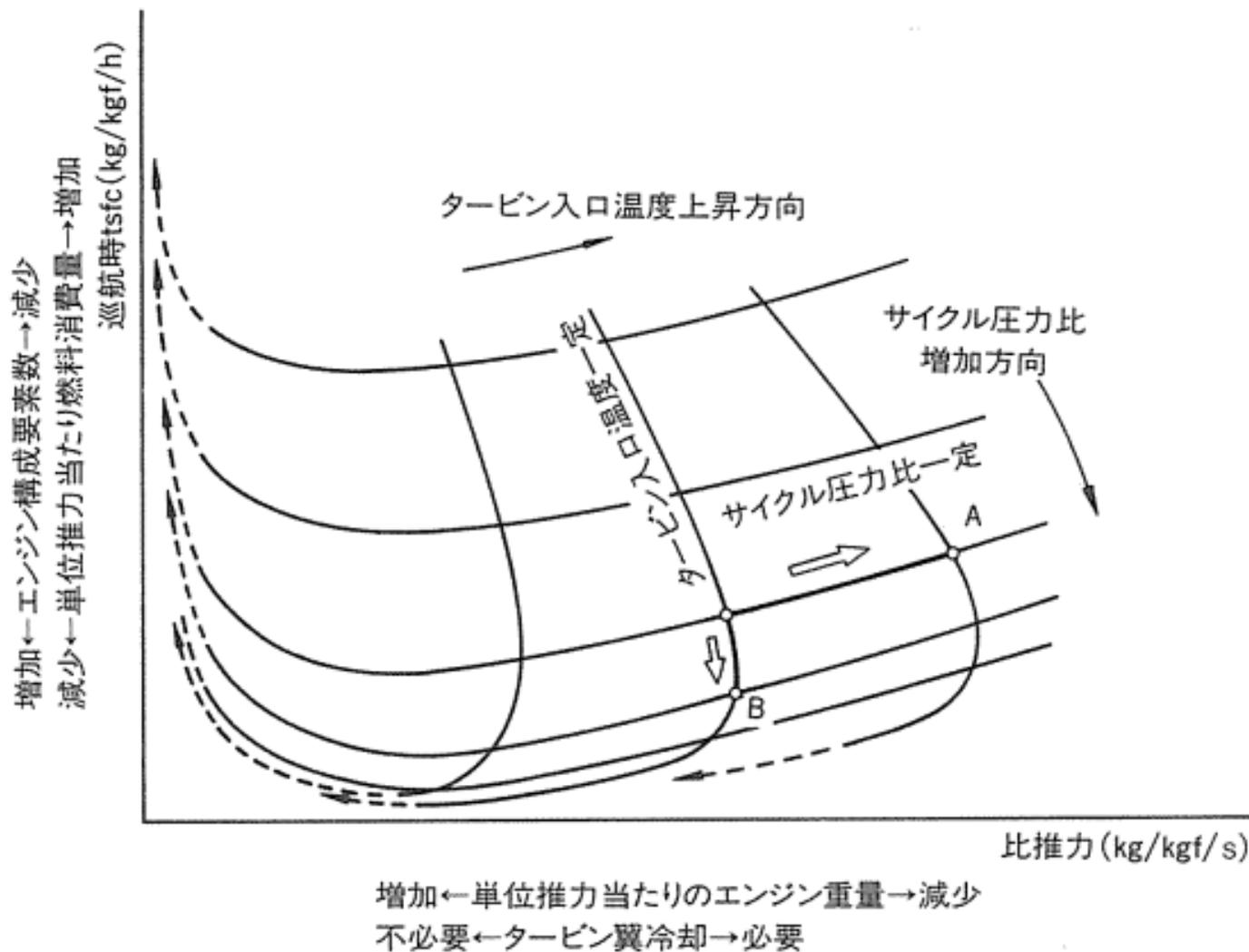
$\Delta H_{outA} > \Delta H_{out}$

エンジン出力(=比推力)増加

排気速度 $V_7$ 増加⇒推進効率低下

# ターボジェットエンジンの比推力と燃料消費率

出典:①



SFC:

圧力比増でSFCは減少

タービン入り口温度上昇で増加

但し高圧力比では減少

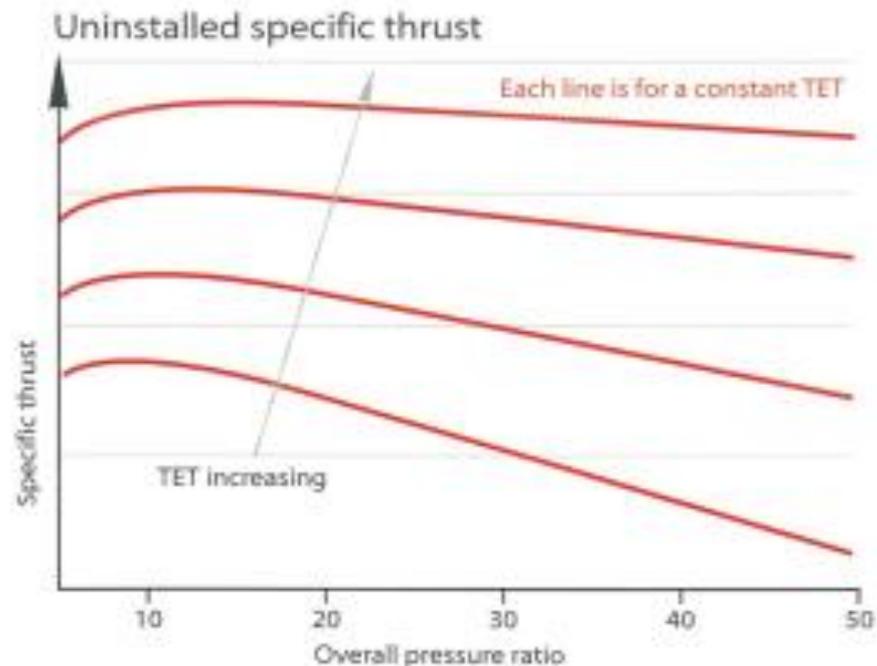
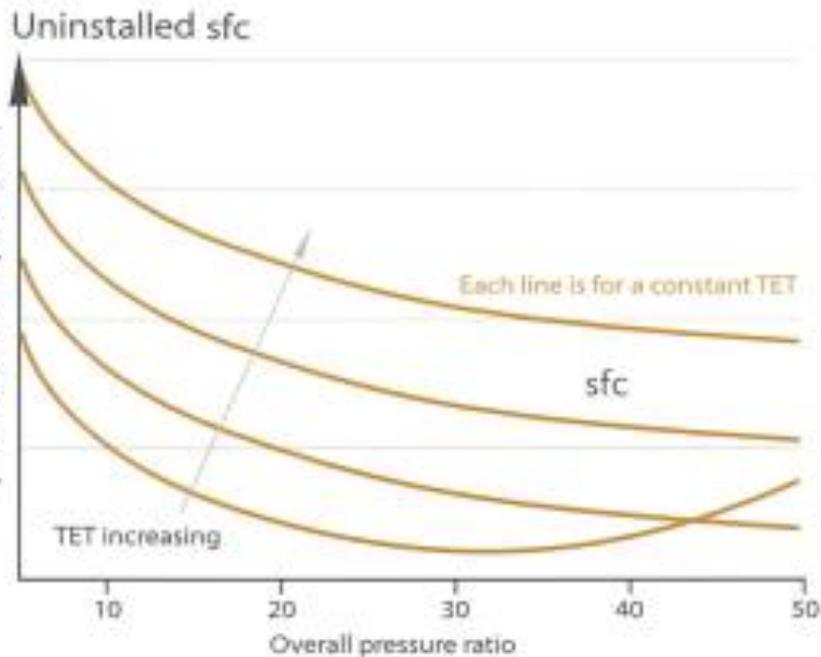
比推力:

タービン入り口温度上昇で増加

最適な圧力比が存在

低いTETでは圧力比8が最適

高いTETでは圧力比15が最適



圧力比増加⇒回転速度上昇⇒高強度材料

タービン入り口温度上昇⇒耐熱材料

# ターボファンエンジンの比推力と燃焼消費率

圧力比、タービン入り口温度、ファン圧力比、バイパス比がパラメータ

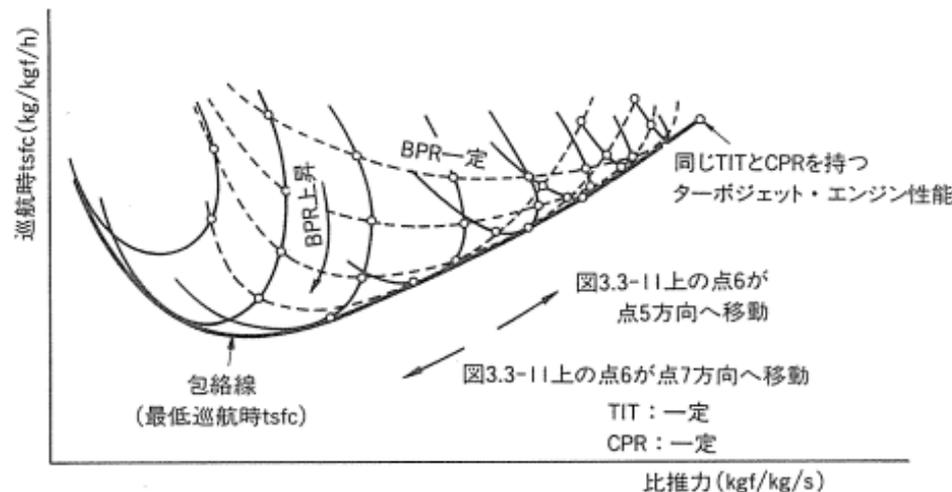
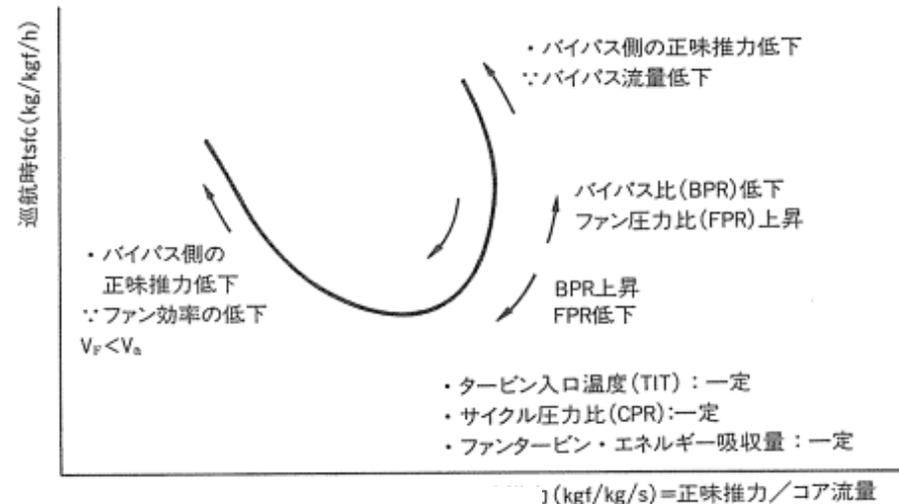
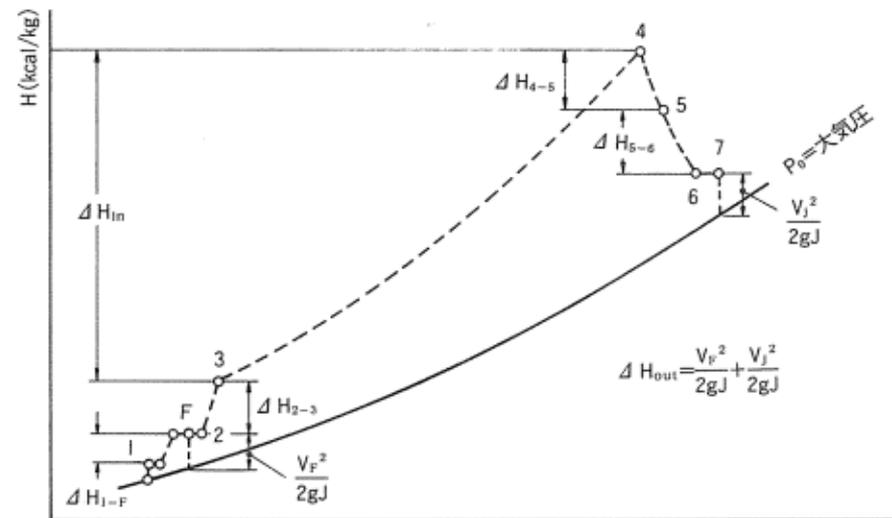
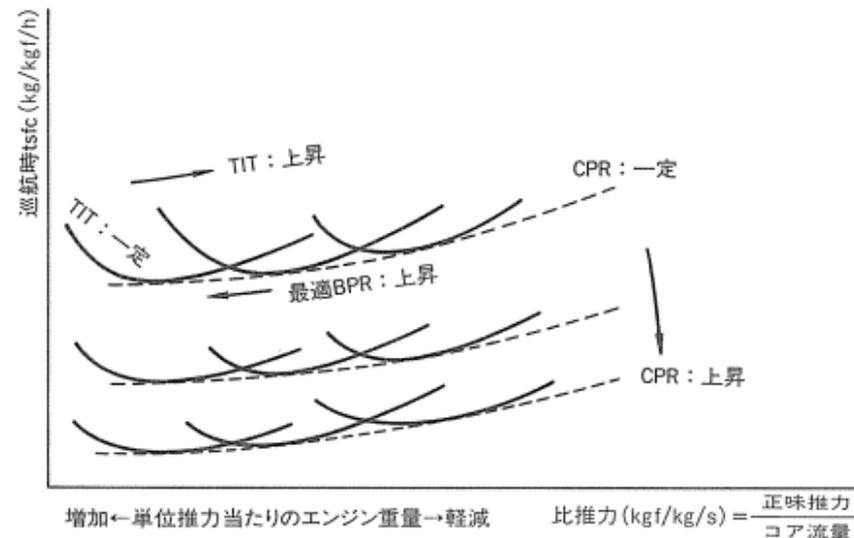
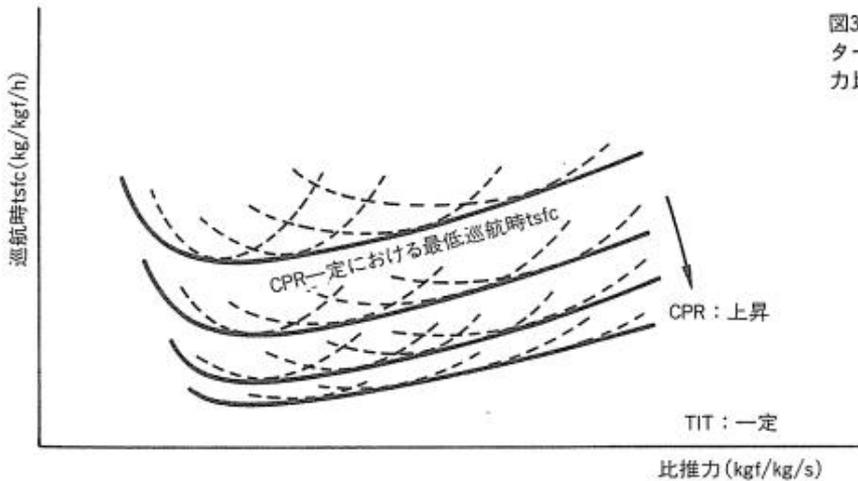


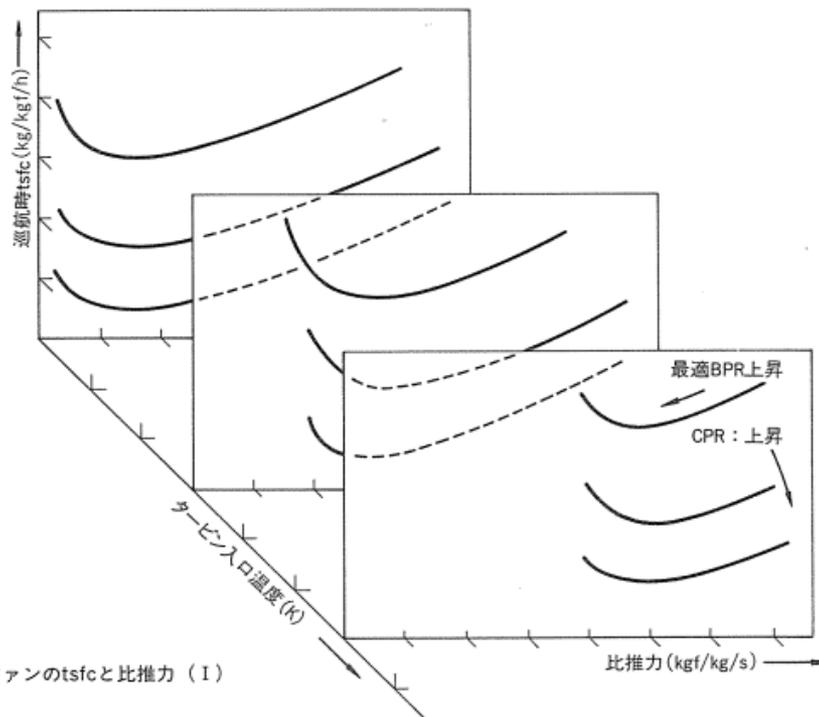
図3.3-14  
ターボファン  
力比の性能

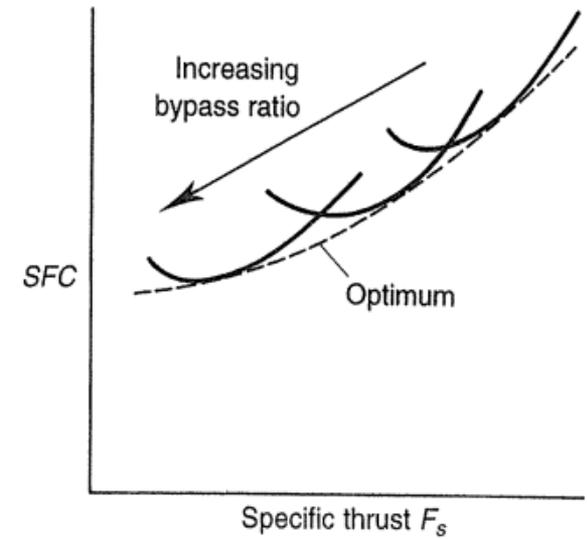
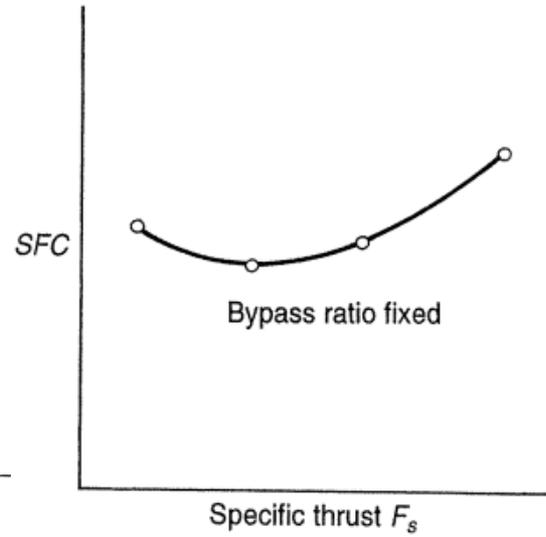
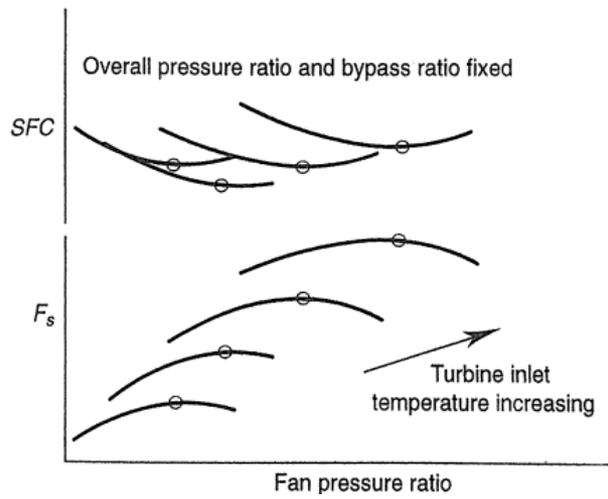
増加←エンジン構成要素数→減少  
減少←単位推力当たり燃料消費量→増加

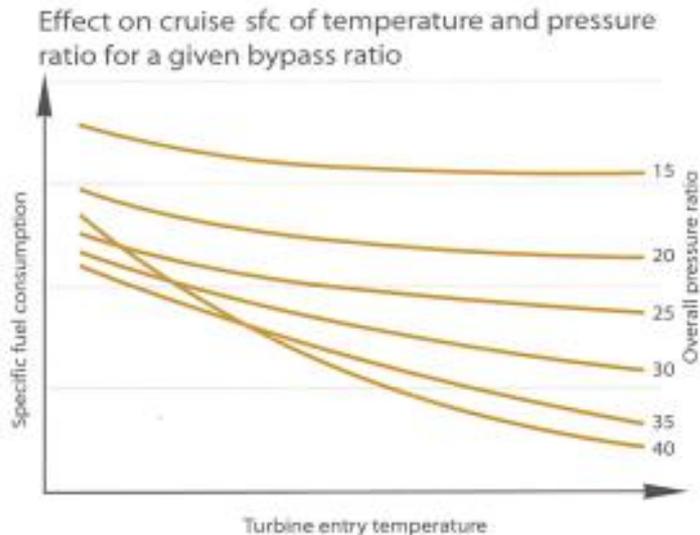
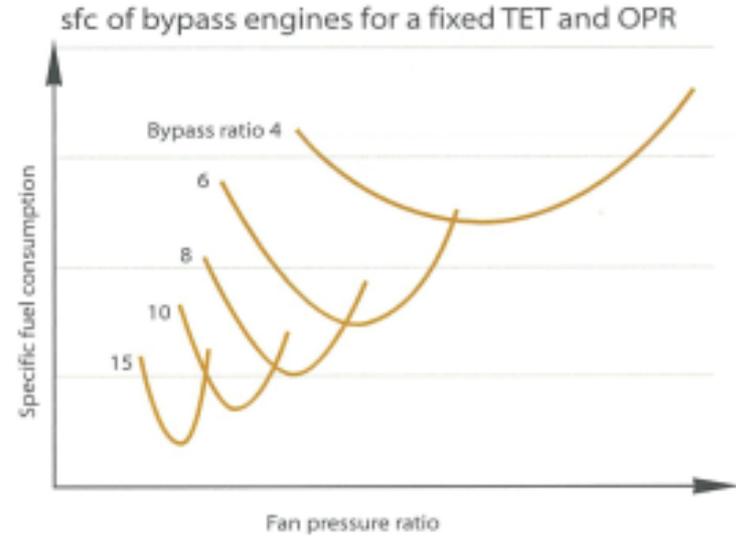
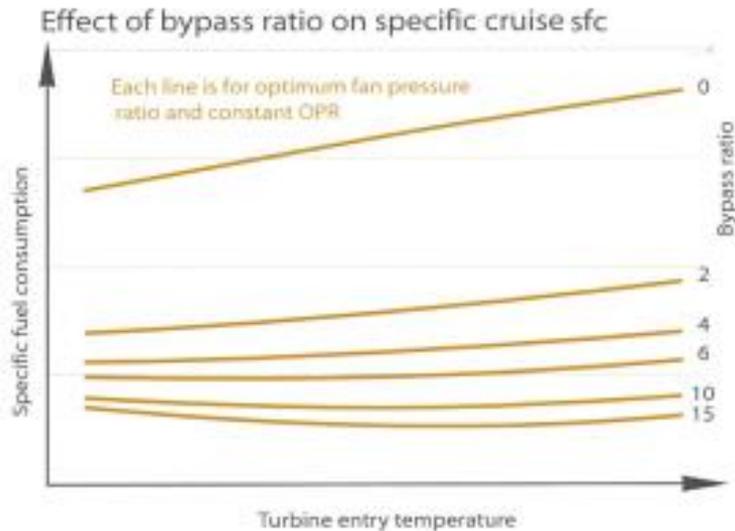


増加←単位推力当たりのエンジン重量→軽減

$$\text{比推力 (kgf/kg/s)} = \frac{\text{正味推力}}{\text{コア流量}}$$







燃料消費率:

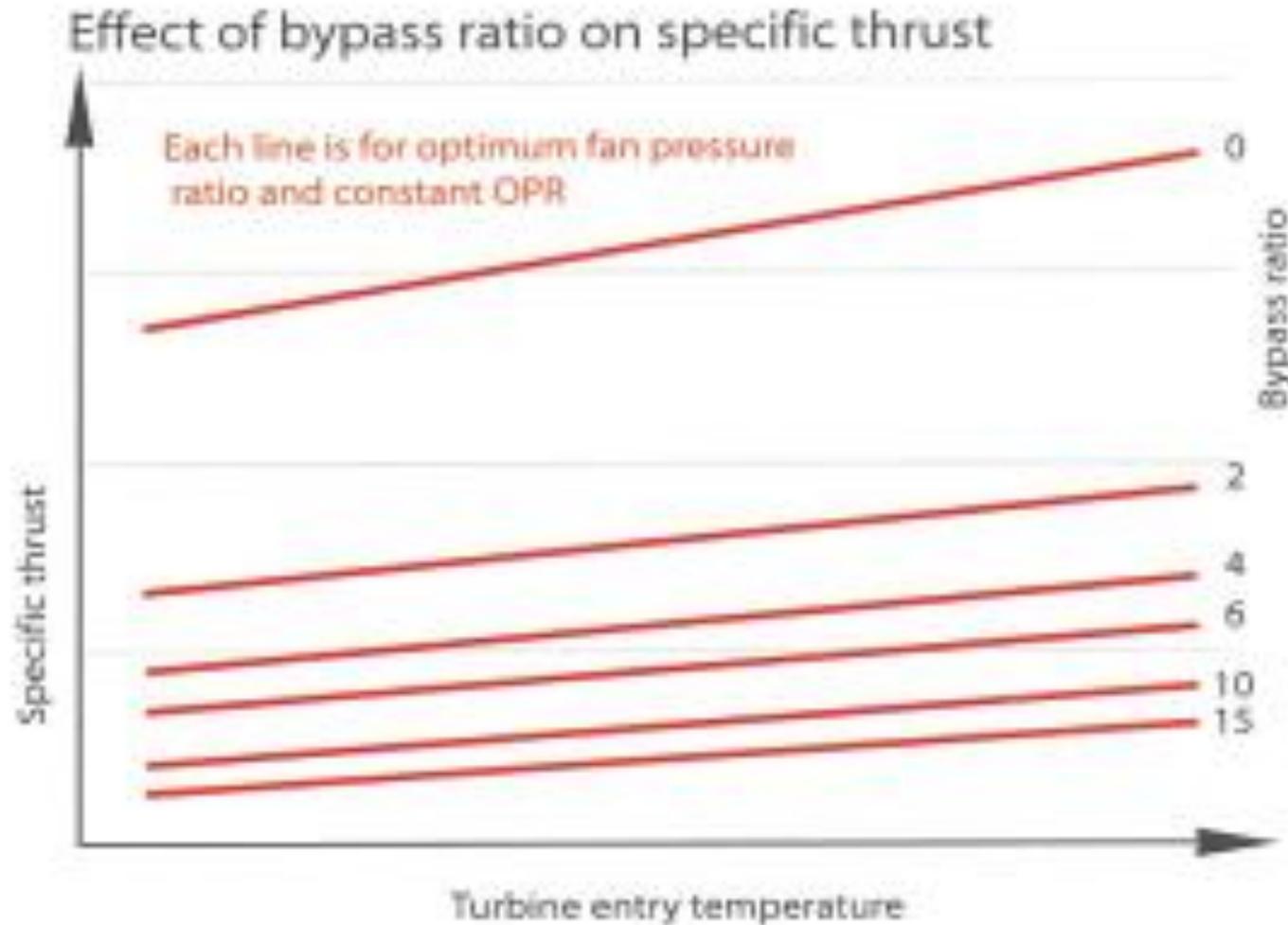
バイパス比増加で減少

最適なファン圧力比存在

圧力比増加で減少

高圧力比側ではタービン入り口温度上昇で減少

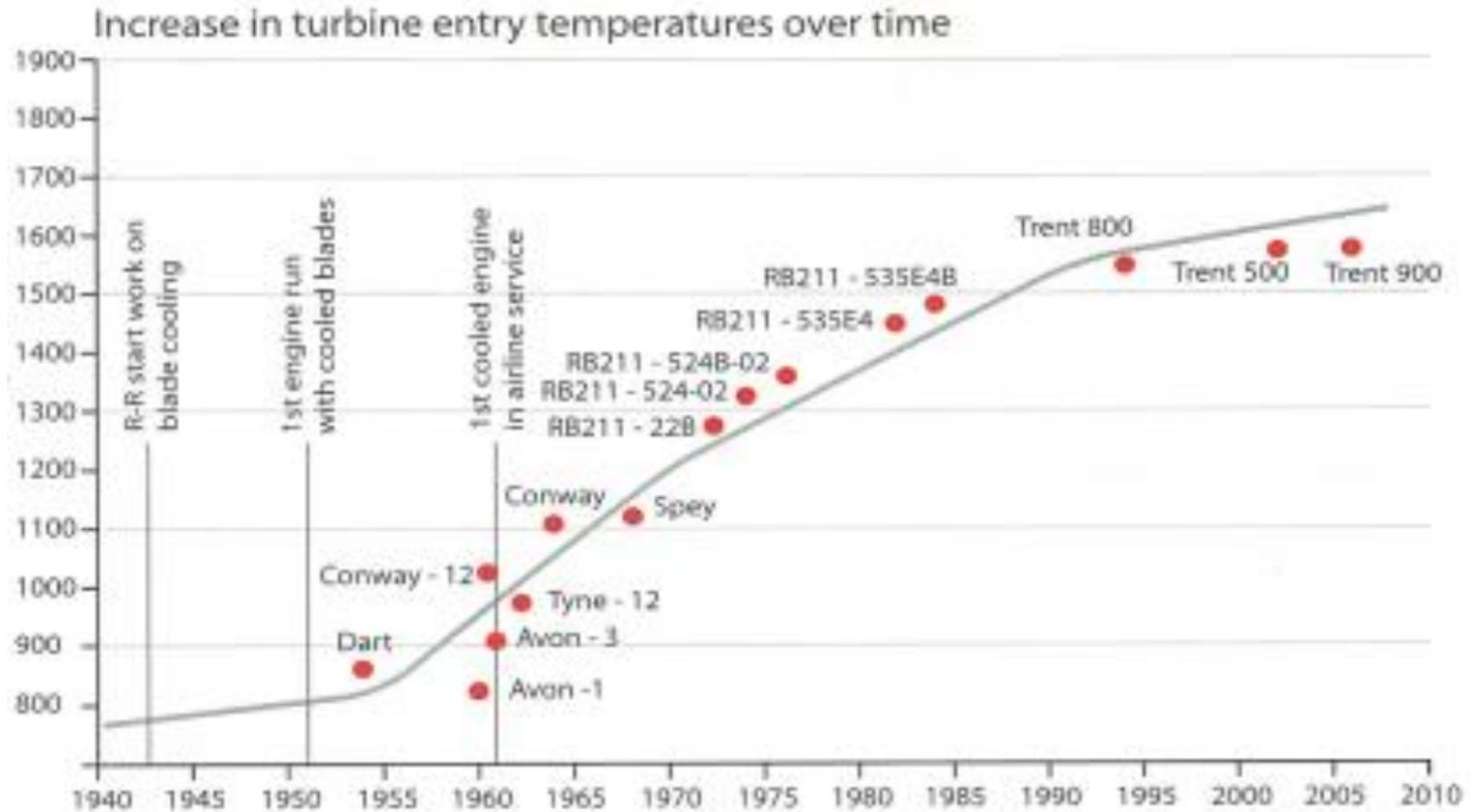
バイパス比の増加で比推力は減少



# タービン入り口温度の上昇

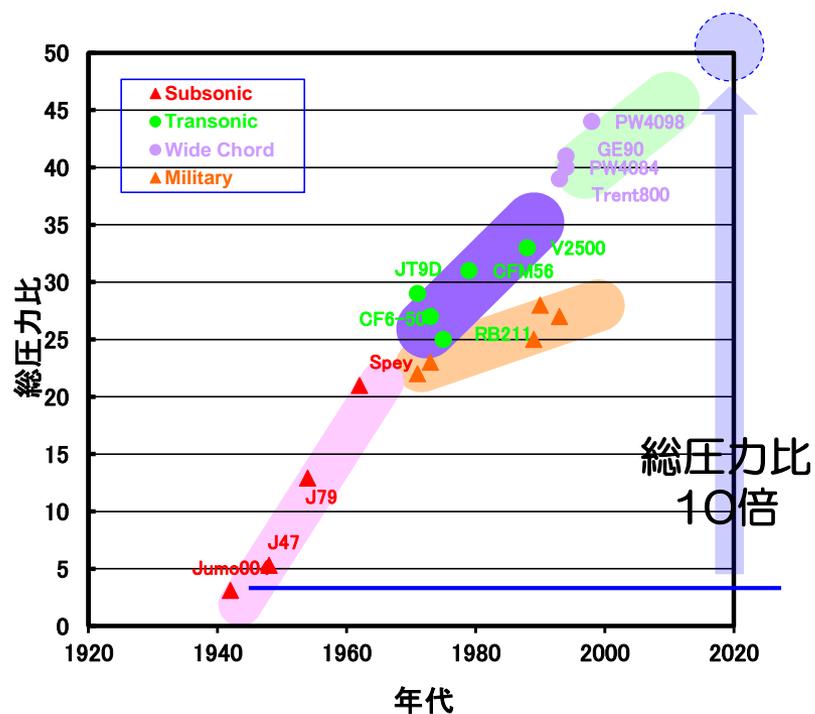
タービン入り口温度は900°C⇒1600°Cまで上昇

## The increase in turbine entry temperature

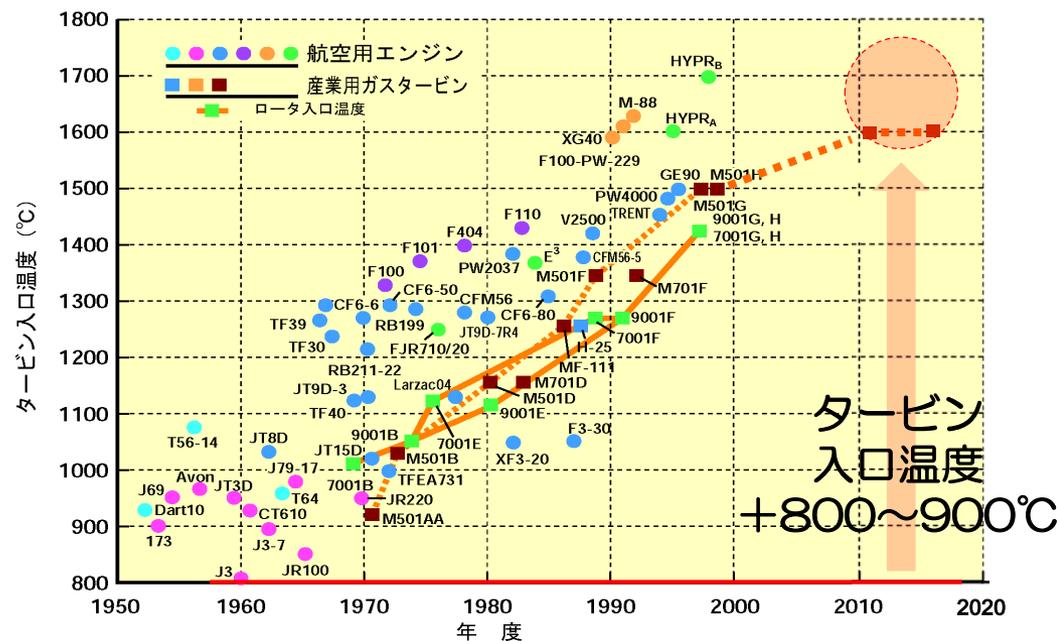


燃料消費率低減・比推力増加のため**圧縮機の高圧力比化、タービン入口温度高温化**

- **高圧力比化**: 初期のターボジェットに比べ、**総圧力比は10倍近くの50**に増大  
⇒空力設計の技術向上による
- **高温化**: 初期のターボジェットに比べ、**タービン入口温度は800~900℃**向上  
⇒冷却技術、材料技術の向上による



圧縮機総圧力比の動向

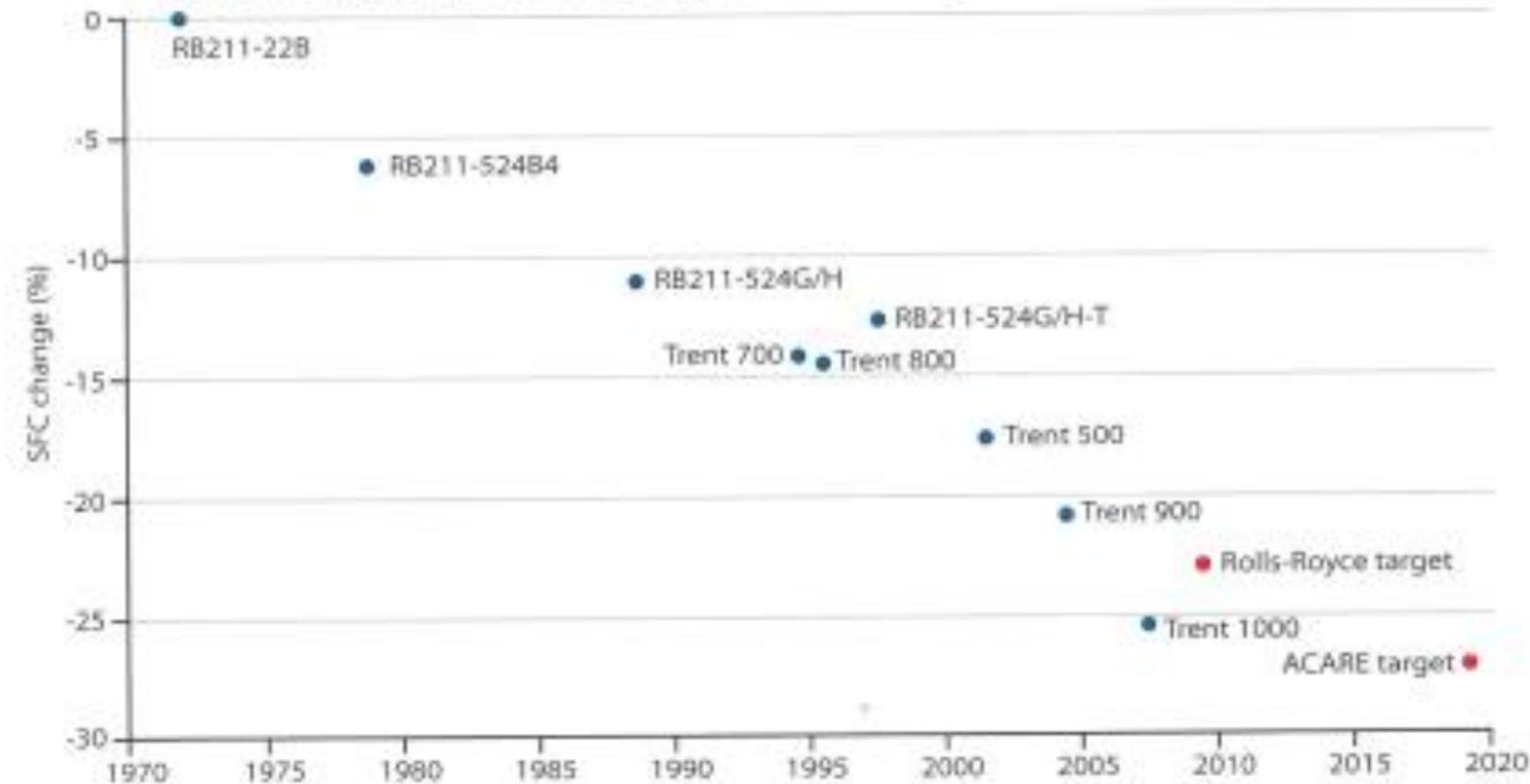


タービン入口温度の動向

# 過去40年間のSFCの改善

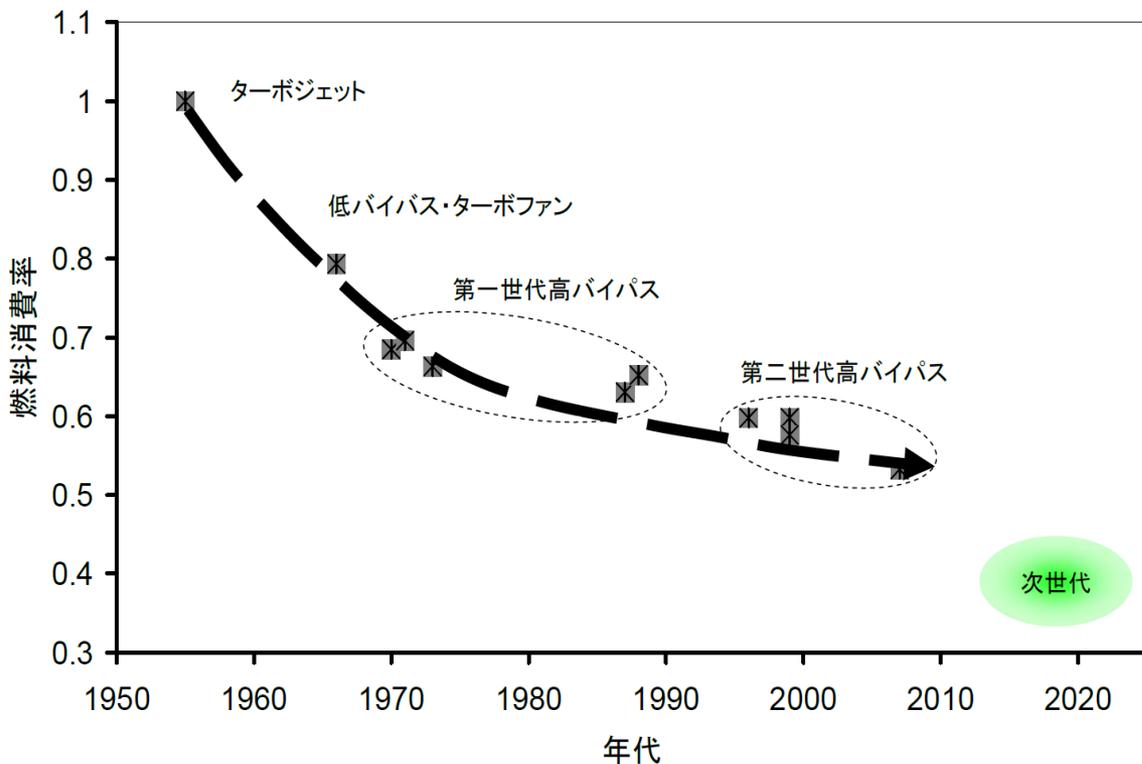
SFCは過去40年で25%改善

Improved engine fuel efficiency of the last 40 years



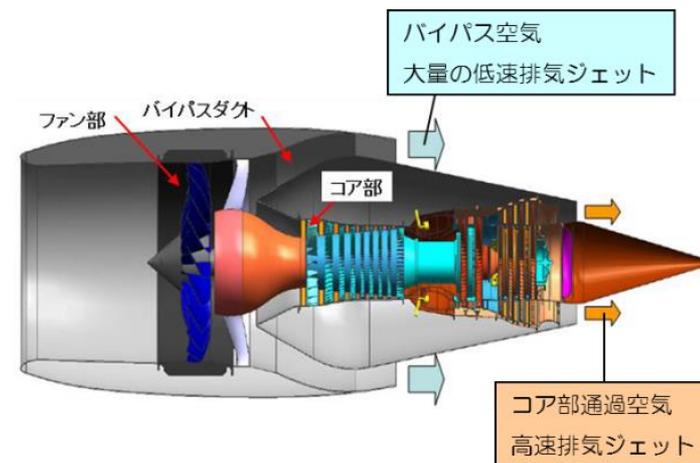
燃料消費率低減のためファン直径を大きくし、高バイパス化（ファン流量とコア流量の比）が図られてきた。

- 燃料消費は初期のターボジェットに比べて約50%まで半減。
- 高速排気ジェット量低減による騒音低減にも有効。
- 一方、重量も増大するため、燃料消費率と重量、騒音とのトレードオフが重要。



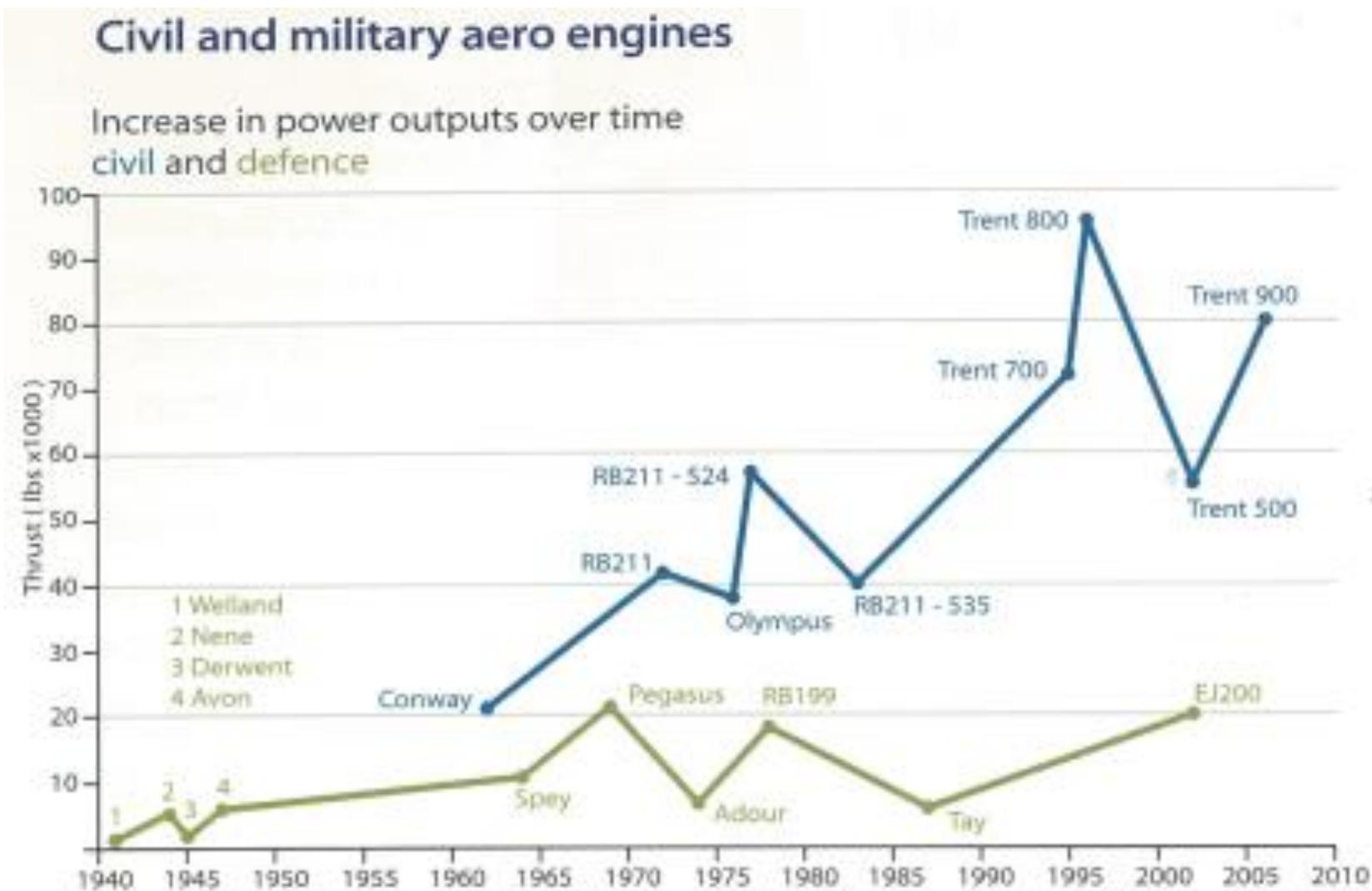
高バイパス比化の動向

$$\text{バイパス比} = \frac{\text{バイパス空気量}}{\text{コア部通過空気量}}$$



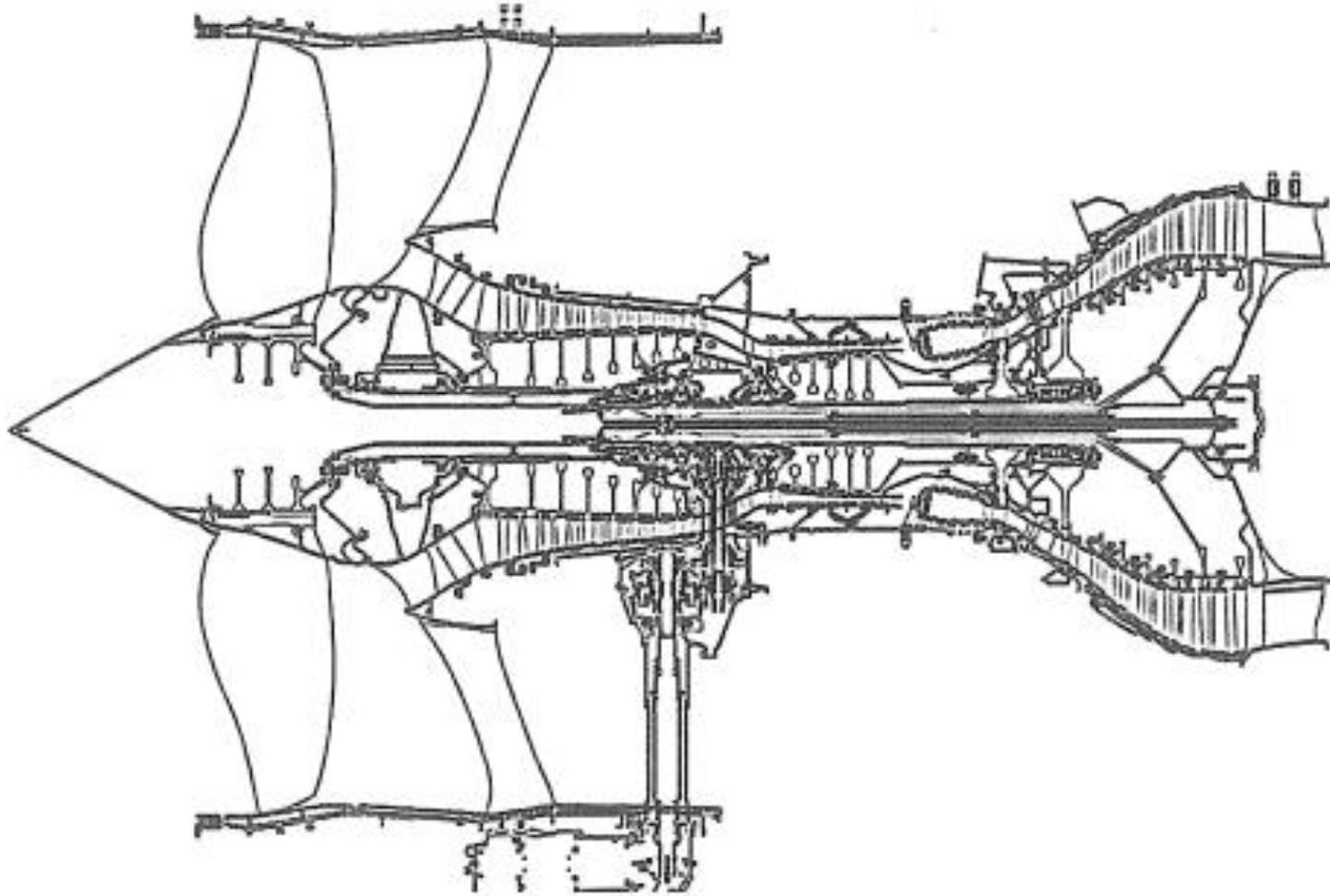
出典: (一財)日本航空機エンジン協会「民間航空機用エンジンの動向と展望等について」  
[http://www.mext.go.jp/b\\_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/004/shiryo/\\_icsFiles/afieldfile/2010/06/08/1292853\\_2.pdf](http://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/004/shiryo/_icsFiles/afieldfile/2010/06/08/1292853_2.pdf)

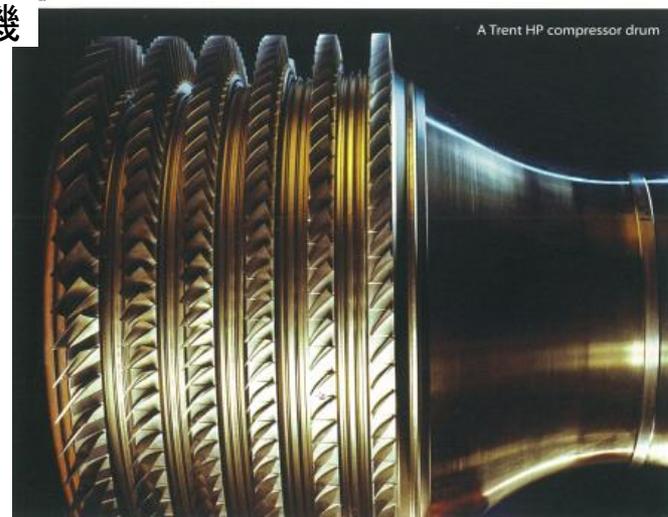
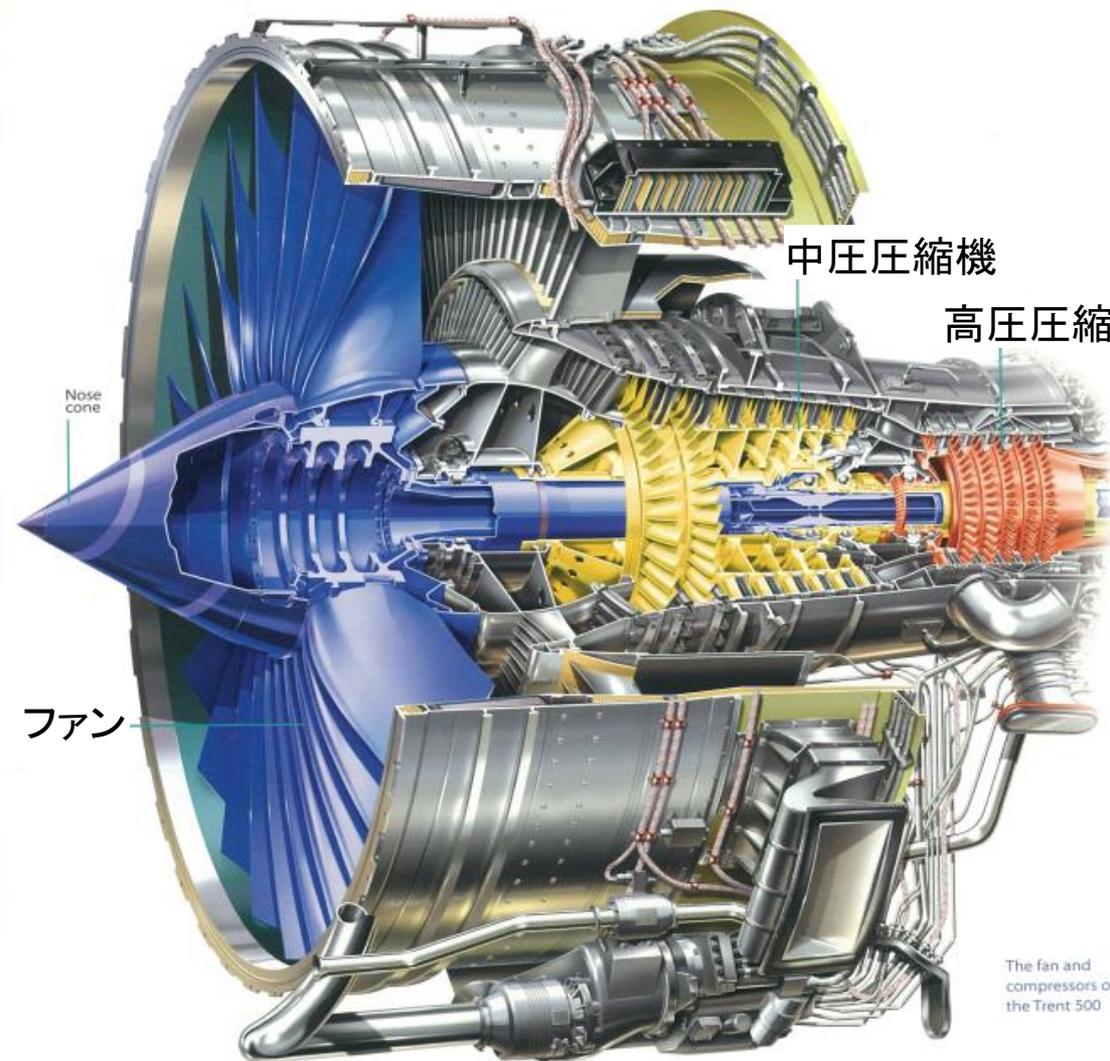
過去40年で推力は5倍



ガス通路、段数、軸受け配置など概念設計し大まかなコンフィギュレーションの決定

⇒各要素設計に着手

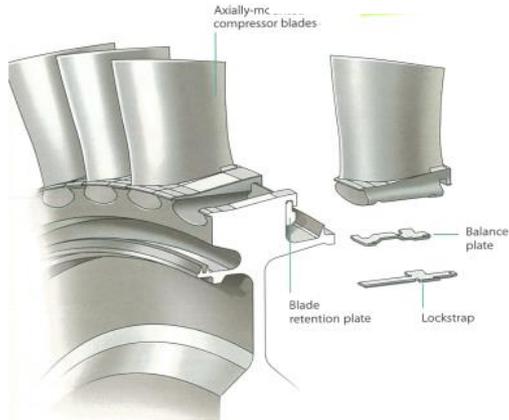




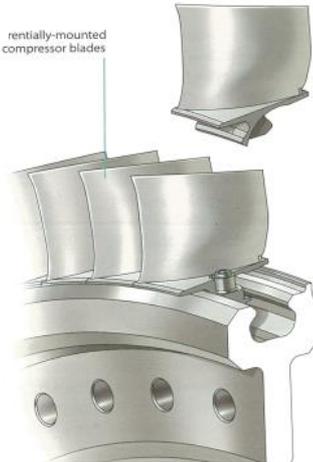
高圧圧縮機ロータ

## RRエンジンの例

## 動翼の構造



軸方向からディスクへ



周方向からディスクへ



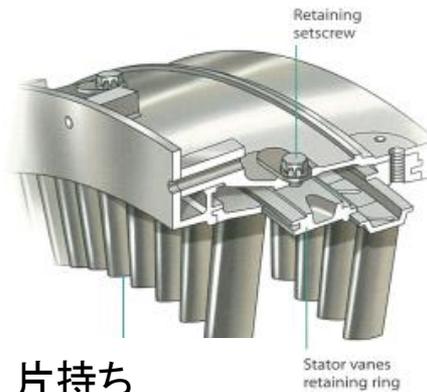
動翼とディスク  
は別部品



動翼とディスク  
が一体部品  
(BliskまたはIBR)

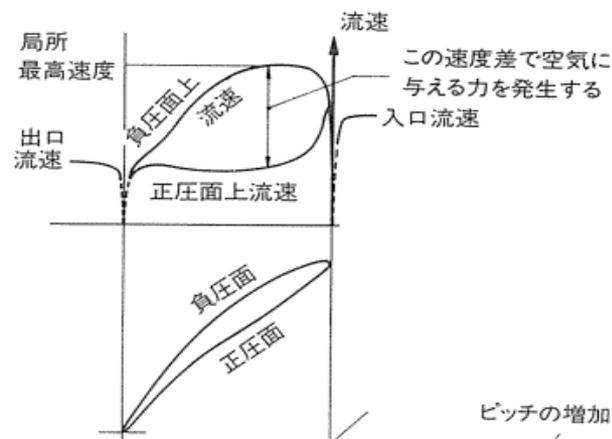
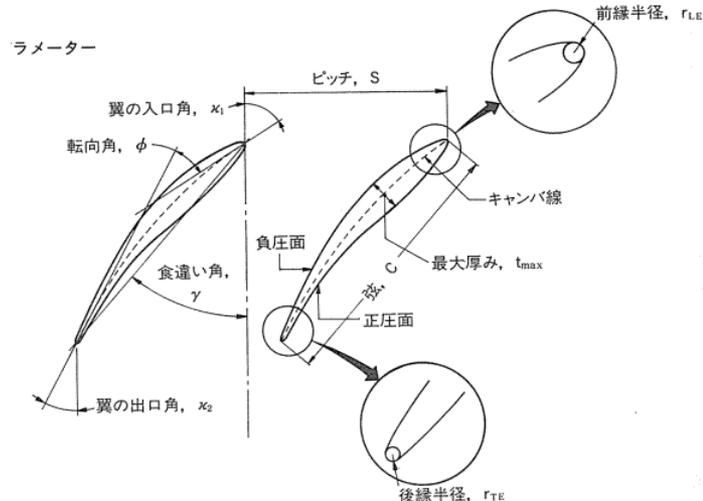
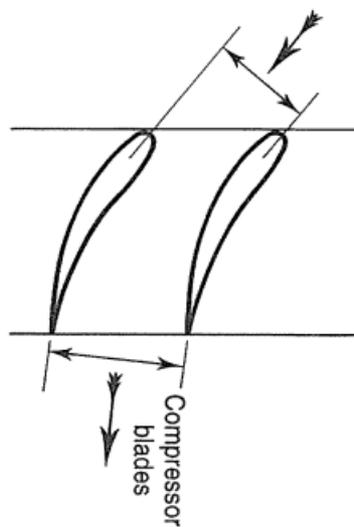
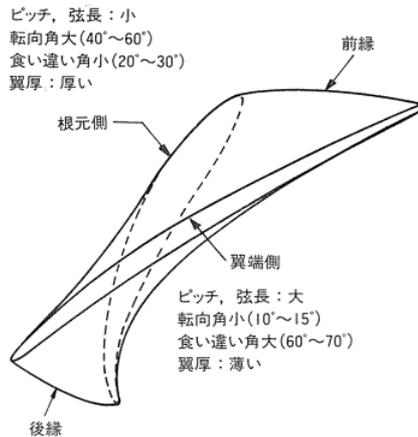
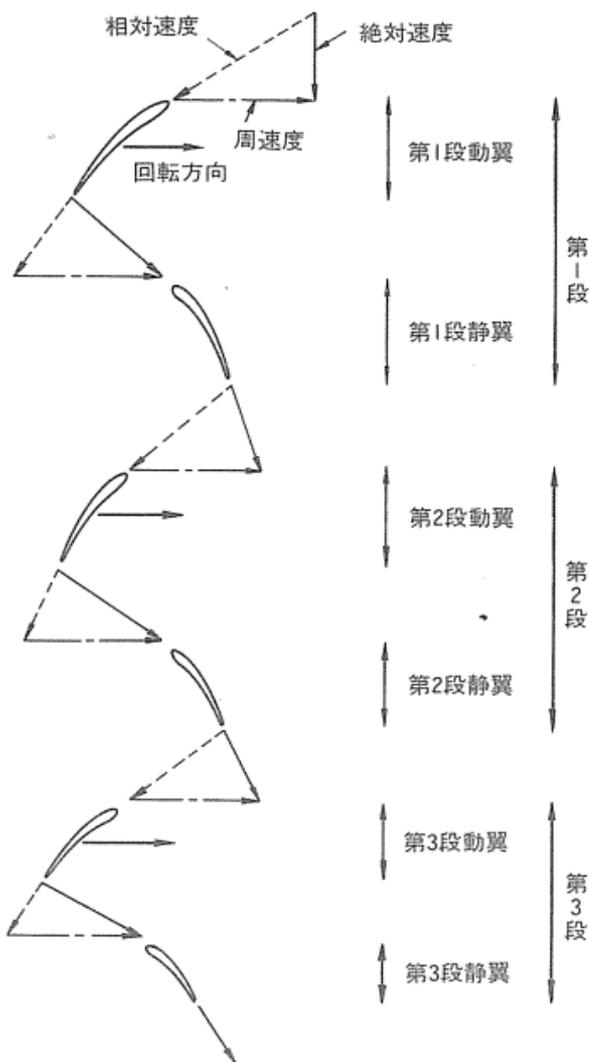


シュラウド付き



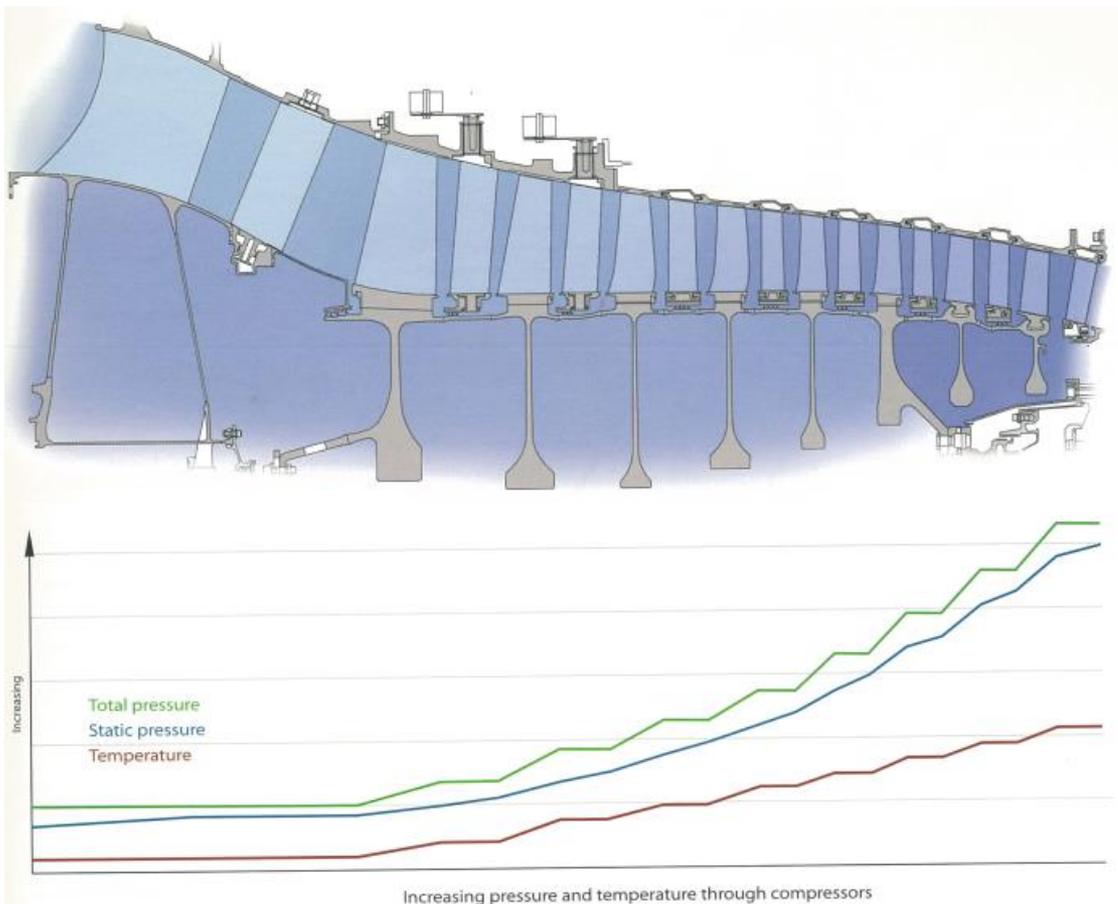
片持ち

## 圧縮機の各翼列は減速流れ



入口より出口が広い  
相対速度は入口より出口が遅い:  
境界層が発達⇒損失や剥離の可能性が増大

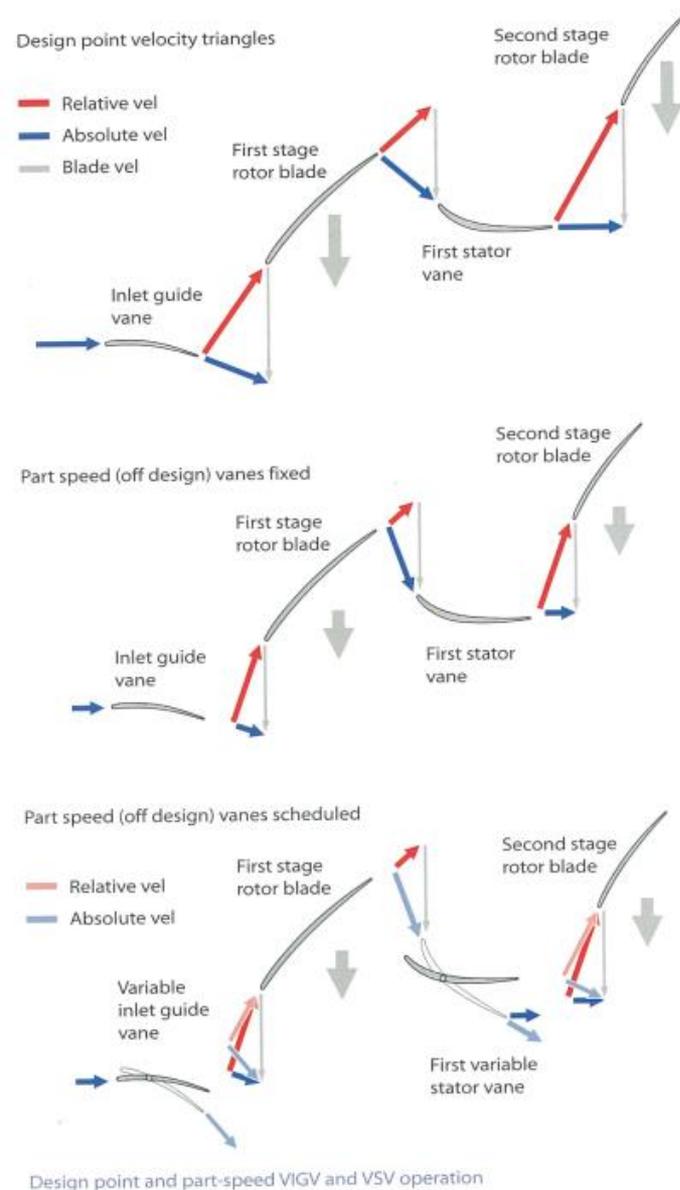
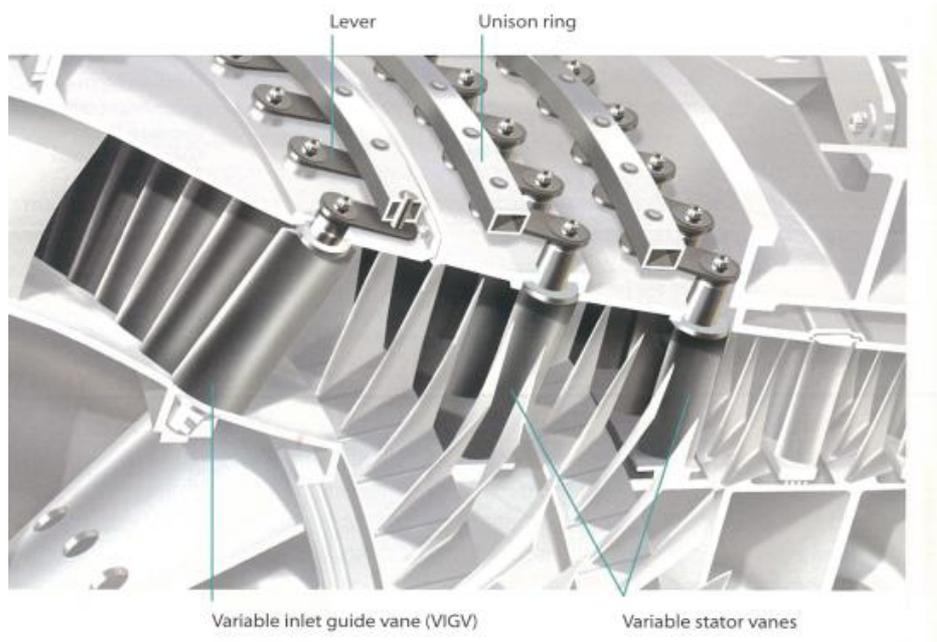
圧力・温度が上昇: 険しい山を登るようなもの

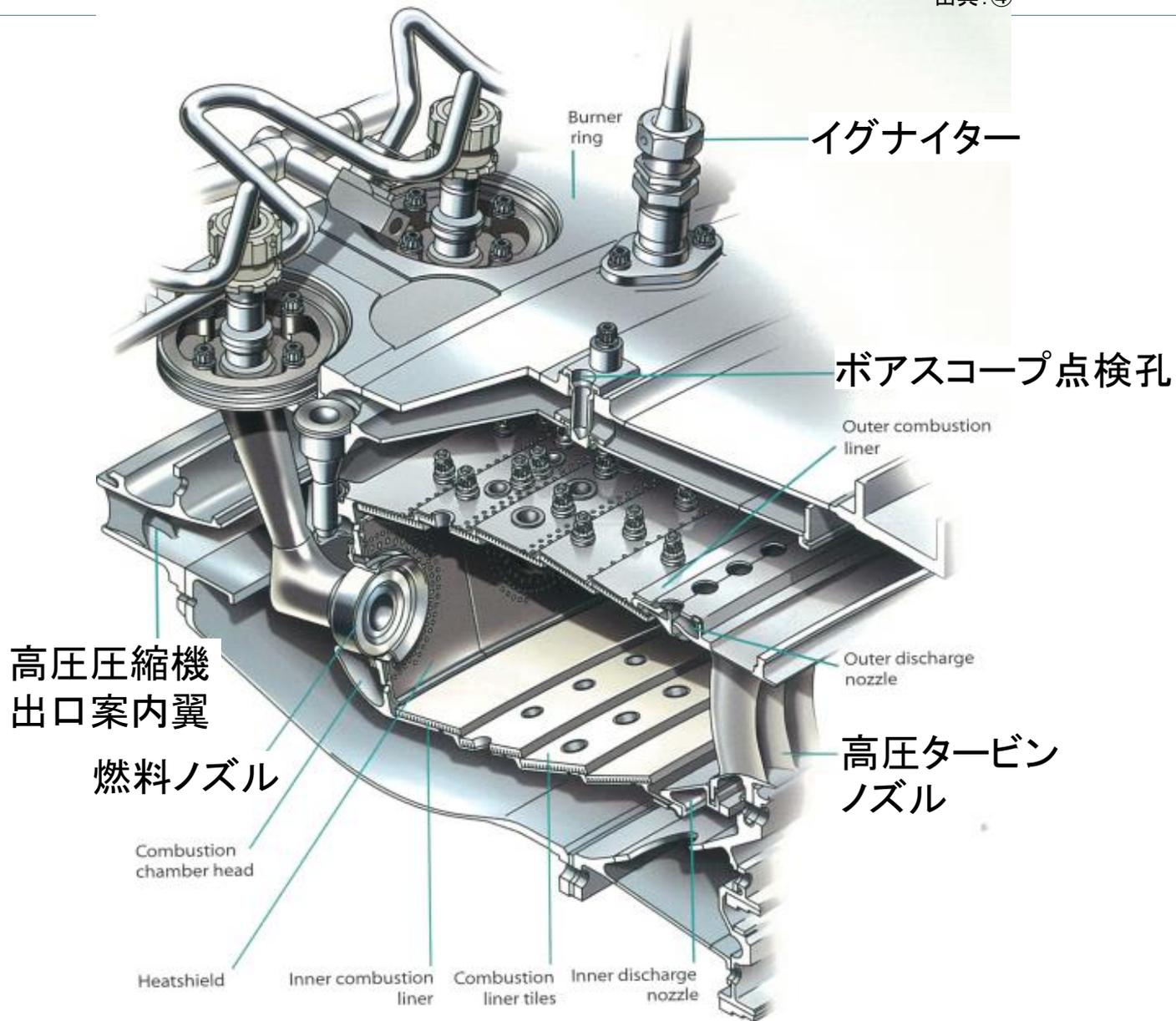


サージ

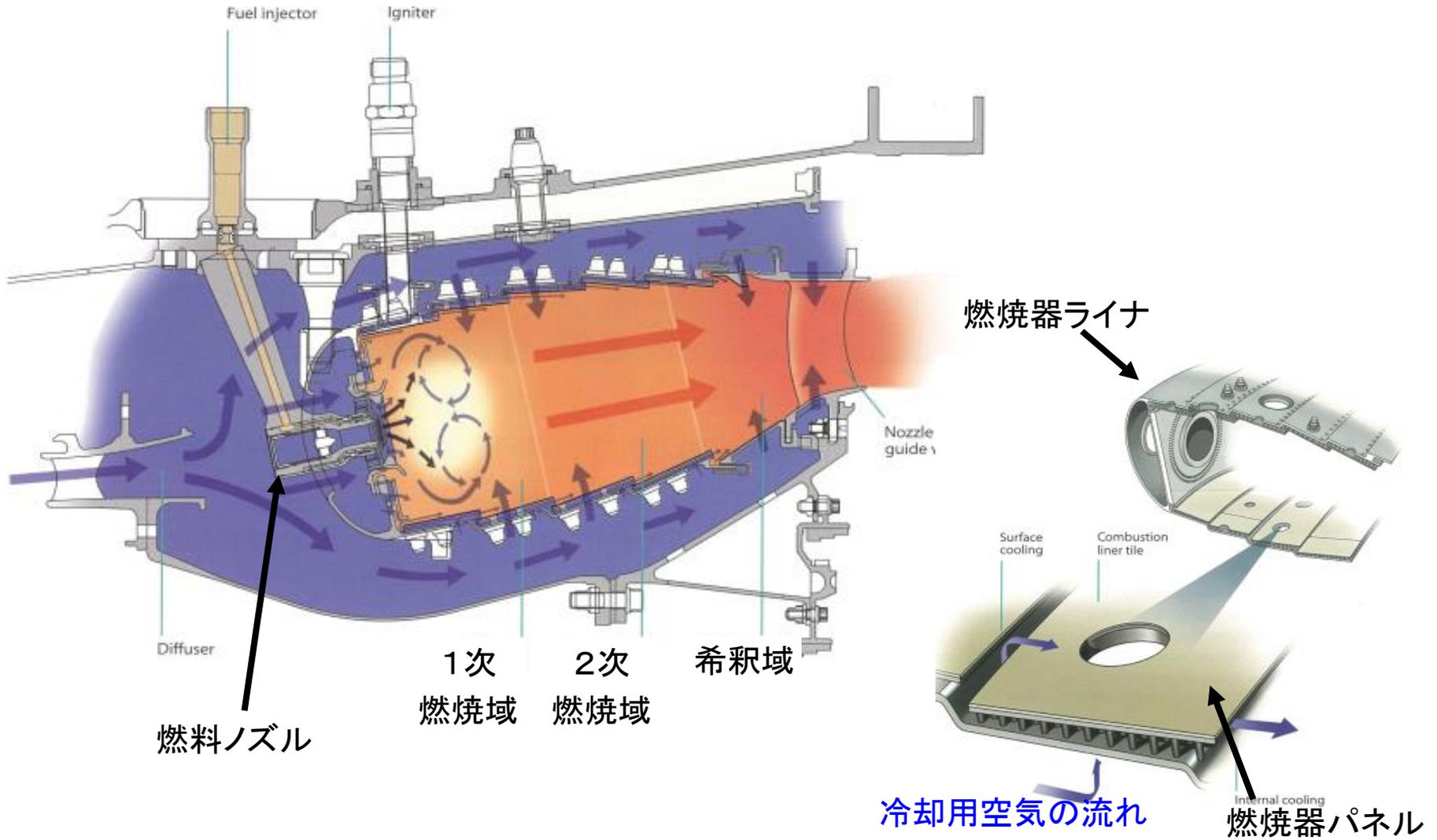
- ・圧縮機だけでなく上流側ダクト、下流の燃焼器、タービンノズルを含めたシステムの不安定現象
- ・静翼と動翼の失速が引き金になることが多い
- ・圧縮機内の流れが下流側の管路抵抗に勝って流れきれぬかどうか。険しい山を登り切れるかどうか。
- ・サージが発生すると下流の高温・高圧のガスが圧縮機内を逆流。この逆流がいったん終わると流れが元に戻るが、サージが発生する状態は残っており再び逆流が発生。
- ・こういった不安定な状態が繰り返し発生し圧縮機などの損傷を起こす。

広範な運転範囲で安定に作動させるために  
静翼に可変構造

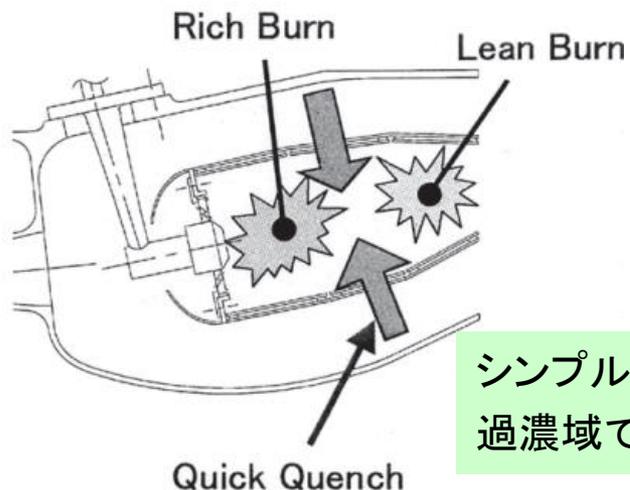




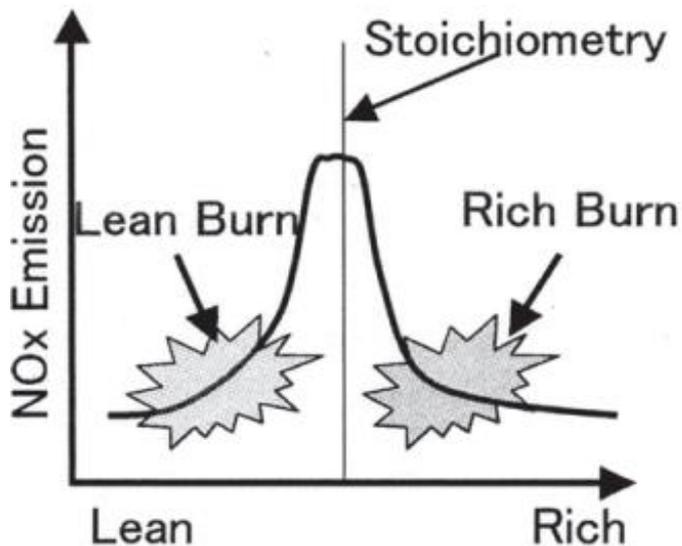
# 燃焼器内部の流れ



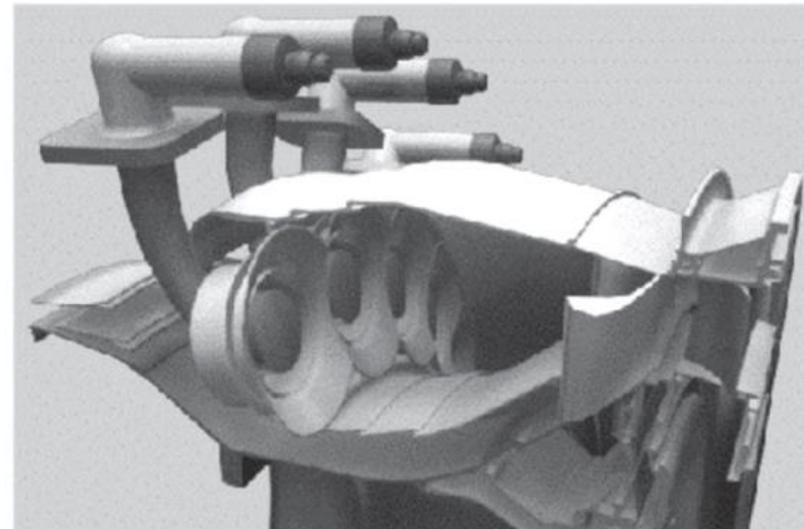
## RQL方式(過濃・急希釈・希薄燃焼)



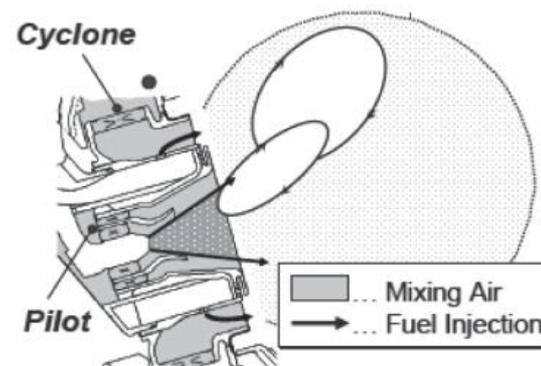
シンプルで安定作動  
過濃域でのSmoke発生



## Lean Burn方式(希薄予混合燃焼)



複雑で作動範囲が狭く振動燃焼発生  
低NOx化の余地大

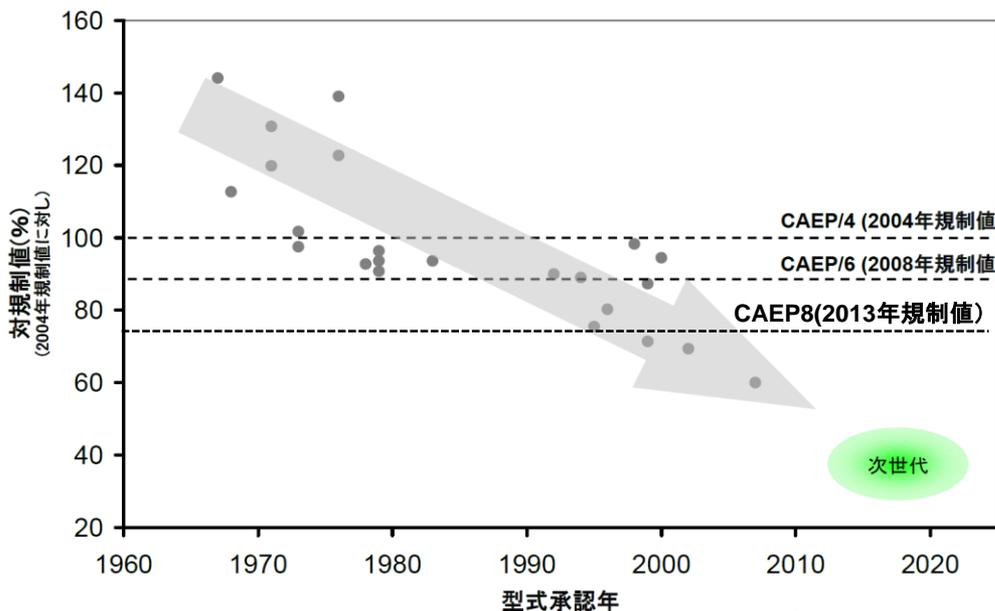


TAPS Fuel Nozzle & Swirler Arrangement

エミッション(NO<sub>x</sub>:窒素酸化物)が規制強化されており、2008年規制値(CAEP6)に対し、中大型機で15%削減した規制値(CAEP8)が適用されている

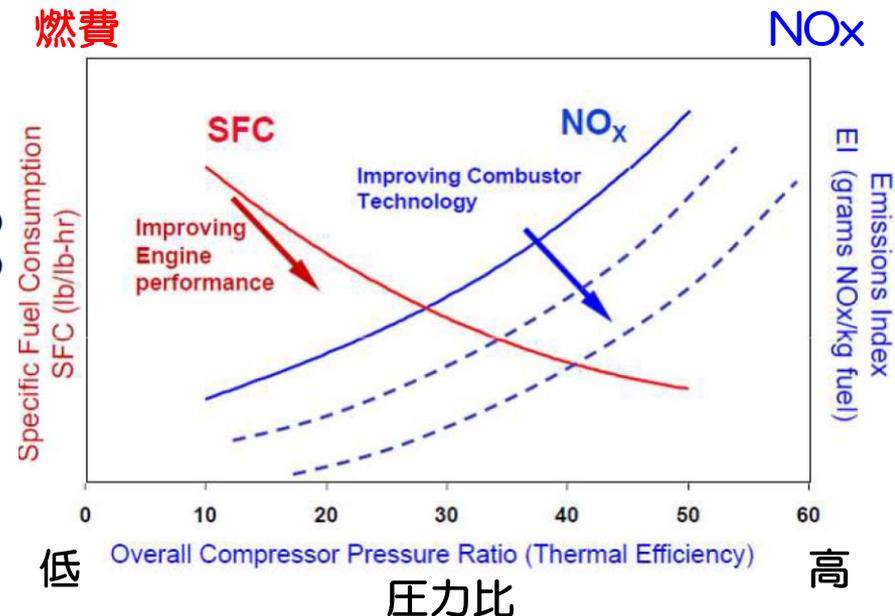
- 低燃費化とエミッション抑制との両立が課題  
低燃費化(SFC低減)⇒高圧力比・高温化⇒NO<sub>x</sub>増大
- さらに厳しい規制値(CAEP10)が2020年から適用される計画であり、これに対応可能な次世代低減技術開発が進められている

※CAEP: Committee on Aviation Environmental Protection



NO<sub>x</sub> 規制値の動向

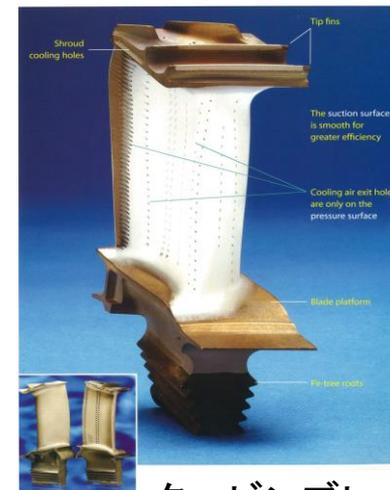
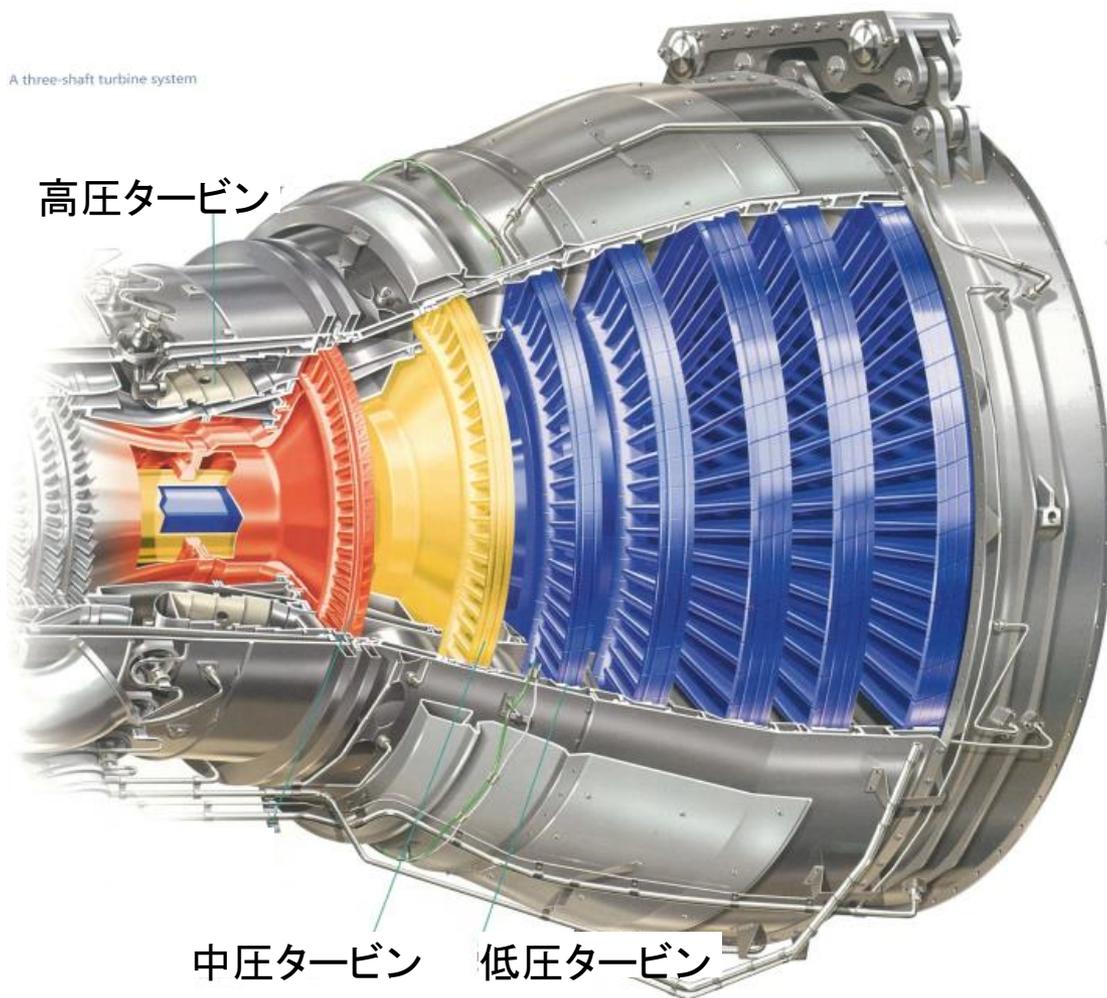
出典: (一財)日本航空機エンジン協会「民間航空機用エンジンの動向と展望等について」  
[http://www.mext.go.jp/b\\_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/004/shiryo/\\_icsFiles/afieldfile/2010/06/08/1292853\\_2.pdf](http://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/004/shiryo/_icsFiles/afieldfile/2010/06/08/1292853_2.pdf)



低燃費化とNO<sub>x</sub>低減の相関関係

出典: Overview of NASA's Environmentally Responsible Aviation  
[www.aeronautics.nasa.gov/pdf/asm\\_2010\\_collier\\_508.pdf](http://www.aeronautics.nasa.gov/pdf/asm_2010_collier_508.pdf)

A three-shaft turbine system



タービンブレード



タービンディスク  
翼溝部

RRエンジンの例

# タービンの速度三角形

## 各翼列は増速流れ

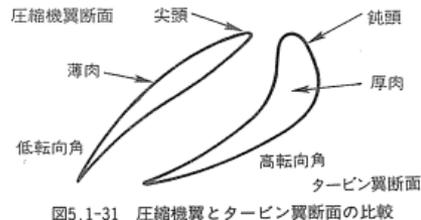
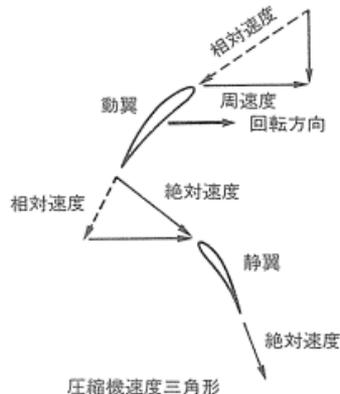
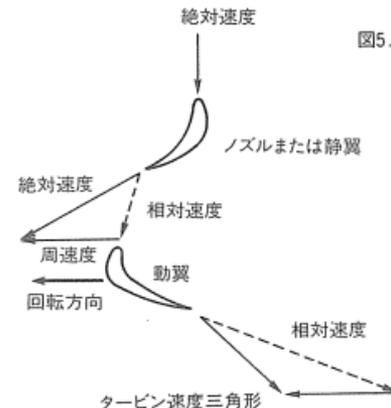


図5.1-31 圧縮機翼とタービン翼断面の比較

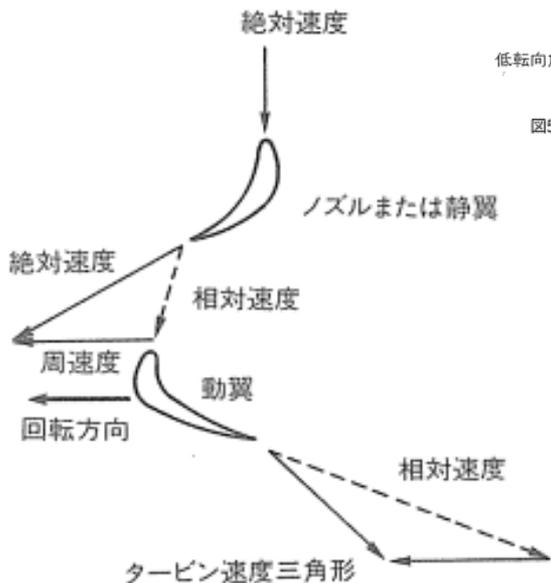


圧縮機速度三角形



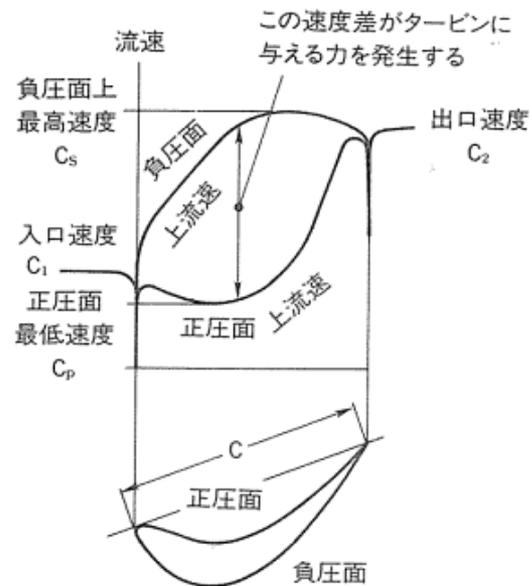
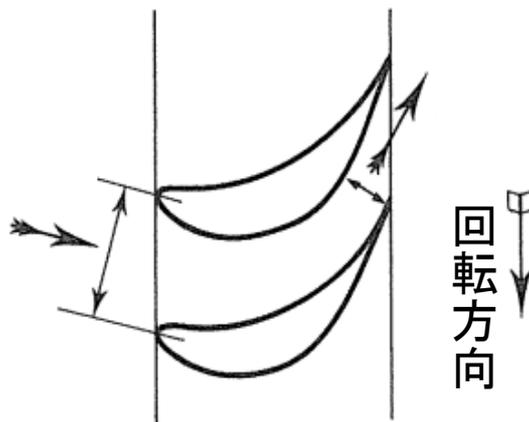
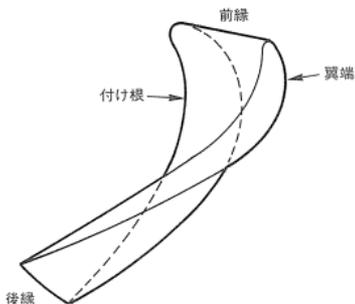
タービン速度三角形

図5.1-27 軸流圧縮機と軸流タービンの速度三角形



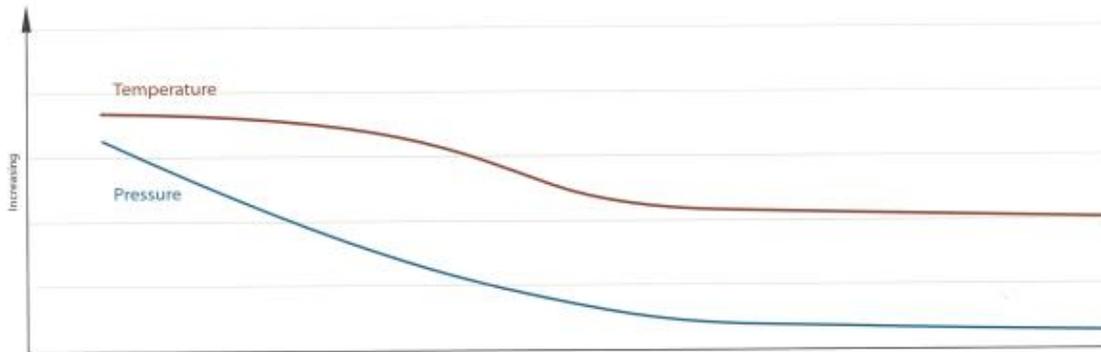
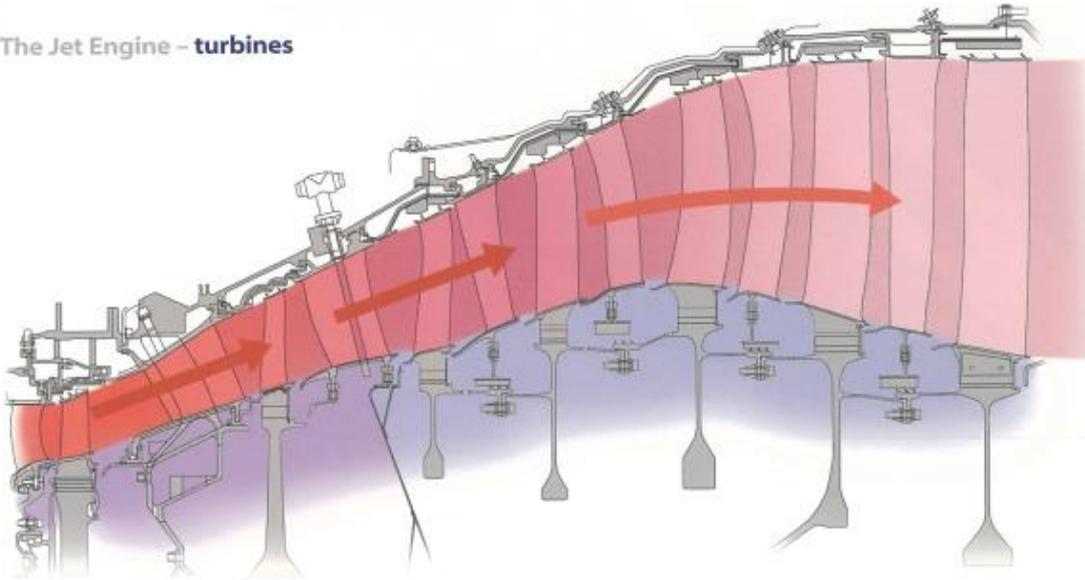
タービン速度三角形

入口より出口が狭い  
相対速度は入口より出口が早い  
圧縮機に比べ境界層発達は抑制  
⇒ 損失や剥離の可能性は小

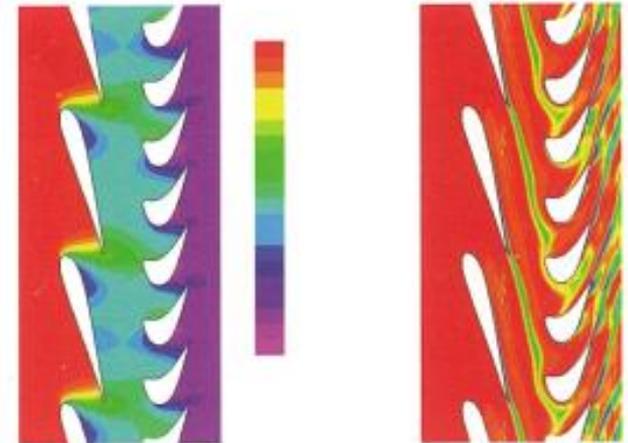
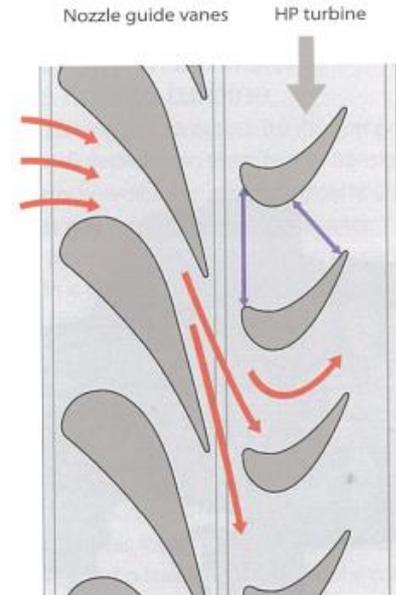


圧力と温度は減少

The Jet Engine - turbines



Reducing pressure and temperature through turbines

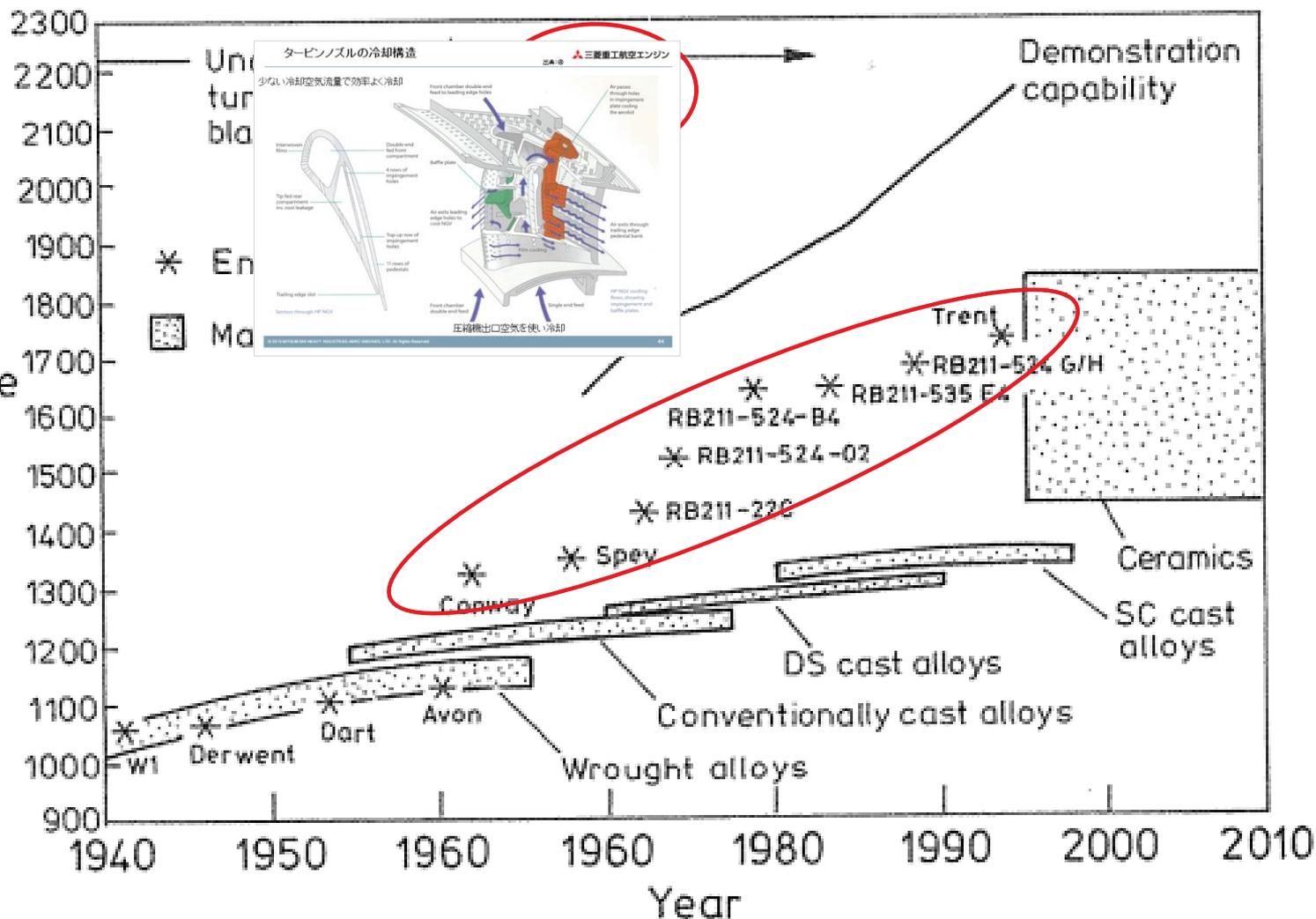


CFD analysis of HP turbines

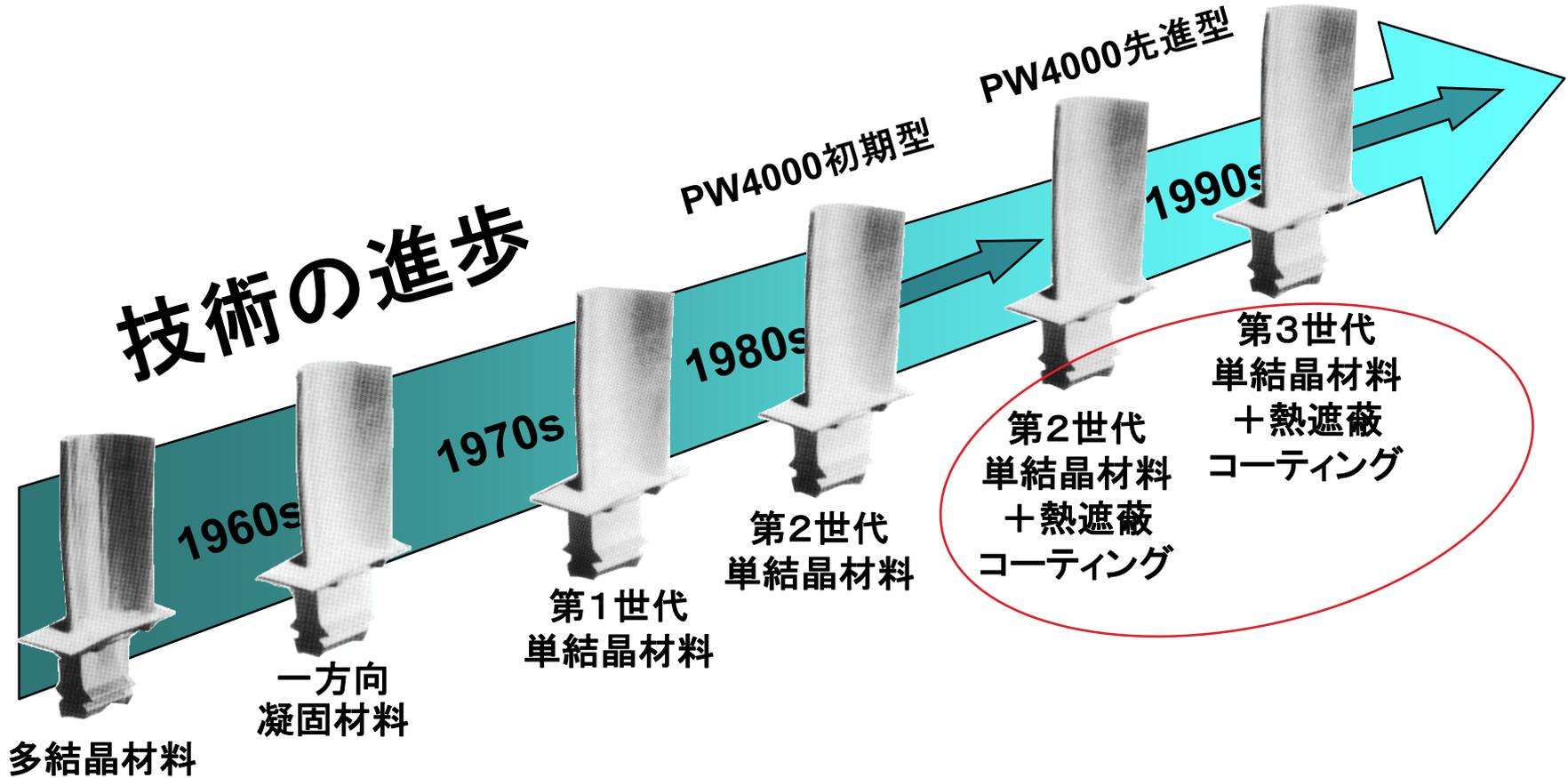
# タービン入り口温度と材料の耐熱温度

タービン入り口温度の高温化は材料の耐熱温度の上昇だけでは不十分で、冷却や熱遮蔽コーティング (Thermal Barrier Coating) で成立

Take off turbine entry temperature (K)

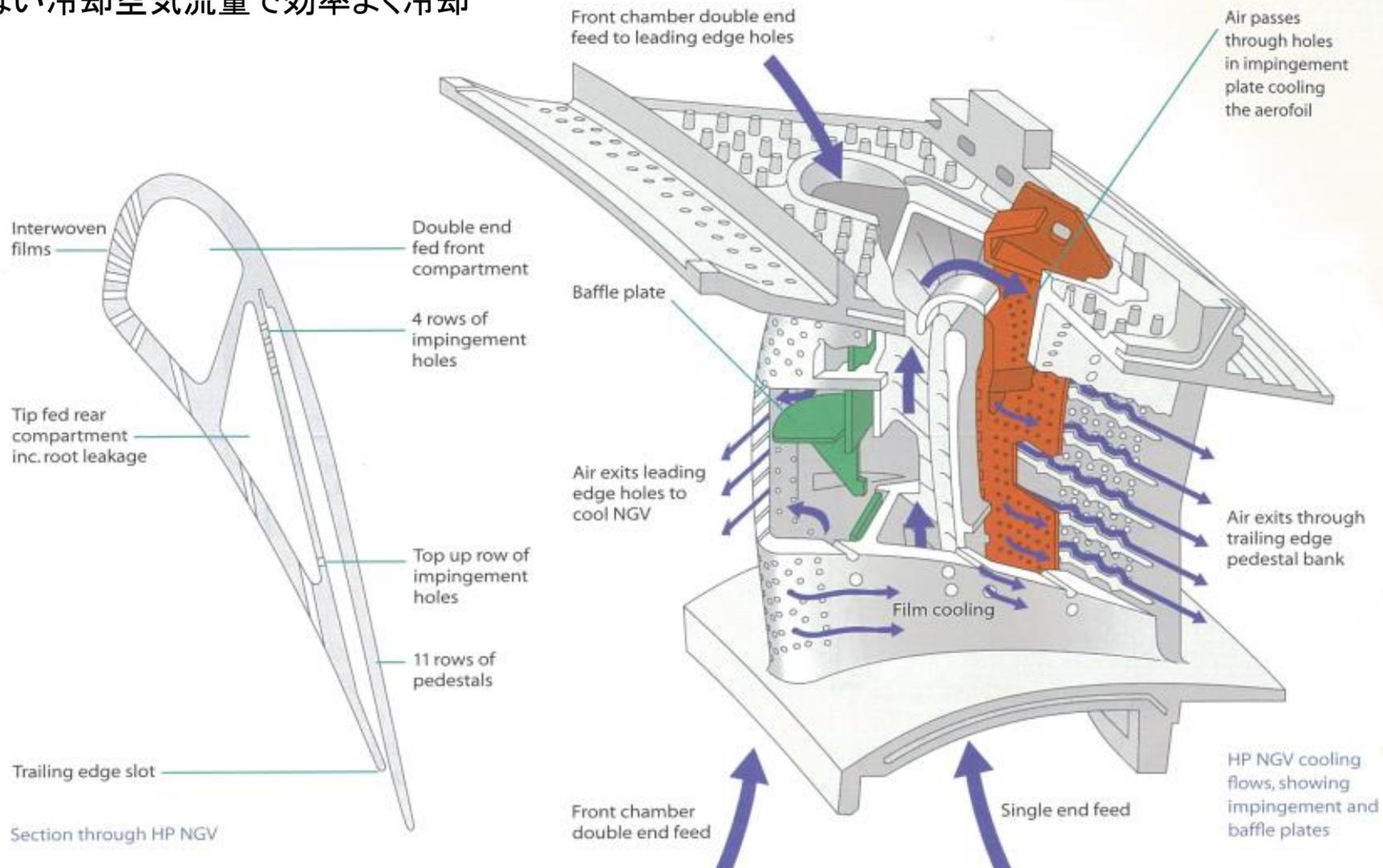


耐熱温度向上



# タービンノズルの冷却構造

少ない冷却空気流量で効率よく冷却

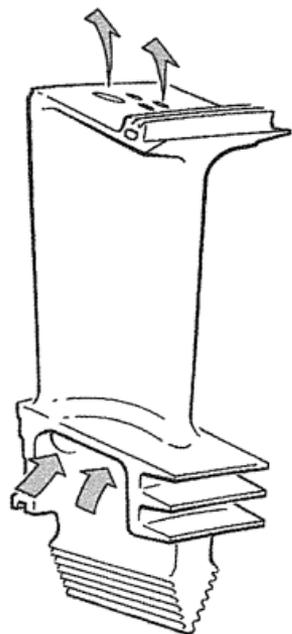


圧縮機出口空気を使い冷却

# タービンブレードの冷却構造

■ LP cooling air

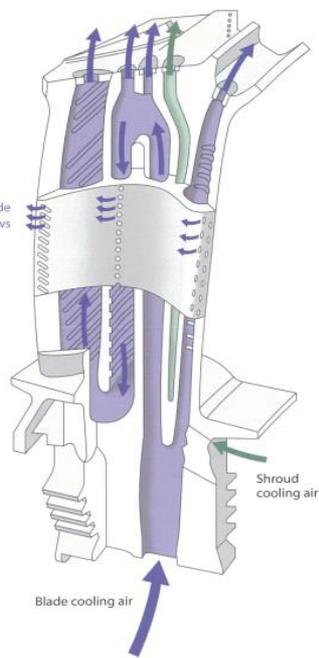
■ HP cooling air



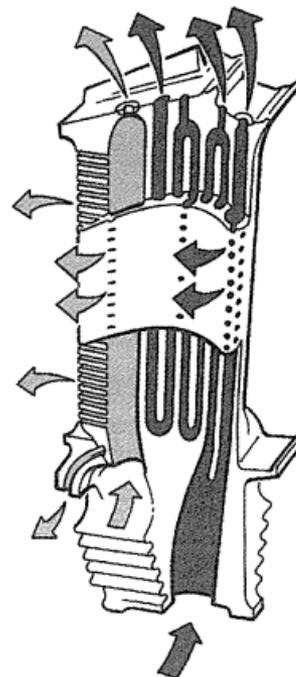
Single pass,  
internal cooling  
(1960s)

through an IP  
blade showing  
triangular angle

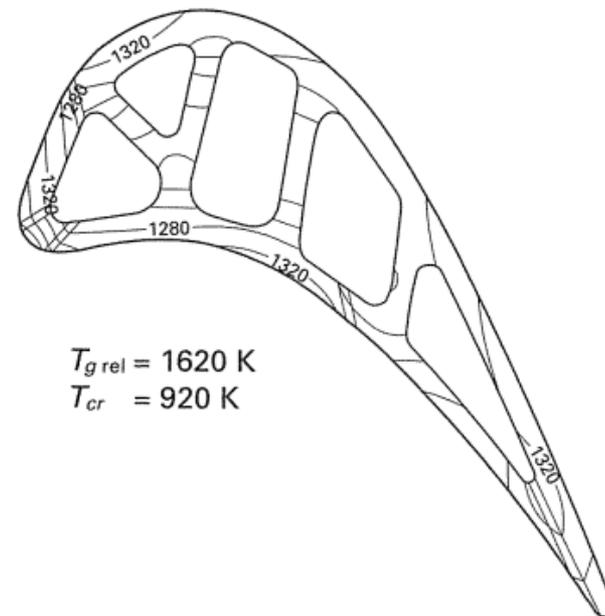
HP turbine blade  
cooling flows



Single pass,  
multi-feed  
internal cooling  
with film cooling  
(1970s)



Quintuple pass,  
multi-feed  
internal cooling  
with extensive  
film cooling



$T_{g \text{ rel}} = 1620 \text{ K}$

$T_{cr} = 920 \text{ K}$

ガス温度1620K(1347°C)

冷却空気温度920K(647°C)

メタル最高温度1400K(1127°C)

$$\text{冷却効率} = \frac{1400 - 920}{1620 - 920} = 0.686$$

ロータ健全性設計: 静的な破断と強度

クリープ設計

高サイクル疲労(翼振動)

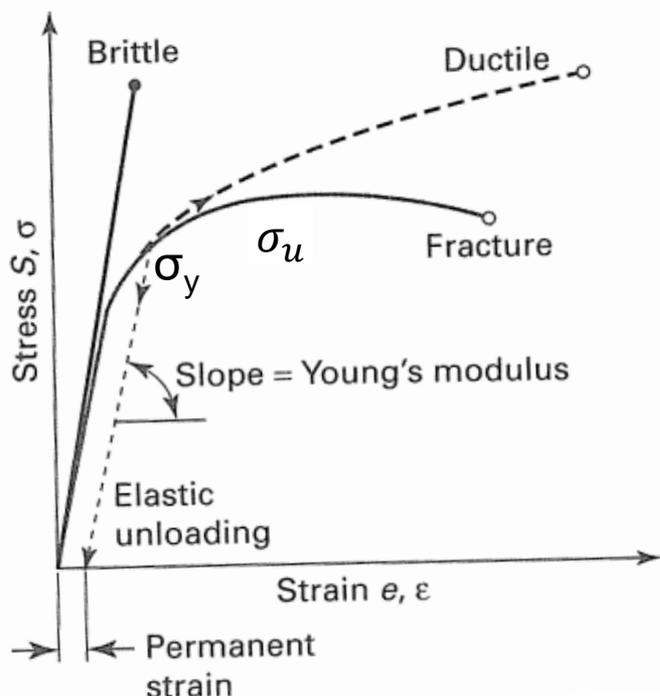
低サイクル疲労(LLPの寿命予測)    LLP:Life Limited Parts

クリープとLCFの相乗効果

熱・機械的疲労(TMf: Thermo-Mechanical Fatigue)

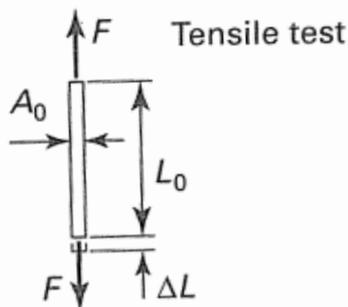
酸化(Oxidation)と高温腐食(Hot Corrosion)

## 短時間での引張試験結果⇒ロータ健全性設計

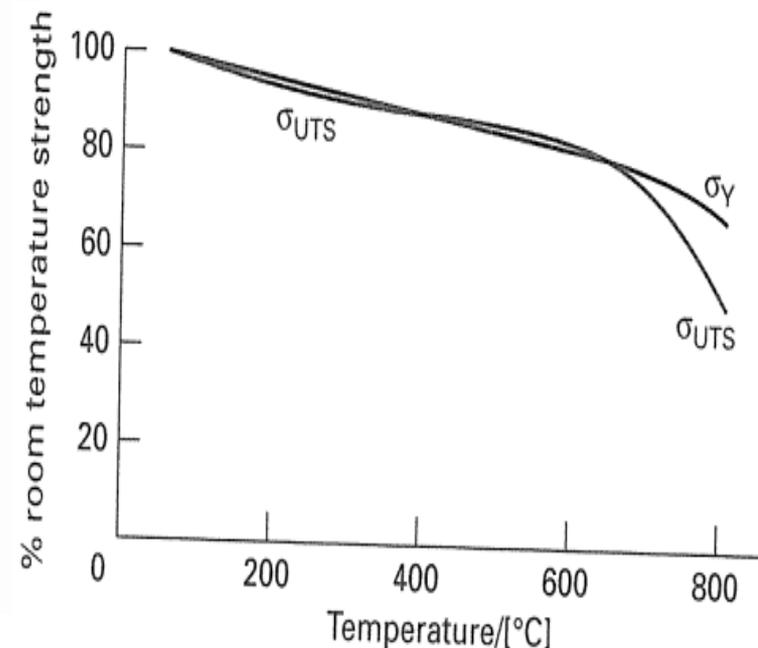


True stress  $\sigma = S(e + 1)$   
 True strain  $\epsilon = \ln(e + 1)$

Engineering stress  $S = F/A_0$   
 Engineering strain  $e = \Delta L/L_0$



応力-ひずみ特性



耐熱合金(Waspalloy)の高温強度特性

ローターの健全性: ディスクやブレードの回転体は十分な強度余裕を保持することが要求

- ・最大許容回転数の115%で5分間、且つ、+42°Cで5分間作動しなければならない⇒降伏応力 $\sigma_y$
- ・最大許容回転数の122%で破断してはならない⇒引張強さ $\sigma_u$

# クリープ設計 高温部の不具合モードで最も重要

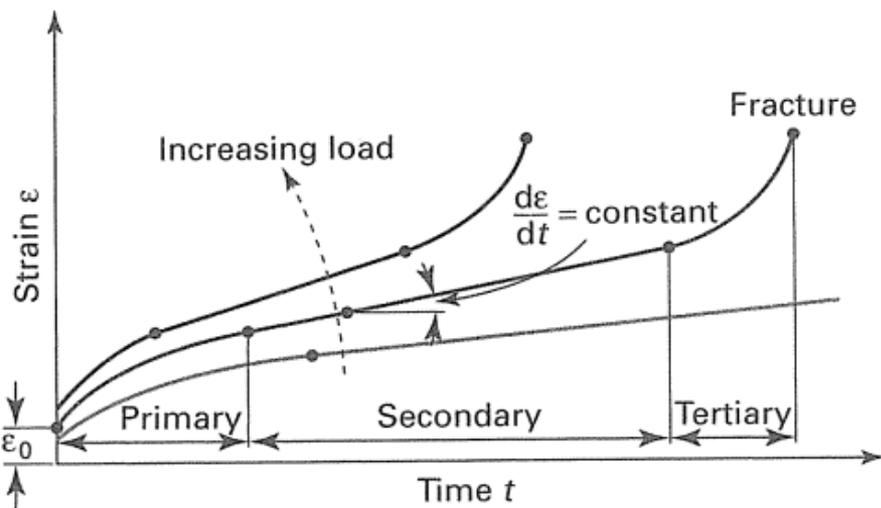
負荷がかかったまま長時間高温にさらされていると降伏強度より十分低くても永久ひずみが発生し、時間とともにそれが増加最終的には破断⇒ブレードが変形し、ケースとラッピングする可能性も考慮

ラーソン・ミラー・パラメータ: クリープ率と温度や活性化エネルギーの関係を示すパラメータ

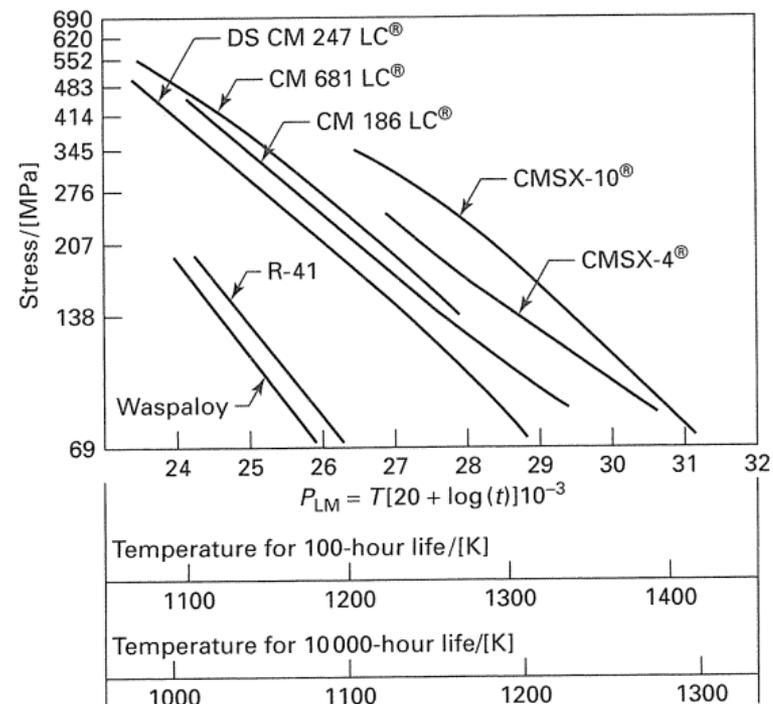
$P_{LM} = T(C + \log t)$  T: 絶対温度 t: 時間 C: 活性化エネルギーにより決まる定数でNi合金は20

タービンではTが50°C上昇すると t: クリープ寿命は1桁短くなる

$$P_{LM} = 1100(20 + \log 100) \doteq 1152(20 + \log 10)$$



一定温度におけるクリープ曲線



各種超合金のラーソン・ミラー・パラメータ (1%クリープひずみ, based on industry data)

# 鑄造タービンブレードのクリープ特性

等軸晶

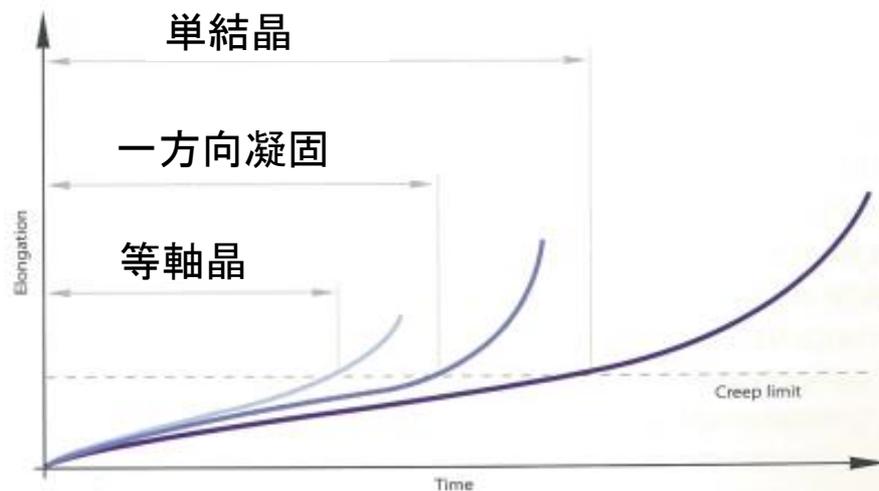
一方向凝固

単結晶



Three common turbine blade casting options balancing cost, yield, and performance: Equiax, directionally solidified, and single crystal alloys

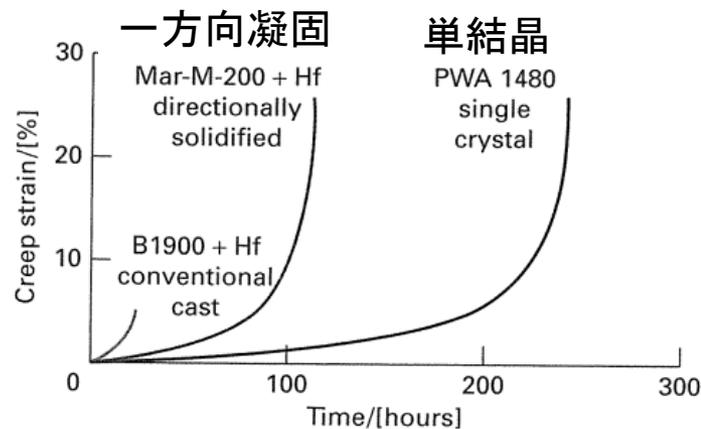
Comparison of turbine blade life properties



耐クリープ性は結晶粒界を減らすことで向上  
半径方向の結晶粒界を減らす

一方向凝固 : 半径方向の結晶粒界無し

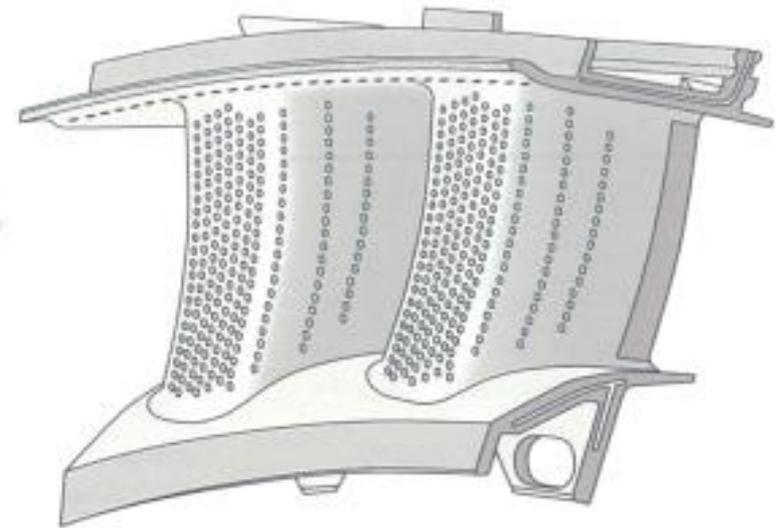
単結晶 : 結晶粒界無し



従来型の等方結晶構造, 一方向凝固, 単結晶でのクリープ特性の比較 (1225K, 210MPa) [courtesy Alcoa Howmet]



Thermal stress analysis of a nozzle guide vane assembly



HP nozzle guide vane assembly

翼の付け部に高応力が発生

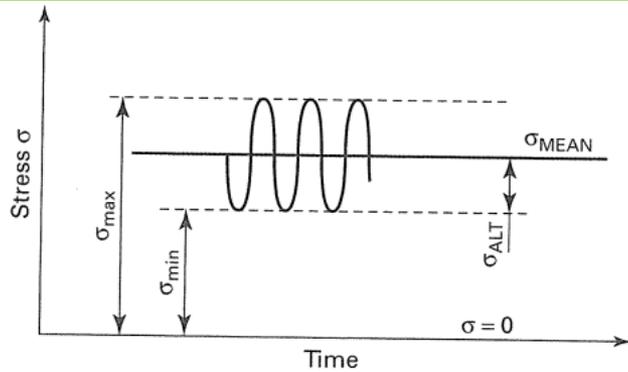
# 高サイクル疲労 (HCF: High Cycle Fatigue)

疲労: 繰り返し荷重がかかり部材が破損。

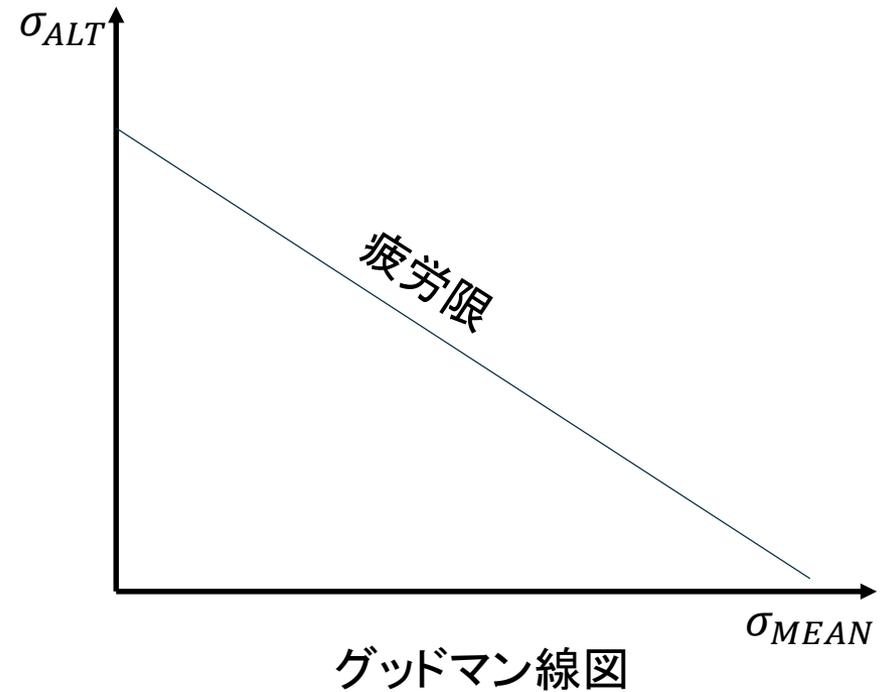
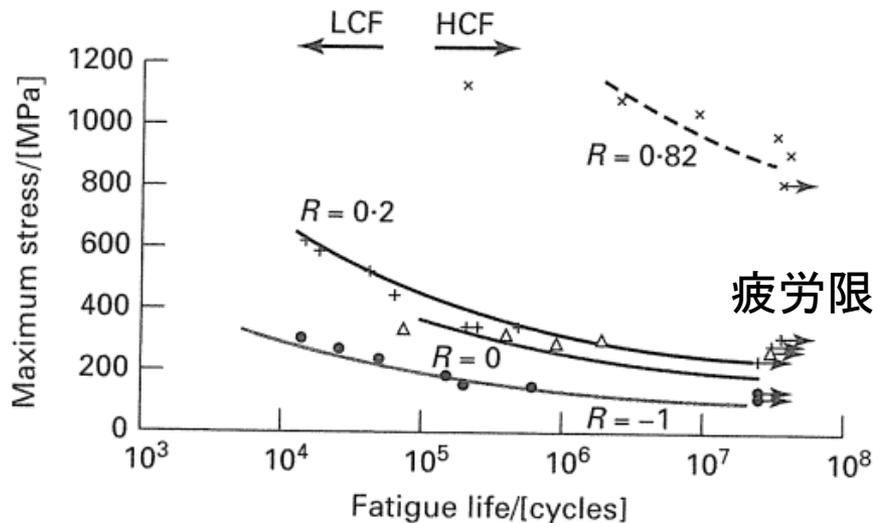
疲労限: 部材に無限回 ( $3 \times 10^7$ ) 繰り返し荷重を与えても破損しない応力

高速回転体の航空エンジンでは周波数の高い加振源が存在

振動荷重によって周波数が高い小さな応力が発生  $\Rightarrow$  疲労限以上だと破損

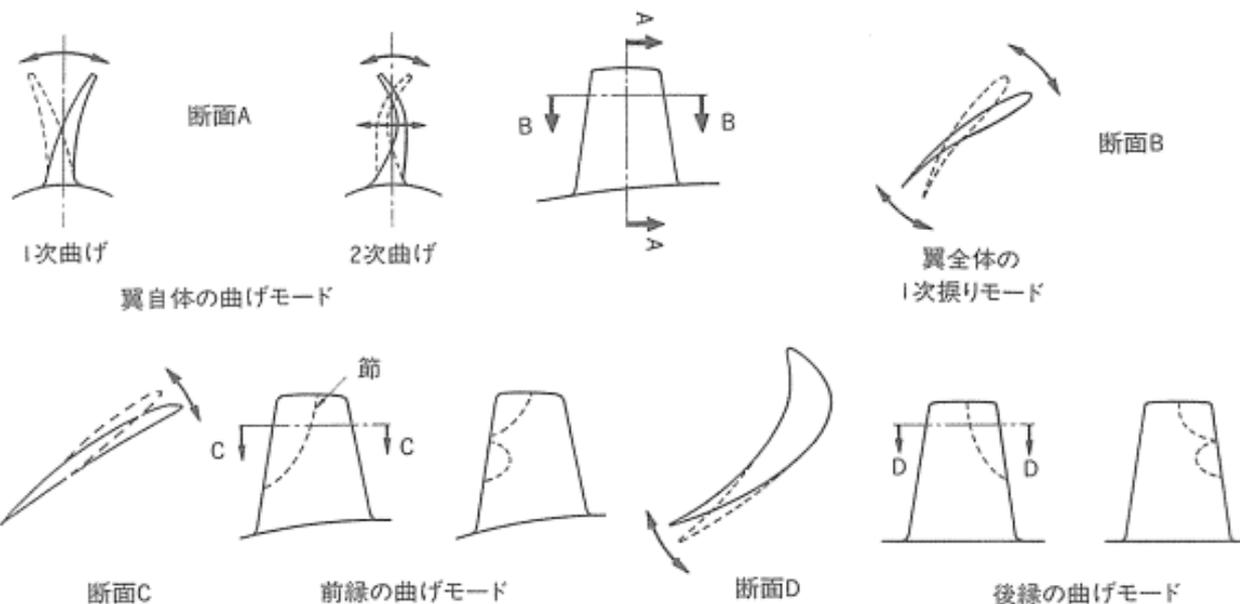
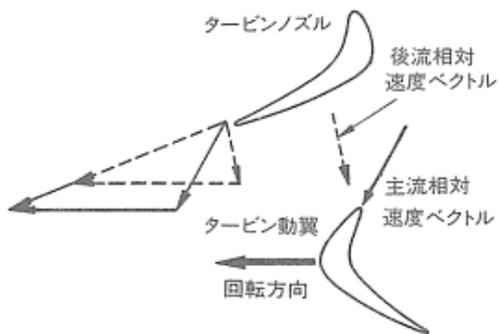


振動応力の時間変動



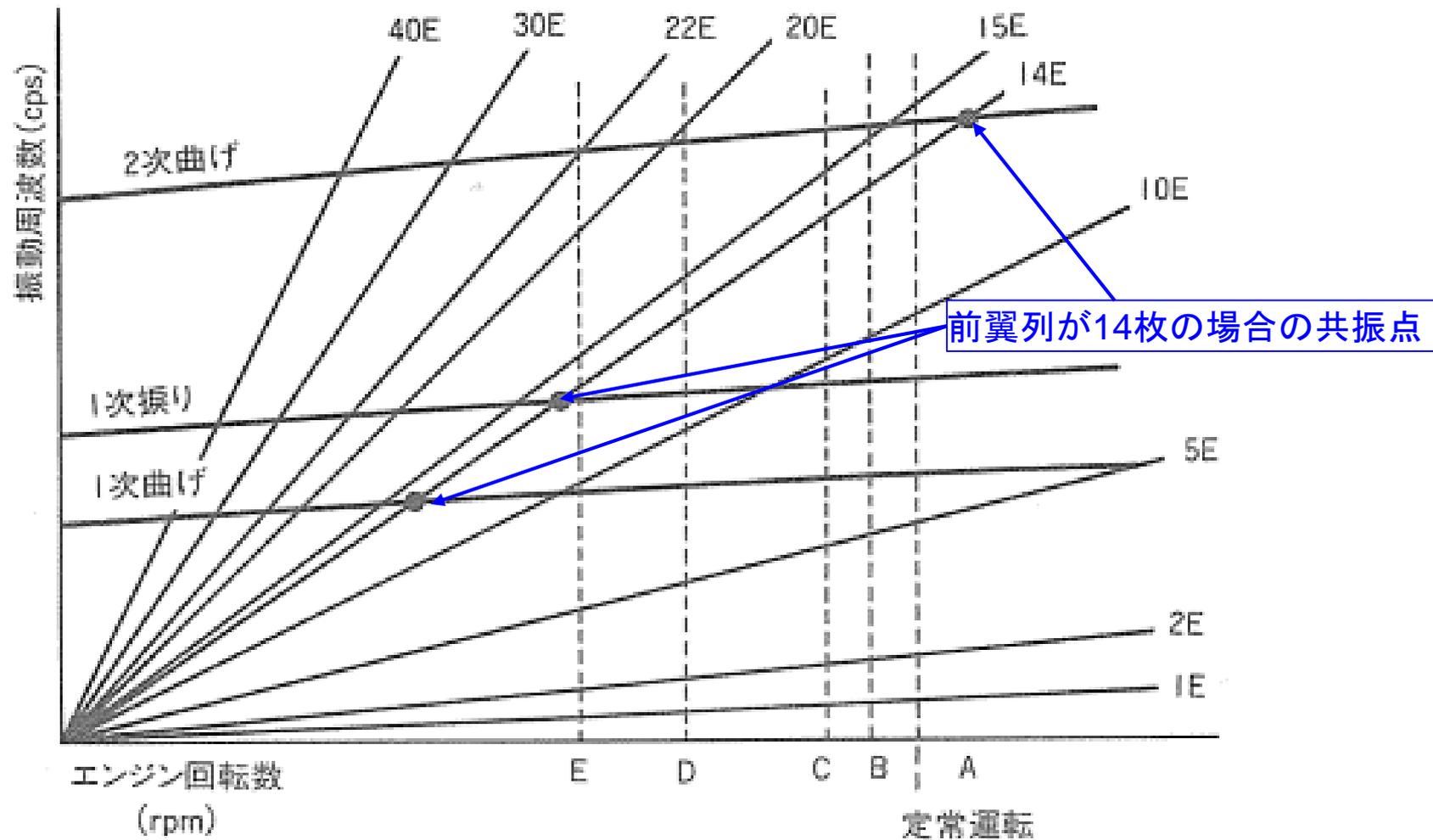
# 高サイクル疲労(HCF):翼振動

前翼列の後流(wake)が後方翼列を加振  
⇒後方翼列の固有振動数と加振周波数が一致すると共振  
⇒振幅が増大  
⇒減衰が少ないと疲労限を超え破損



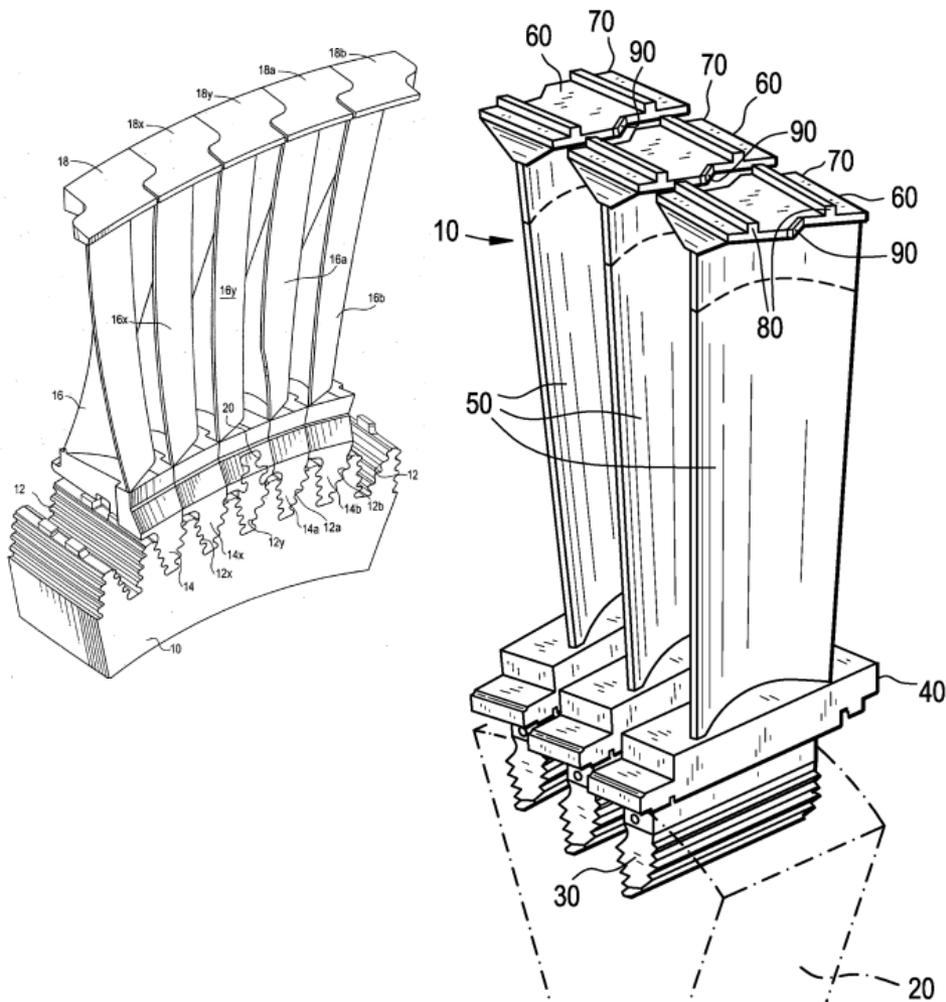
周波数 = 前翼列の枚数 × 回転数

運転領域に共振点の有無を示す線図



## 摩擦を発生させて振動エネルギーを散逸させる

### Tip Shroudのかみ合わせ



### メカニカルダンパ挿入

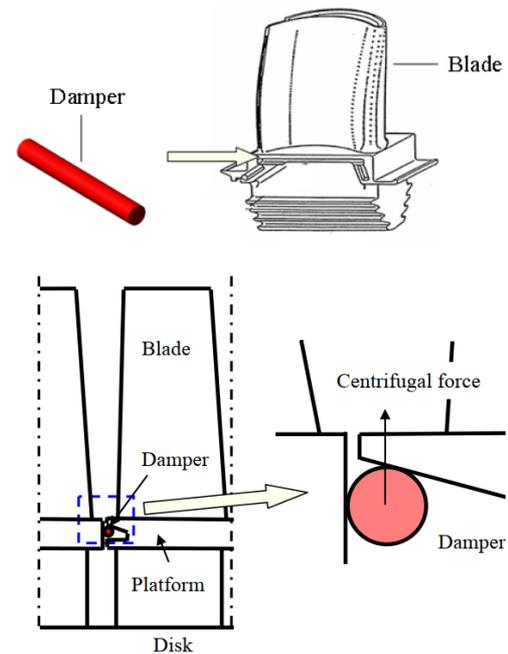
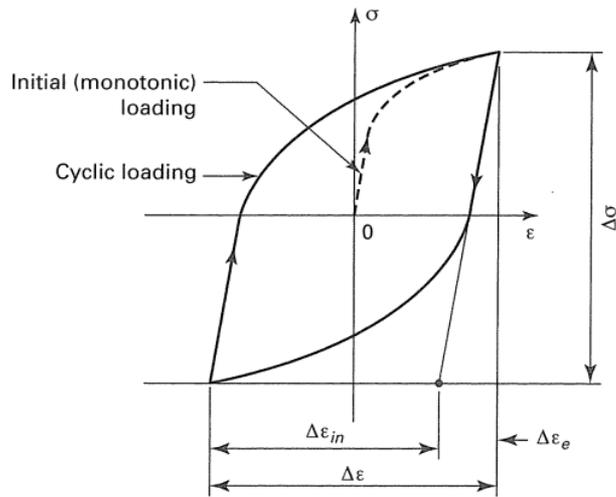
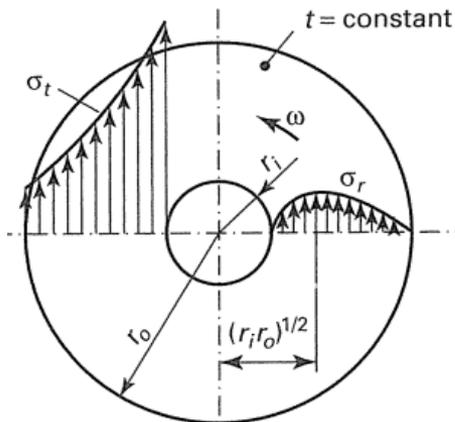
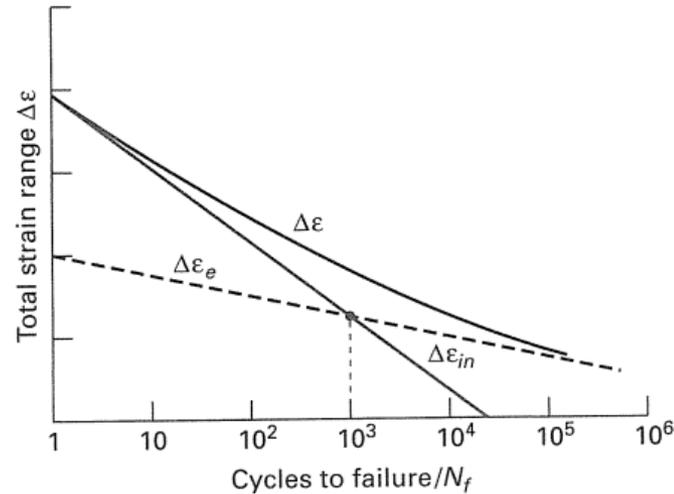


Figure 1 Under platform dampers

繰り返し数が $\sim 10^5$ 回で破断する疲労 (航空機の場合離陸・巡航・着陸で1サイクル)  
 ⇒許容応力は高サイクル疲労より大きく、塑性変形を繰り返し破断



周期的な弾塑性変形の応力-ひずみ線図



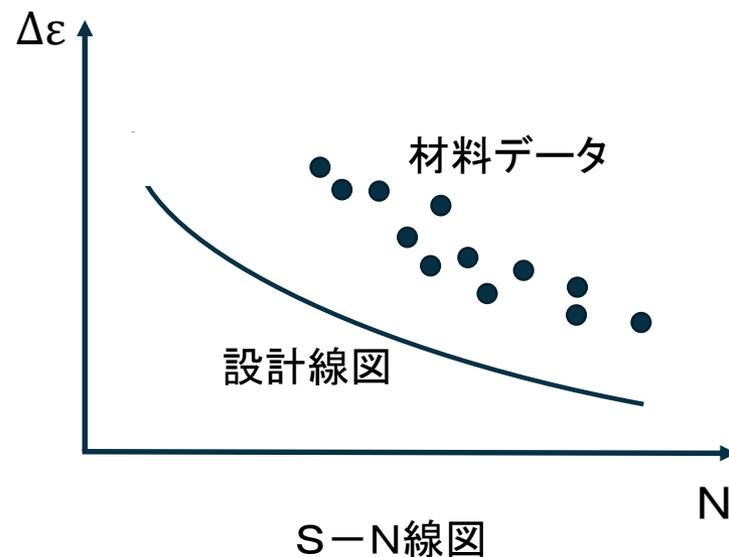
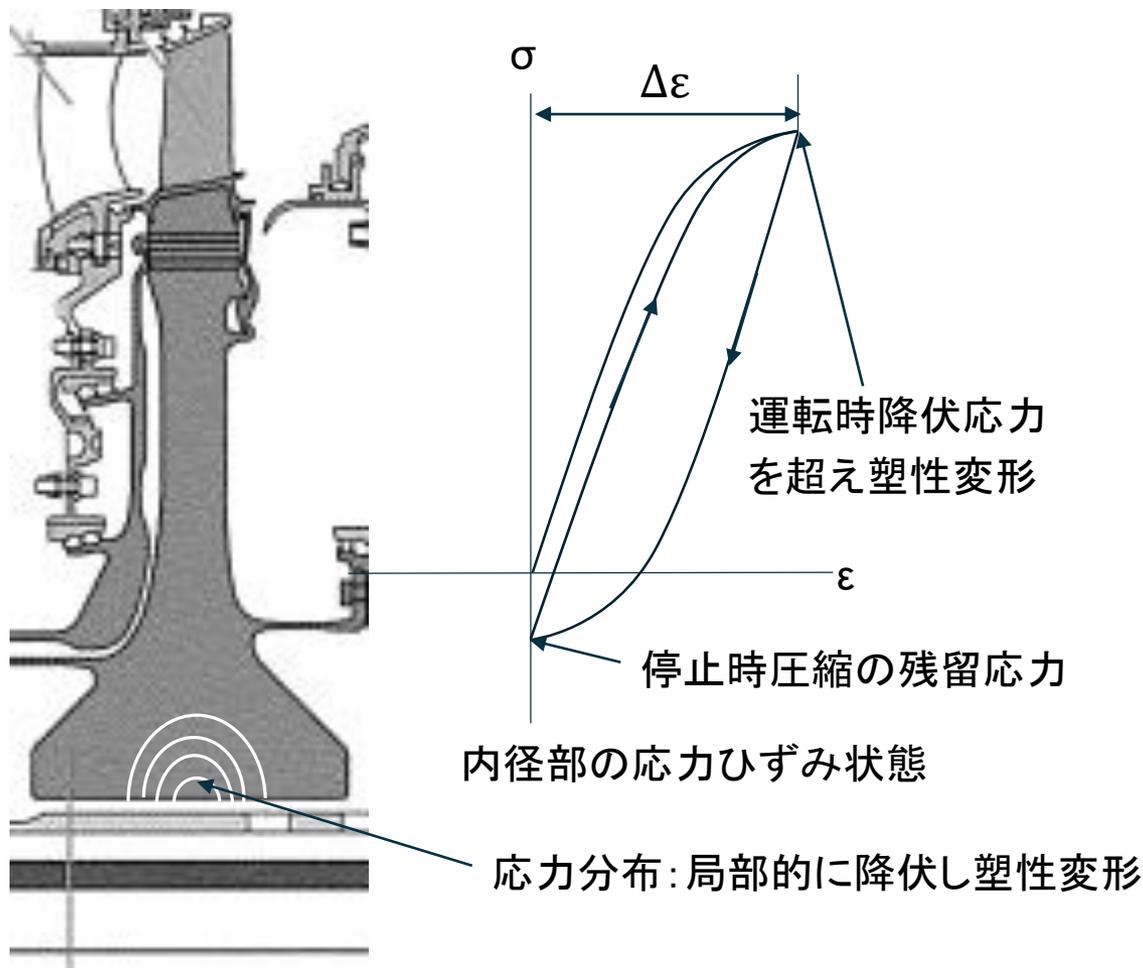
回転円板の応力分布 (板厚一定)

多軸応力状態⇒等価応力の導入し評価

$$\sigma_{mises}^2 = \{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2\} / 2$$

$\sigma_{mises}$ : ミーゼス応力  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ : 主応力

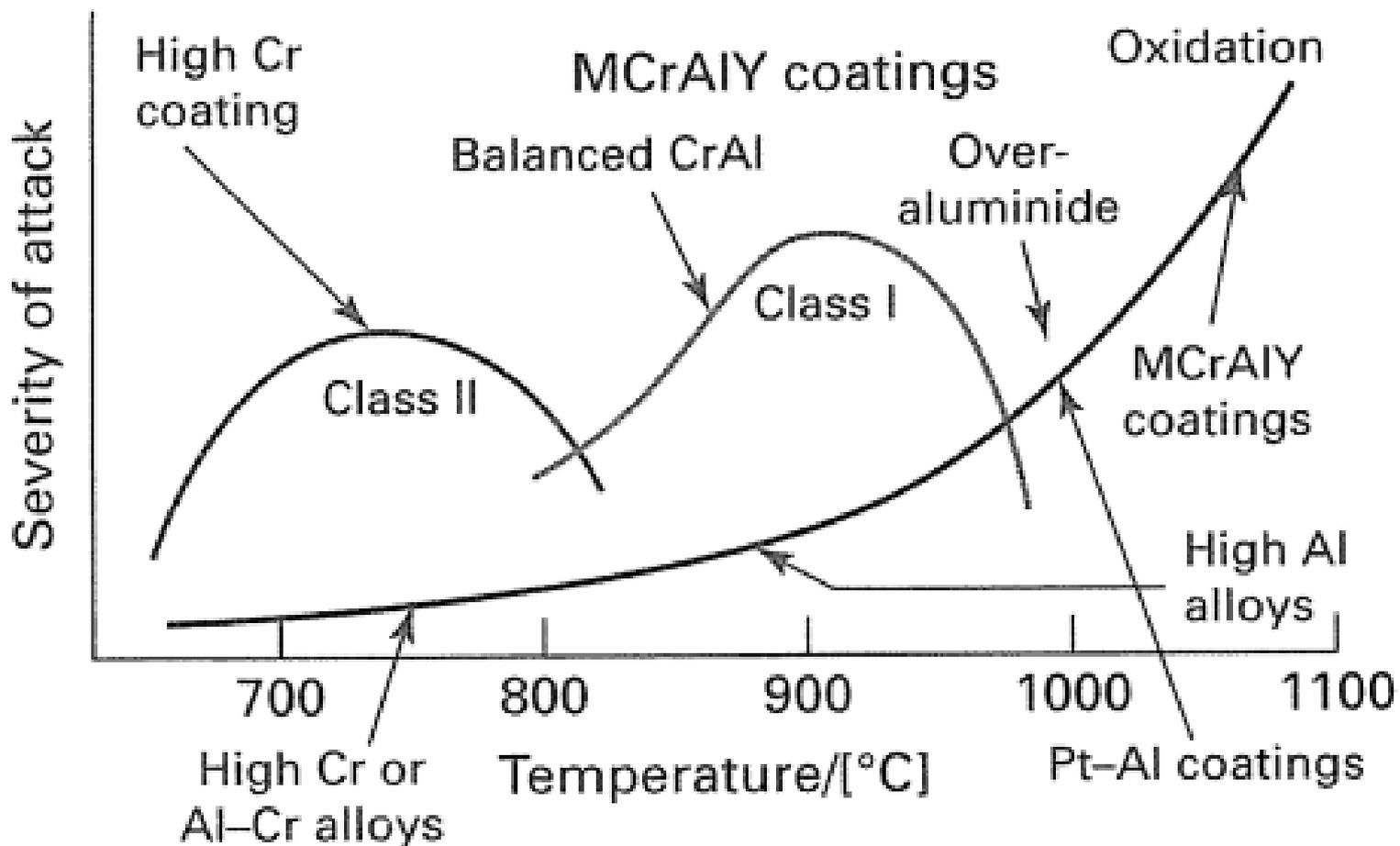
ディスク等有限寿命部品(Life Limited Parts)の寿命評価  
 材料データと寿命予測手法の構築(=Lifing)は重要な技術  
 予測寿命をFAAやEASA等は認許⇒整備時期が決定



製造方法、ロットのばらつきを含め過去の実績・経験に打ちされたもの。構造信頼工学(破損確率と信頼水準)が必要

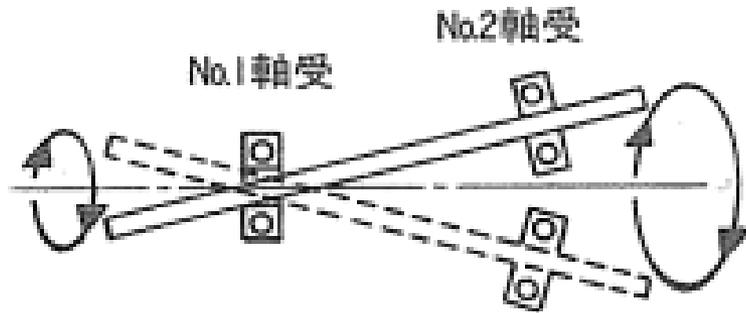
あるOEMのエンジニアの言葉  
 「LifingはエンジンOEMそのもの」

コーティング等の表面処理で対策

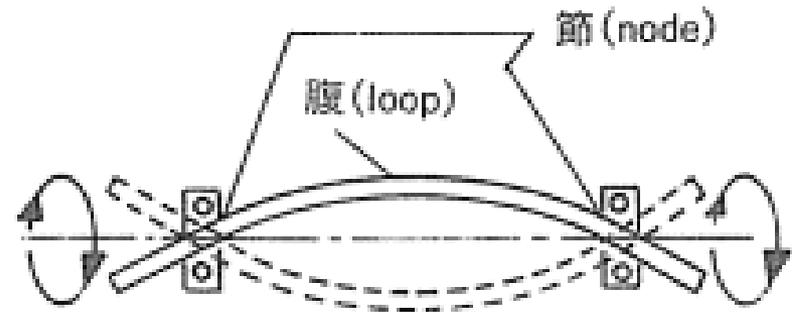


耐酸化・耐高温腐食の各種方法 (文献[9])

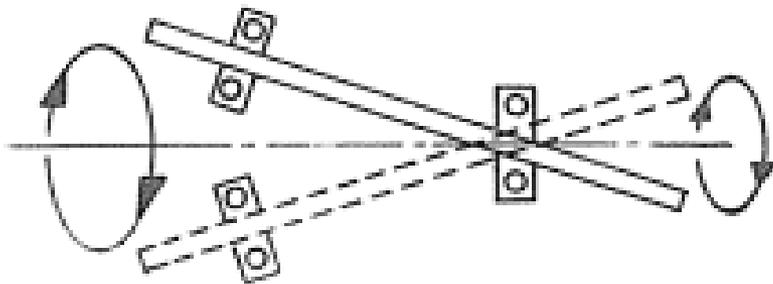
## 回転軸振動の基本的なモード



第2軸受における剛体モード



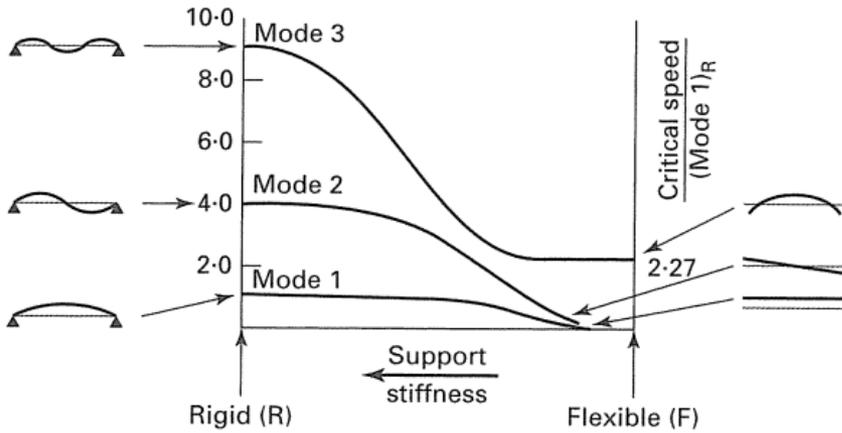
1次たわみモード



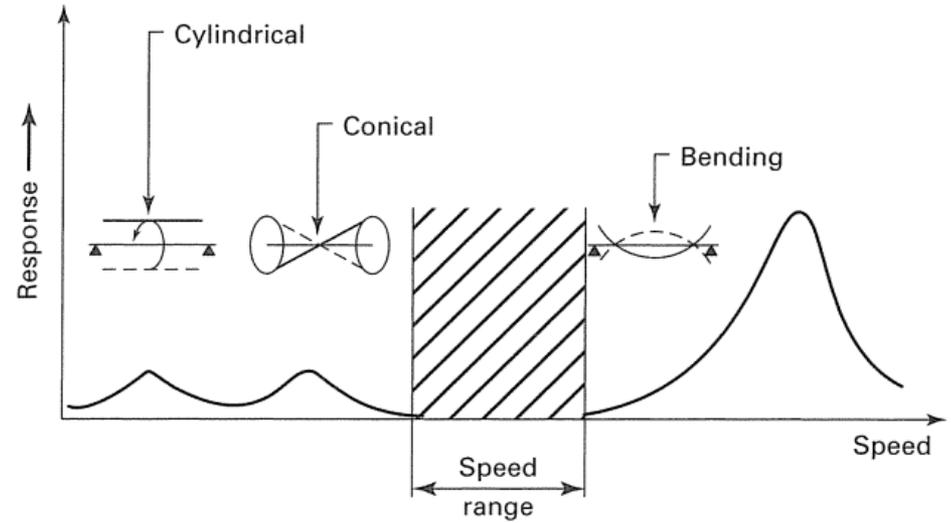
第1軸受における剛体モード



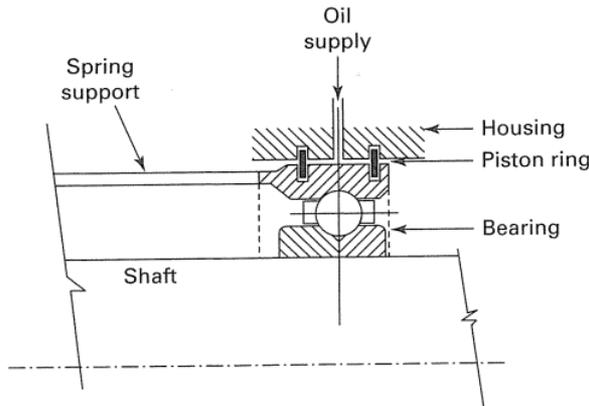
2次たわみモード



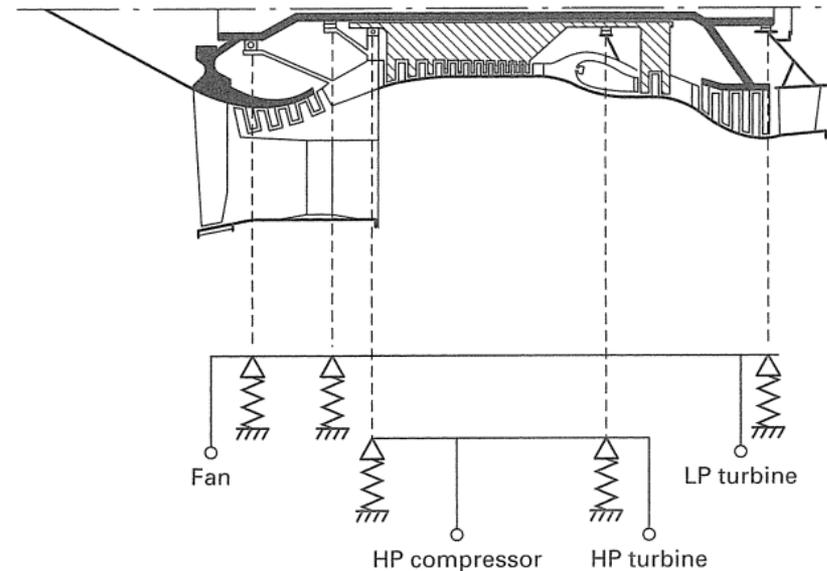
軸受剛性と振動モードの変化



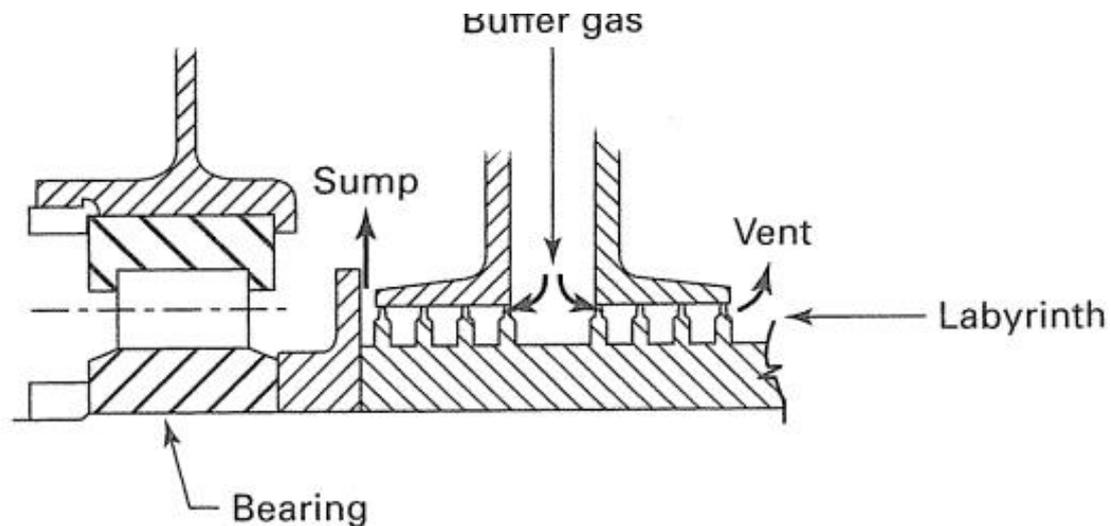
1 フレキシブル軸受での回転軸の振れ回り振動特性 (斜線部が安全な回転数範囲)



軸受の減衰構造

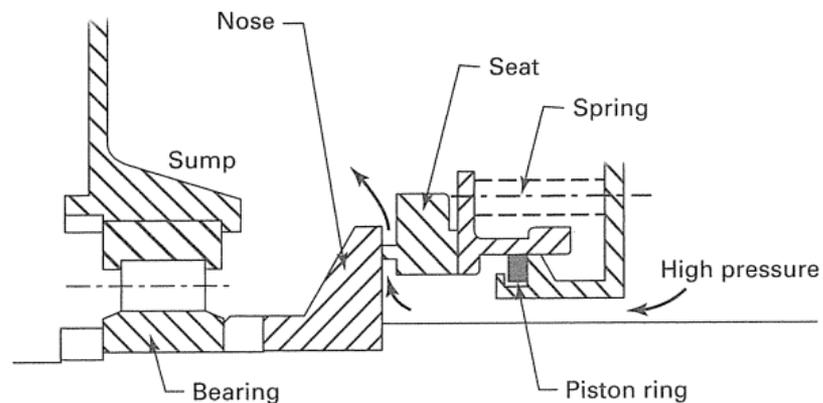


非接触タイプ : ラビリンスシール



バッファ・ガス付のラビリンス・シール

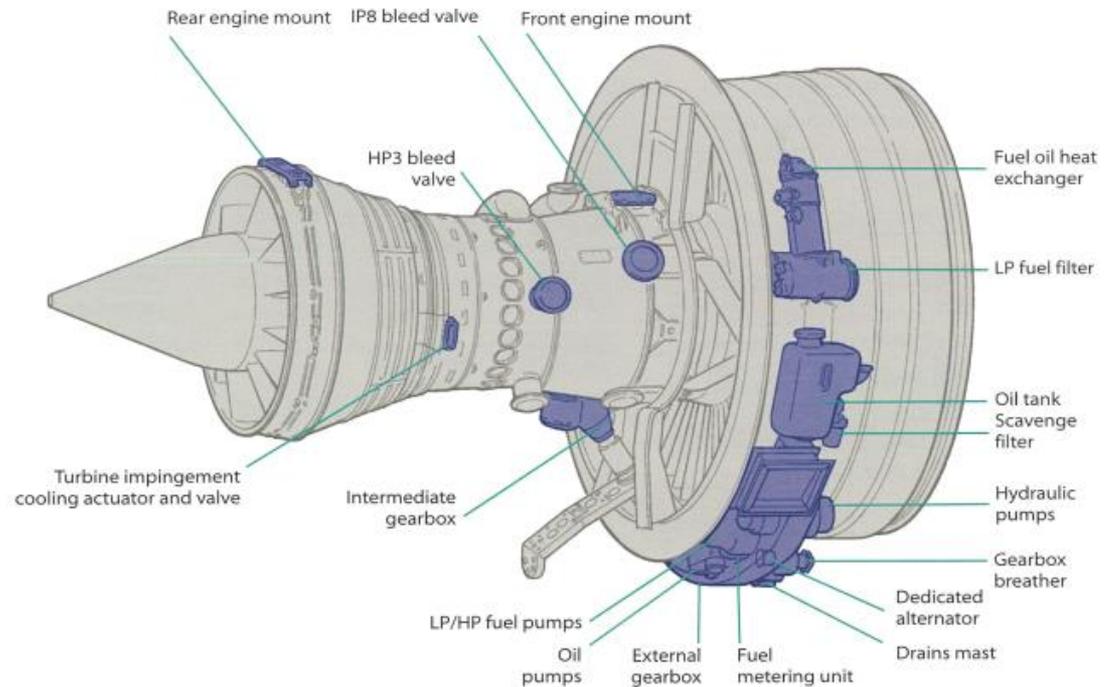
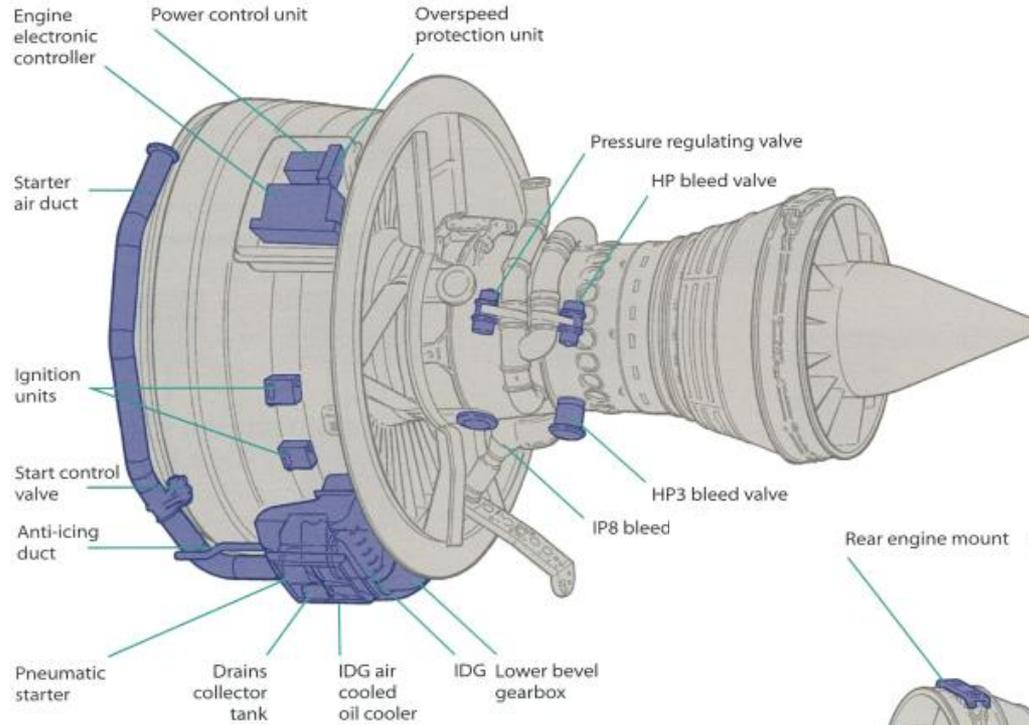
接触タイプ : カーボンシール



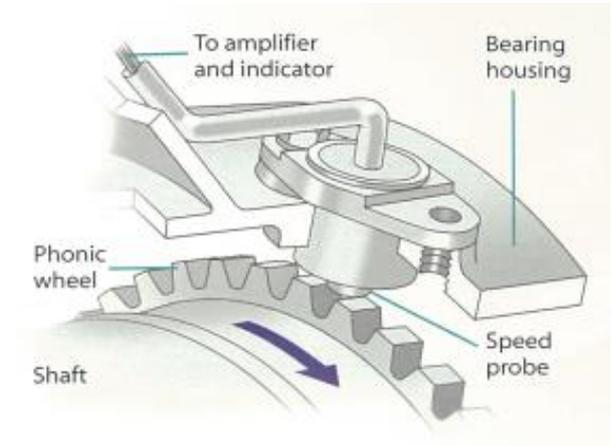
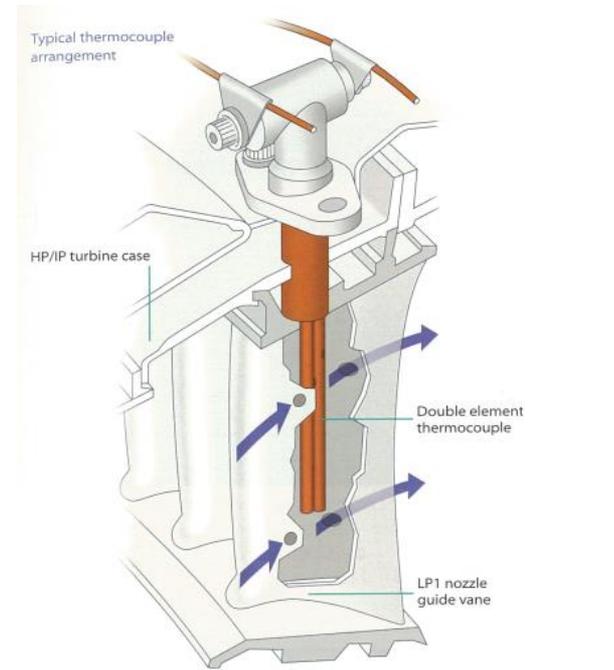
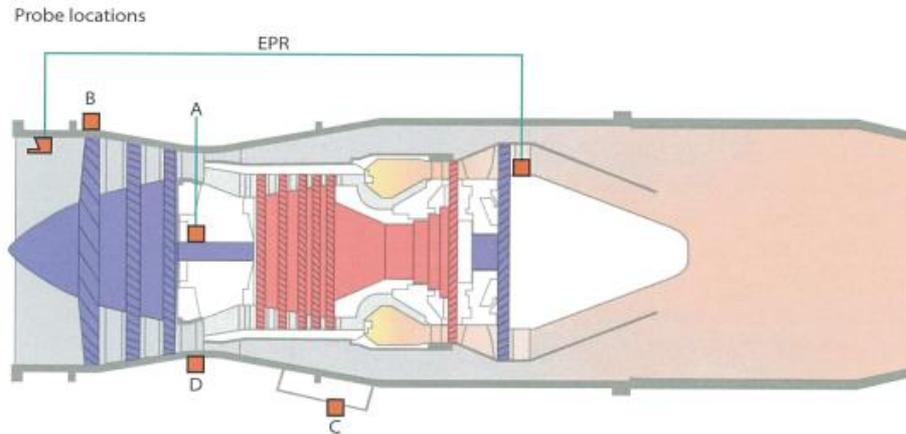
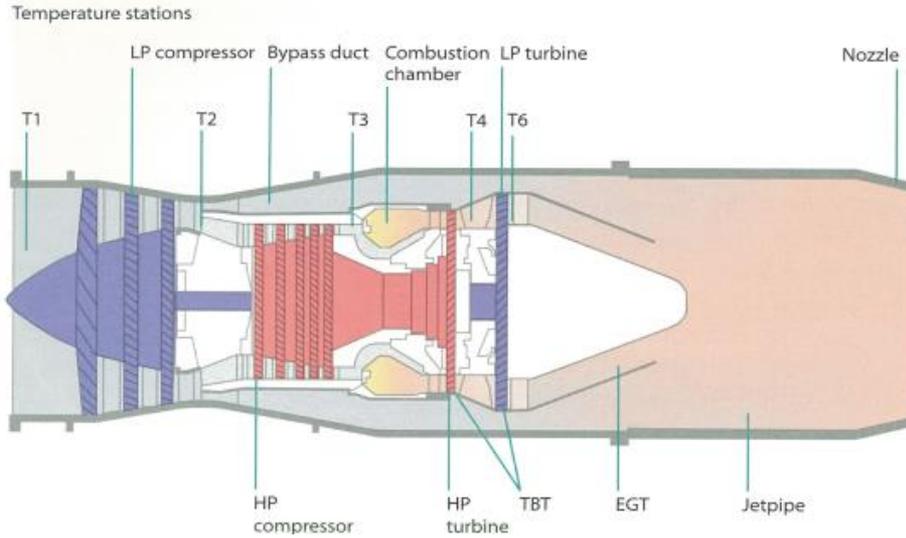
接触式のメカニカル・シール

# 外装品のマウント

Engine left hand view

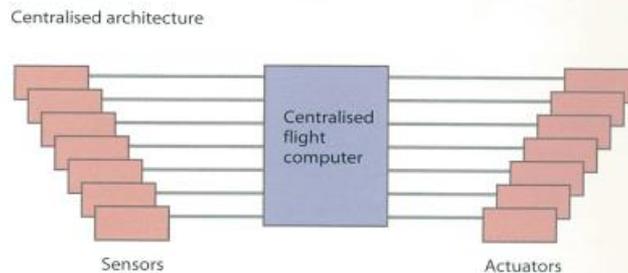
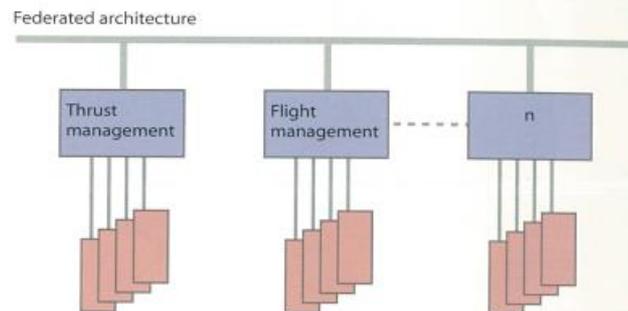
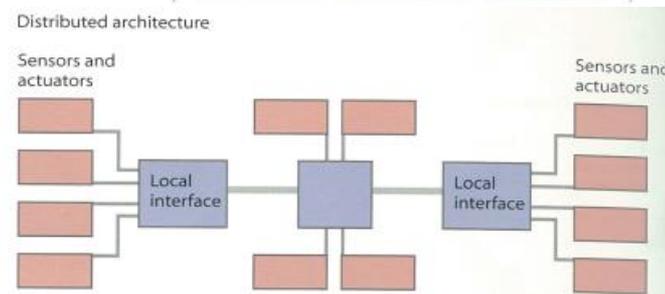
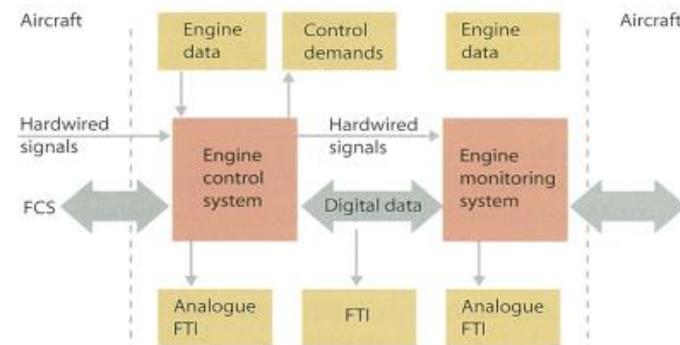
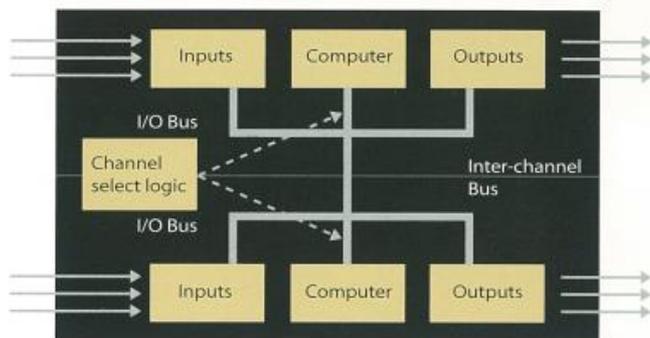
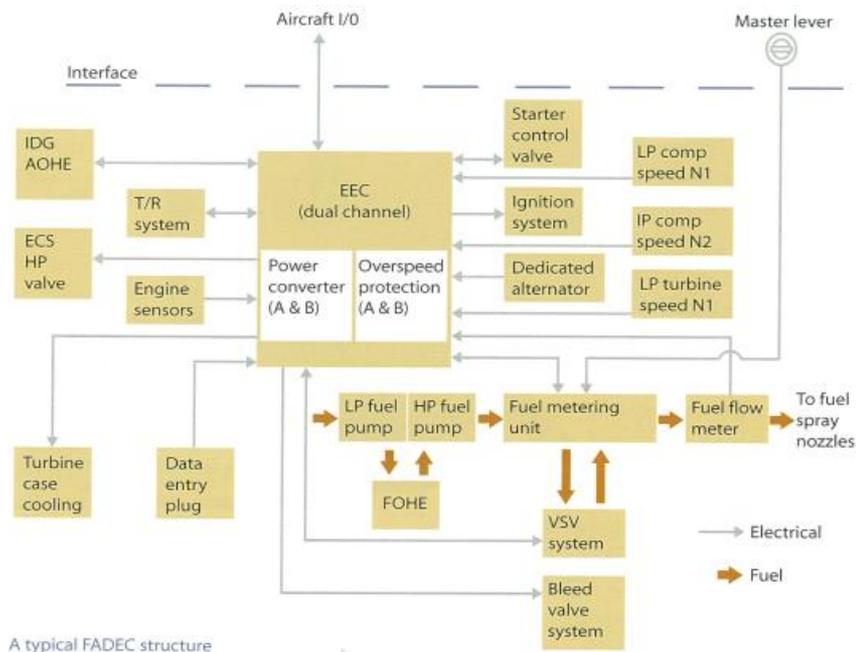


## センサ情報(圧力、温度、回転数、振動)をもとに制御



## FADEC: Full Authority Digital Engine Control

### 2重系+他パラメータからの計算



開発は長期間

要素試験

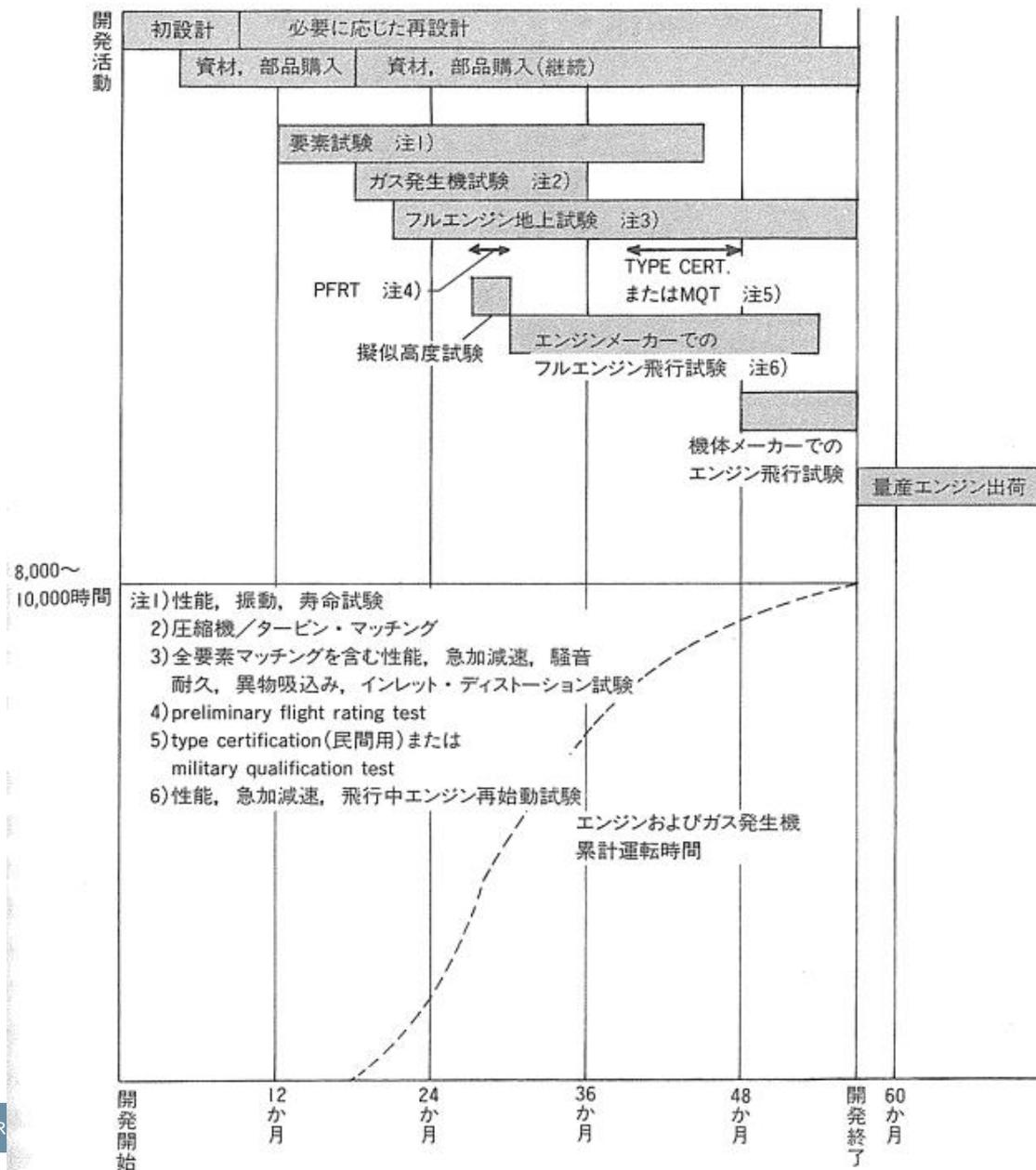
高圧系のためのエンジン試験

エンジン全体の地上試験

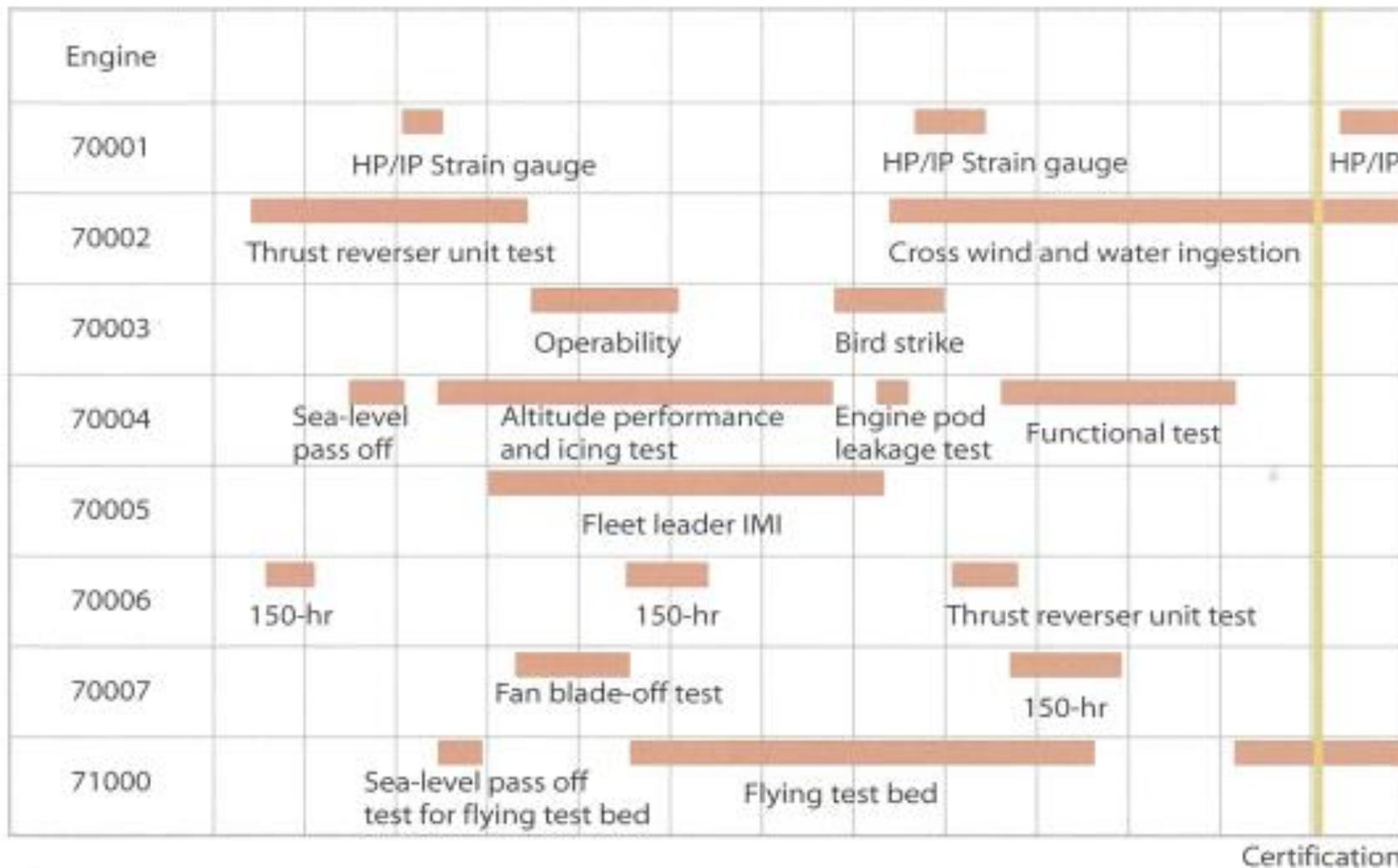
既存機体搭載し飛行試験

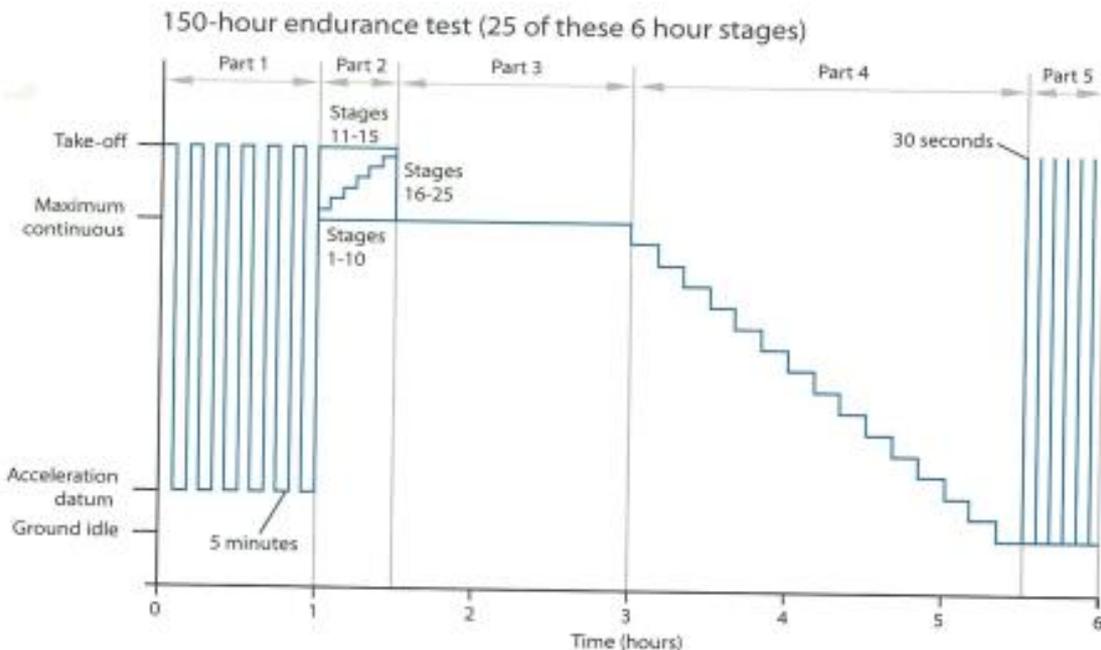
開発機体へ搭載した飛行試験

量産開始後もFleet Lead 試験



7台の地上試験と飛行試験(FTB試験)をへてエンジンとしての型式認証取得





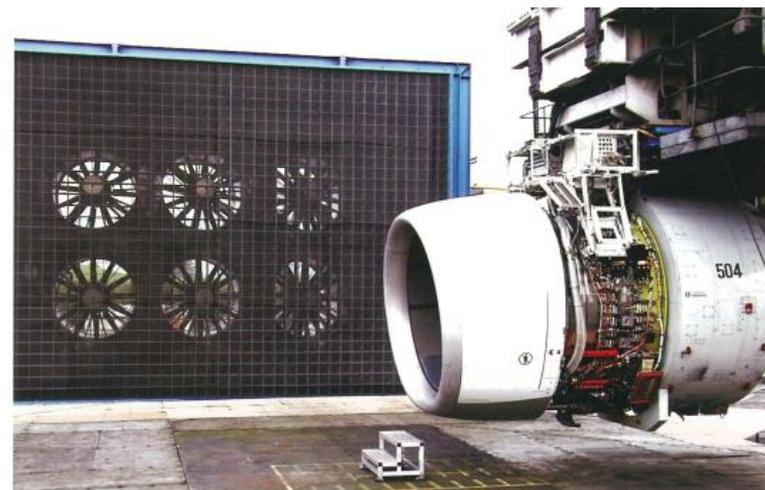
騒音試験

150時間耐久試験(6時間運転試験×6回)

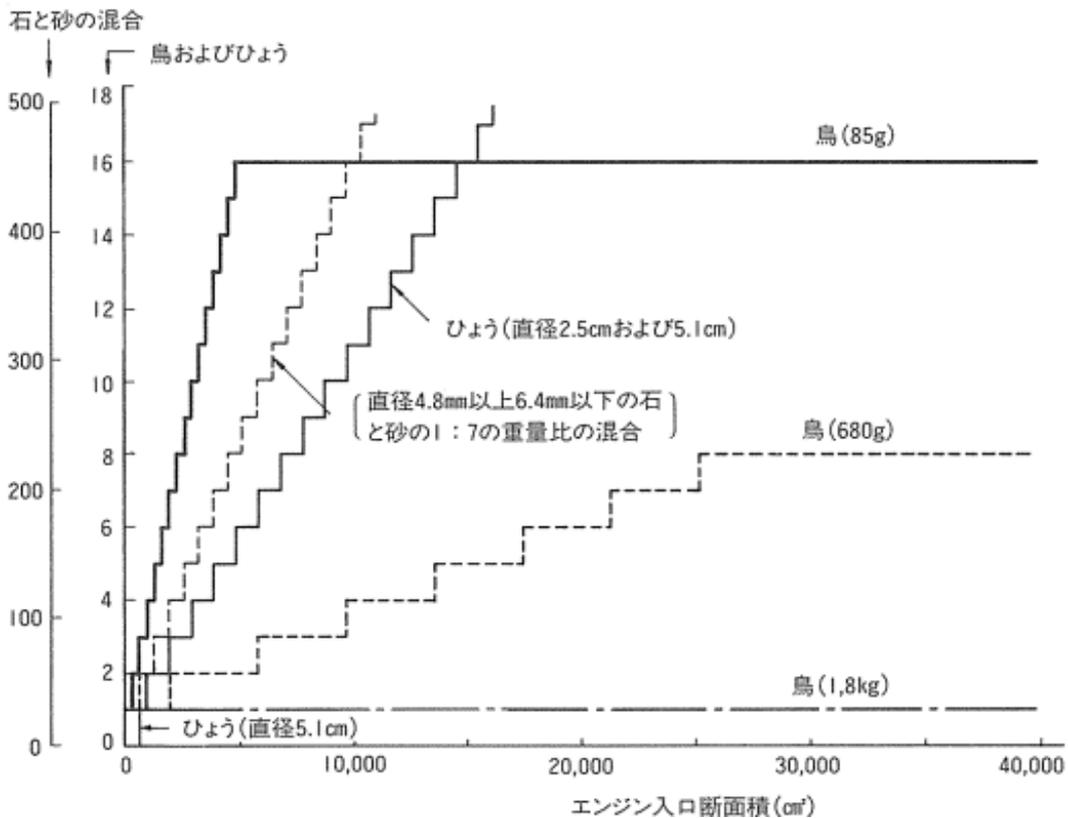


低温始動試験

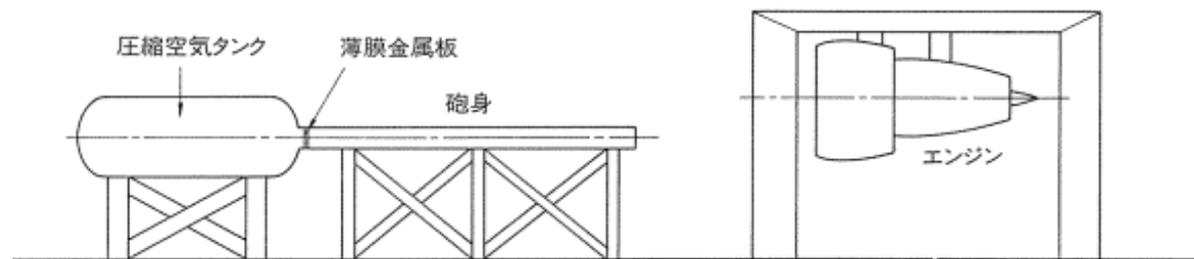
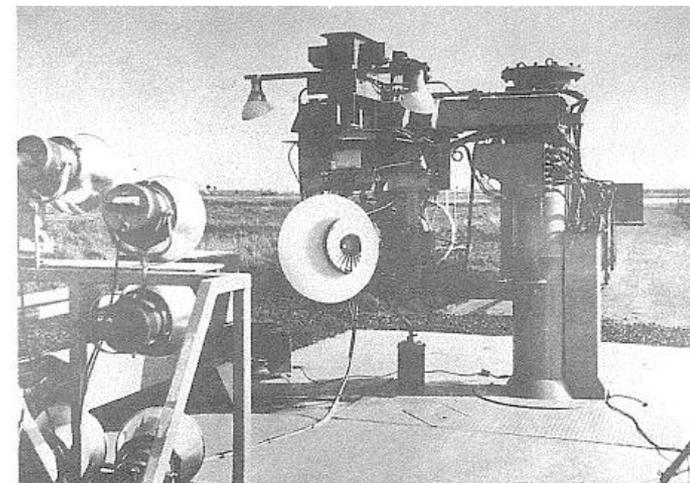
・低温(-40°C)状態に保持して始動



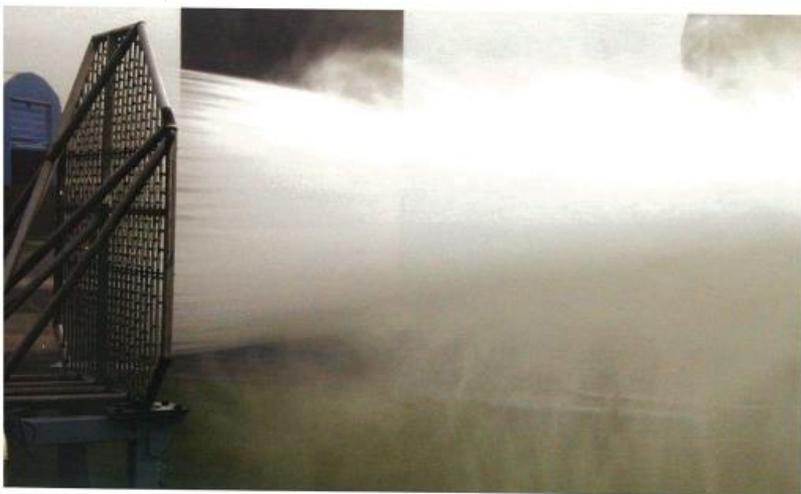
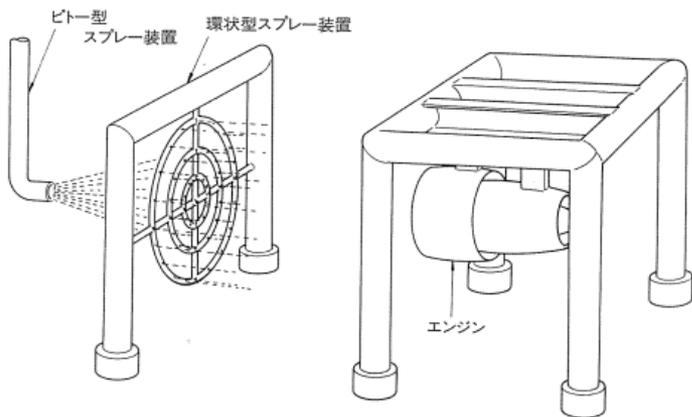
横風試験



鳥、石と砂の吸い込み量



鳥吸い込み試験装置



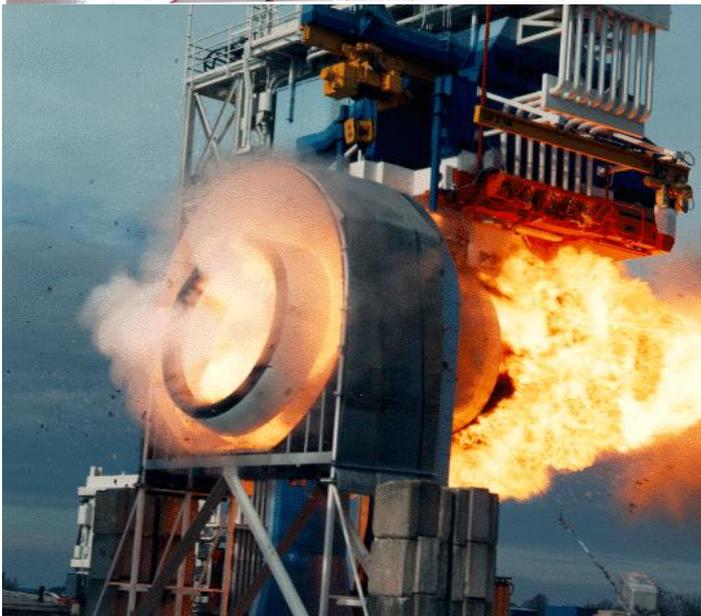
## 水吸い込み試験

- ・エンジン空気流量の4%の質量の水
- ・離陸推力と飛行アイドル

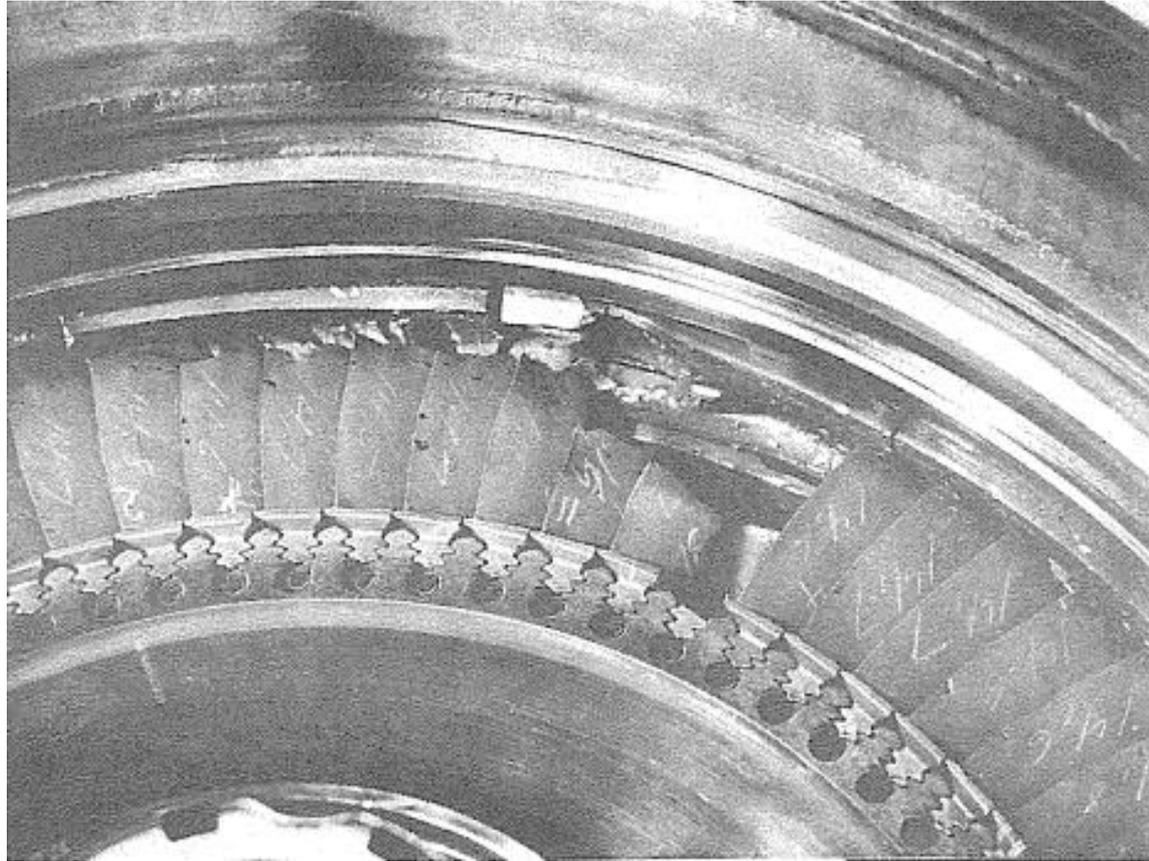


## FTB試験 (Flying Test Bed試験)

# 今テイメント試験とFan Blade Off試験



Fan Blade Off試験



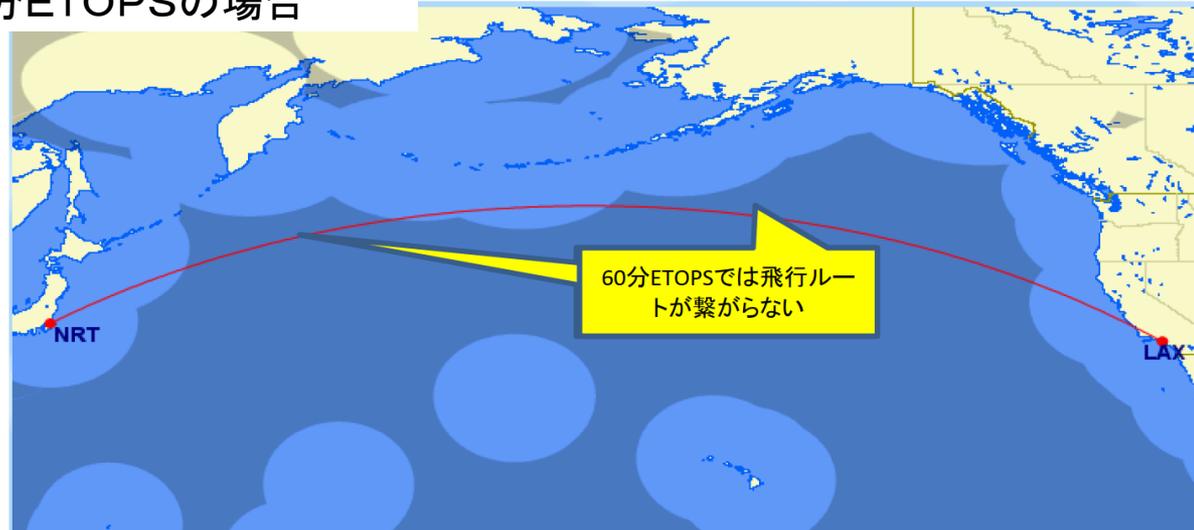
コンテインメント試験

民間旅客機の安全性確保のためのルール

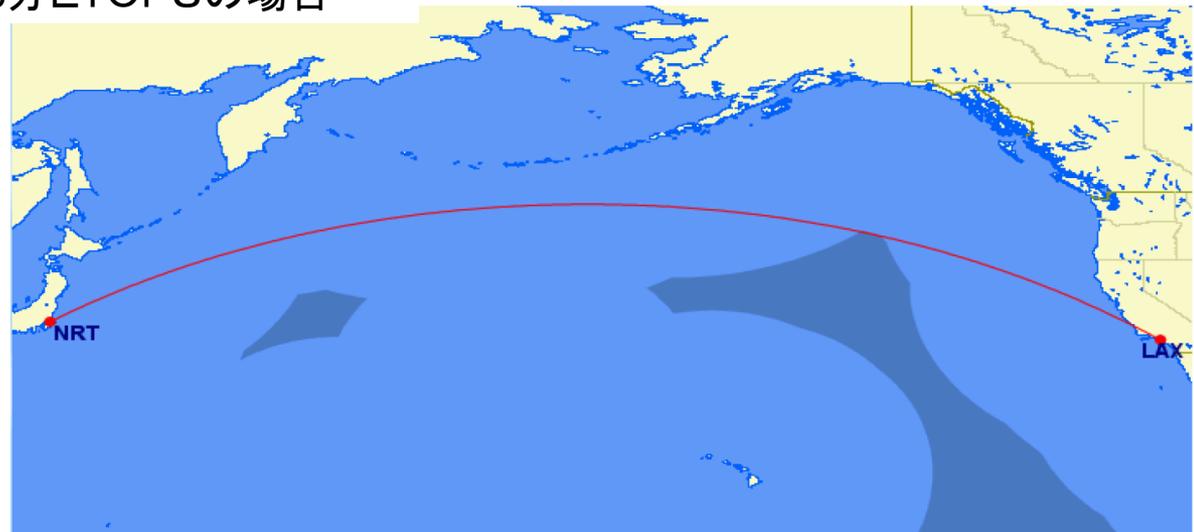
エンジンを2基のうちの1基が飛行中に停止した場合、一定時間以内に代替の空港へ緊急着陸することが可能な航空路でのみ飛行が許可

国際民間航空機関 (ICAO) が取り決めたもの

### 60分ETOPSの場合



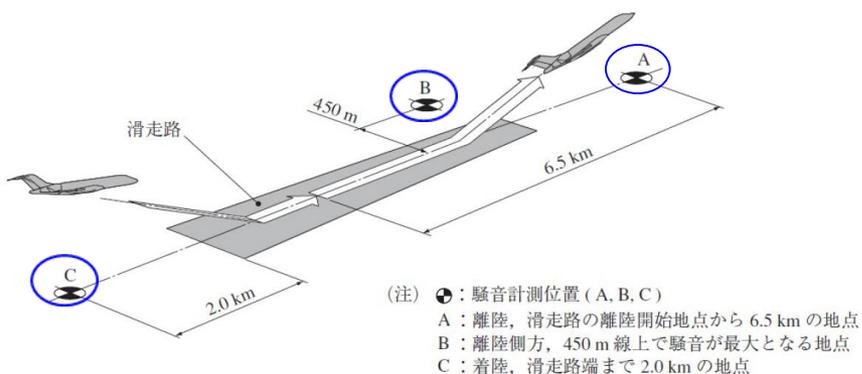
### 138分ETOPSの場合



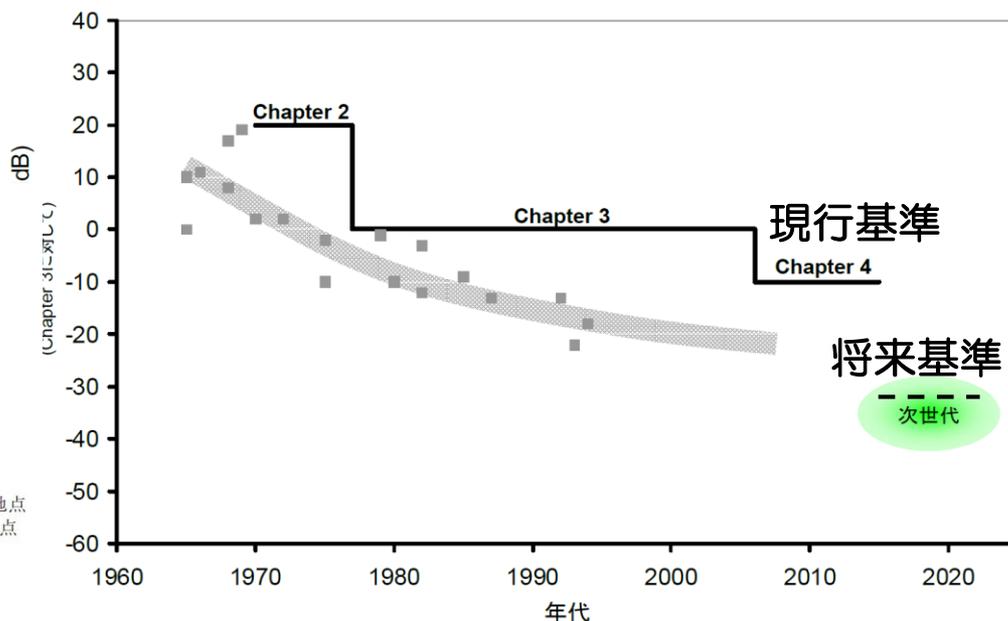
騒音規制は年々厳しくなっており、1970年～2000年代規制値 (Chapter3) より 10dB 厳しい規制値 (Chapter4) が適用されている

- 航空機・エンジン側では、規制値より10～20dB 余裕を持った低騒音化が図られている
- さらに厳しい騒音規制値の設定も検討されており、これに対応可能な次世代低騒音化技術開発が進められている

騒音は離着陸時の A,B,C 点の3地点での累積値



騒音計測方法



騒音規制の推移

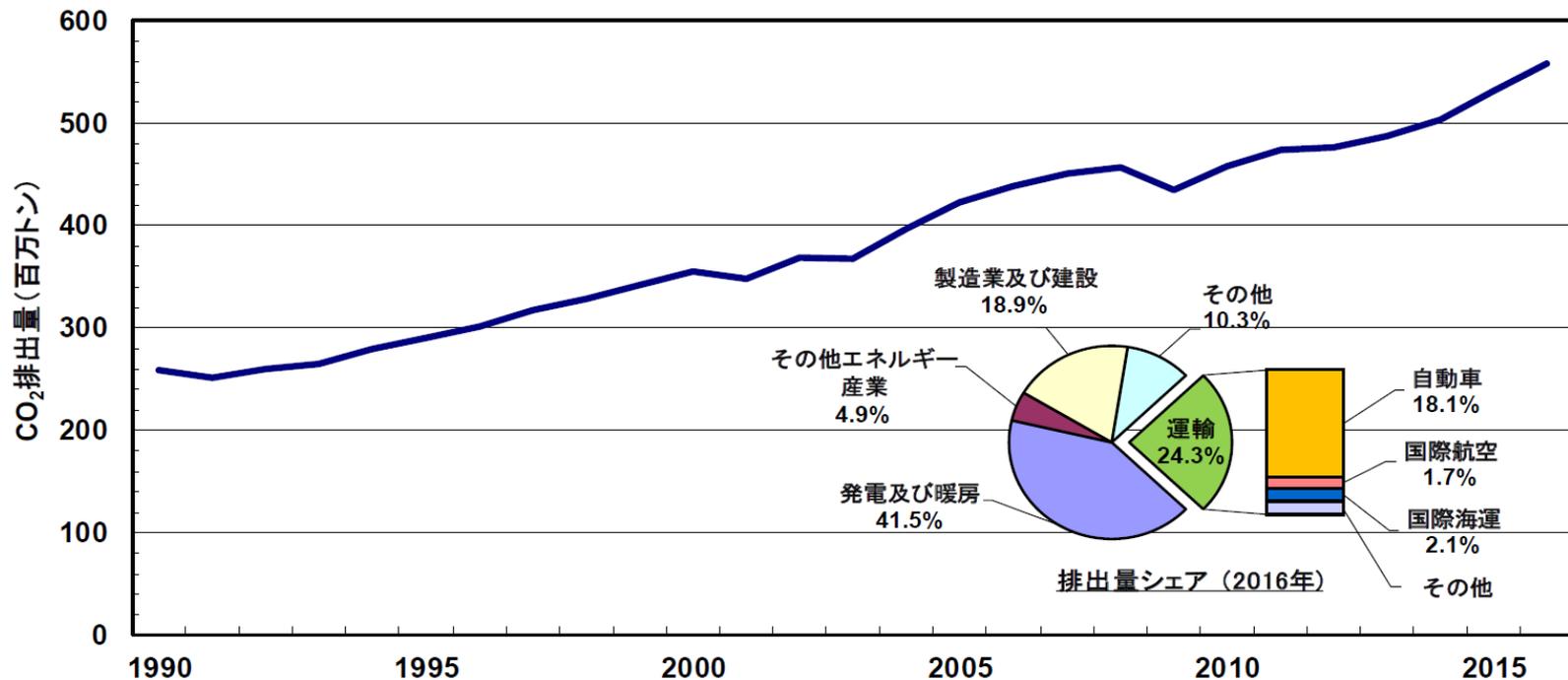
出典: (一財)日本航空機開発協会「平成30年度版民間航空機関連データ集」平成31年3月  
<http://www.jadc.jp/data/associate/>

出典: (一財)日本航空機エンジン協会「民間航空機用エンジンの動向と展望等について」  
[http://www.mext.go.jp/b\\_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/004/shiryo/\\_icsFiles/afieldfile/2010/06/08/1292853\\_2.pdf](http://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/004/shiryo/_icsFiles/afieldfile/2010/06/08/1292853_2.pdf)

航空機から排出されるCO<sub>2</sub>は全排出量の1.7%程度(558百万トン)@2016年であるが、航空需要増加により、2050年にはCO<sub>2</sub>排出量が約4倍に増大すると予測されている

- 機体／エンジンともに、CO<sub>2</sub>排出量低減のための高性能化検討が進められている
- また、バイオ燃料採用に向けた試験も開始されている

## 国際航空輸送におけるCO<sub>2</sub>排出量の推移



Source: INTERNATIONAL ENERGY AGENCY

出典: (一財)日本航空機開発協会「民間航空機に関する市場予測 2019-2038」平成31年3月  
[http://www.jadc.jp/files/topics/143\\_ext\\_01\\_0.pdf](http://www.jadc.jp/files/topics/143_ext_01_0.pdf)

## 引用文献

- ①「数式を使わないジェットエンジンのはなし」 吉中 司, 酣燈社
- ②「ガスタービンの基礎と応用」 HIH Saravanamuttoo ら, 東海大学出版
- ③「Jet Propulsion」 Nicholas Cumpsty ら, CAMBRIDGE出版
- ④「The Jet Engine」 Rolls-Royce