

## 名古屋大学BP講座

# 航空機用エンジンの設計と製造 自己紹介・会社紹介・事業紹介

2020.12.12(土)

1. 自己紹介
2. 会社紹介
3. 民間航空機事業
4. 民間航空機エンジン事業

1. 自己紹介
2. **会社紹介**
3. 民間航空機事業
4. 民間航空機エンジン事業

 **MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES**

*Total Assets*  
*(as of March 2020)* **5.0兆円 (\$46.3bil.)**

*Employees*  
*(as of March 2020)* **81,631名**

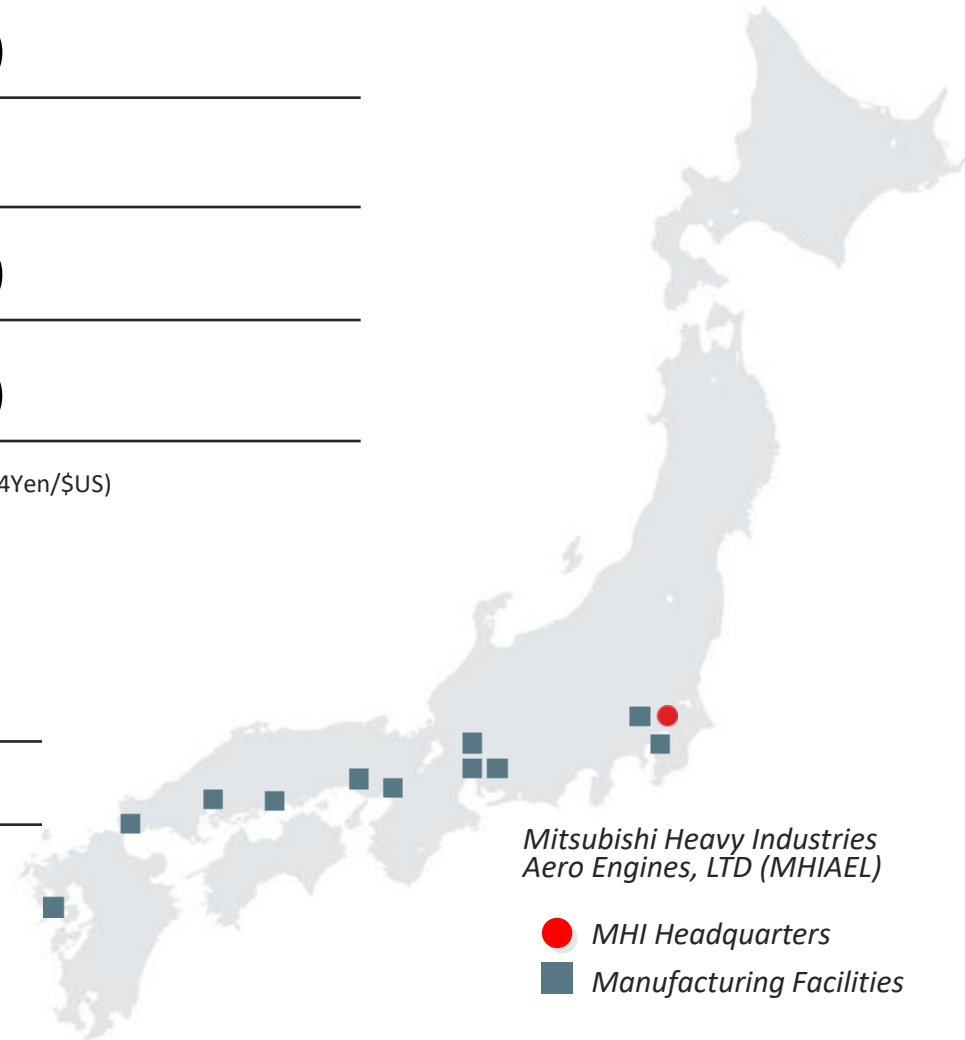
*Orders Received*  
*(April 2010 thru March 2020)* **4.2兆円 (\$38.7bil.)**

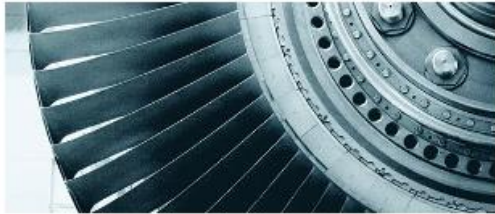
*Revenue*  
*(April 2010 thru March 2020)* **4.1兆円 (\$37.5bil.)**

(Figures given are on consolidated basis, converted into US Dollars at 107.74Yen/\$US)

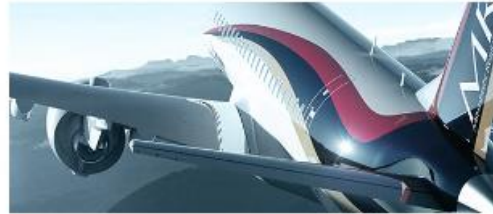
*Manufacturing Facilities* **11**

*R & I Centers* **1**





**ENERGY >**



**AIRCRAFT >**



**SPACE >**



**SHIP & OCEAN >**



**TRANSPORTATION >**



**MATERIAL HANDLING >**



**ENVIRONMENT >**



**AUTOMOTIVE >**



**INDUSTRIAL MACHINERY >**



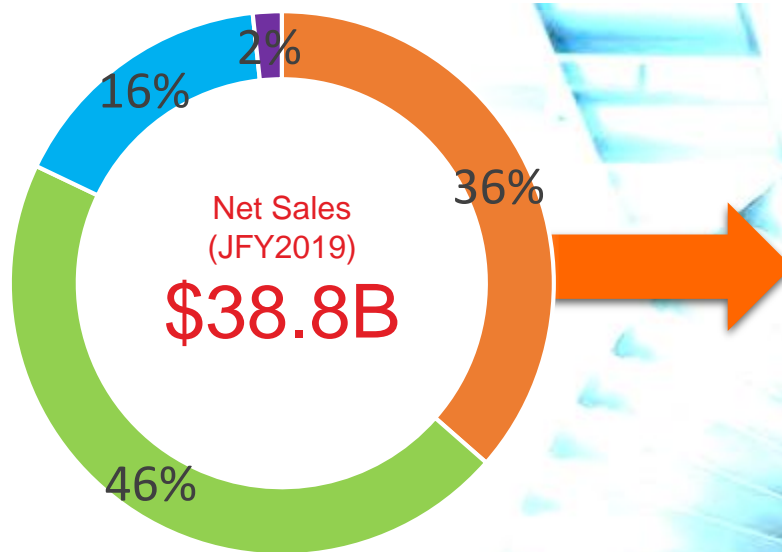
**INFRASTRUCTURE >**









**LIVING & LEISURE >**

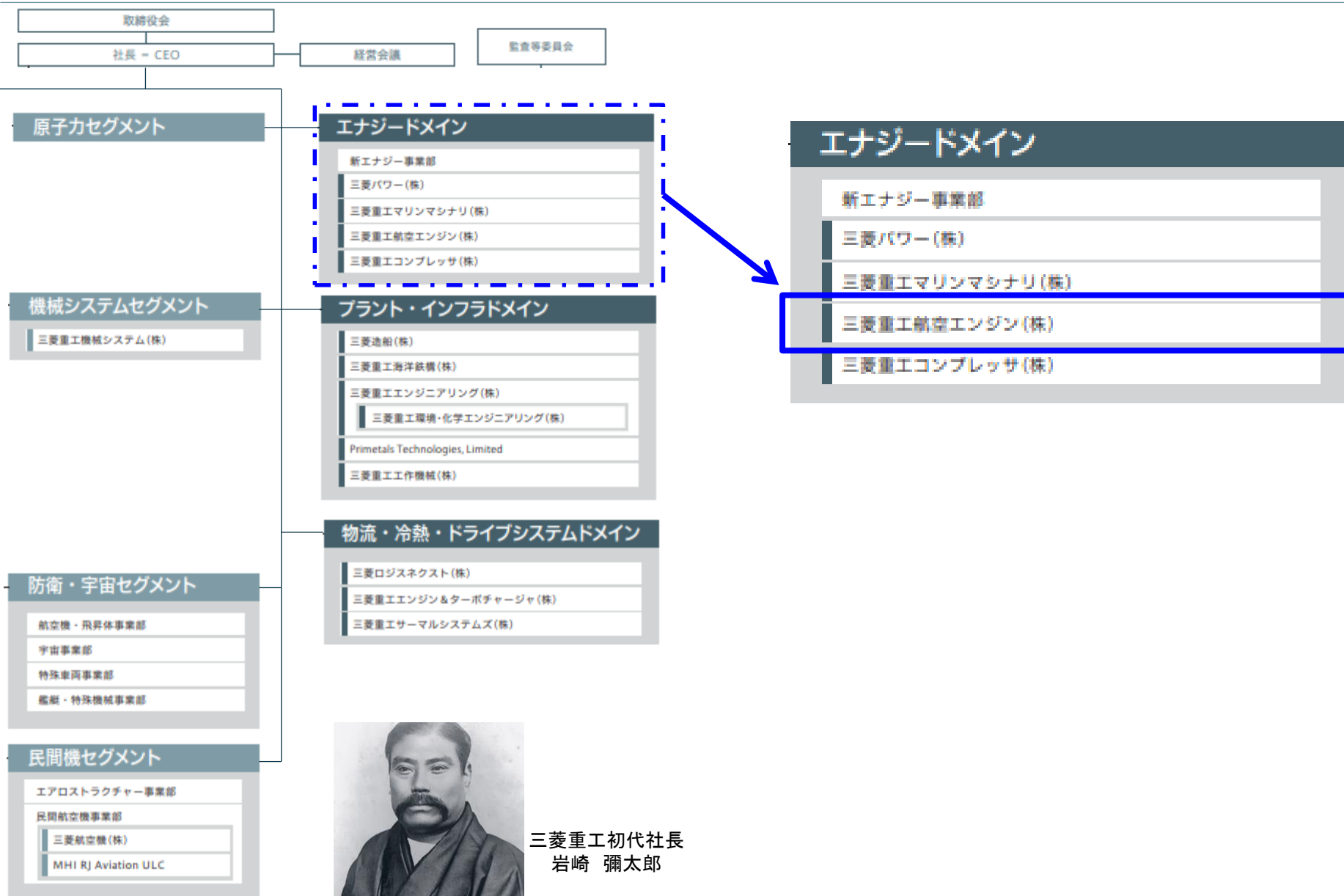


**DEFENSE >**



- Power Systems
- Industry & Infrastructure
- Aircraft, Defense & Space
- Others

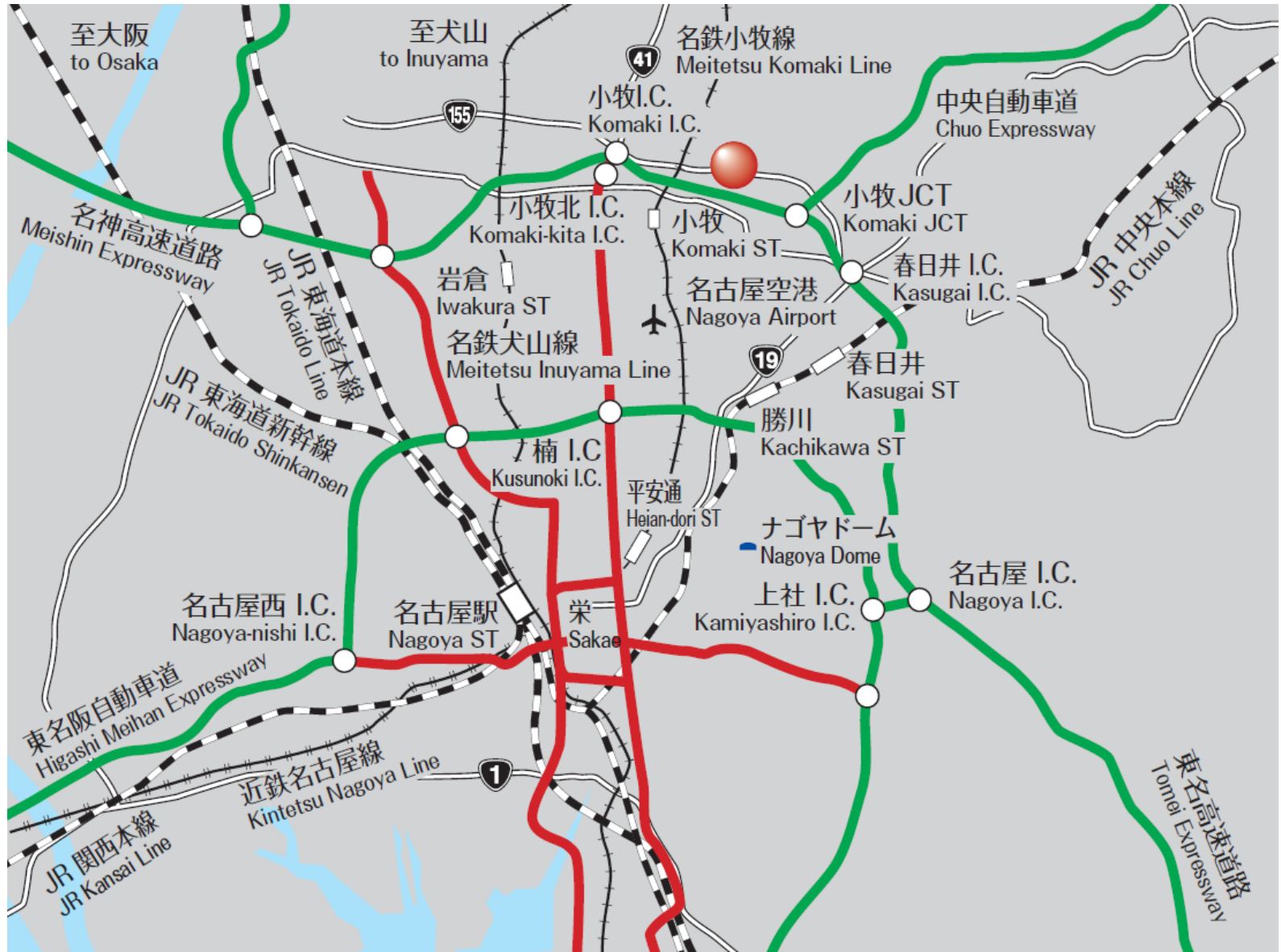
Thermal Power Plants 
<b>Aero Engines</b> 
Compressors 
Aero Derivative Gas Turbines 
Renewable Energy 
Marine Machinery 



三菱重工初代社長  
岩崎 彌太郎

名 称	三菱重工航空エンジン株式会社 Mitsubishi Heavy Industries Aero Engines, Ltd. (MHIAEL)							
所 在 地	愛知県小牧市東田中1200番地 三菱重工工業(株)名古屋誘導推進システム製作所構内							
代表者の役職・氏名	取締役社長 島内克幸							
事 業 内 容	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 航空機用エンジン及び部品・部分品並びにこれに関する機器類の設計、製造、修理及び部品・部分品の販売</li> <li>2. 発電用、機械駆動用のガスタービンエンジン並びにこれに付帯する機器類の設計、製造、修理及び部品・部分品の販売</li> <li>3. 前各号に付帯する一切の業務</li> </ol>							
資 本 金	60億円							
株 主 及 び 持 株 比 率	<table border="0"> <tr> <td>三菱重工工業株式会社</td> <td>89%</td> </tr> <tr> <td>株式会社IHI</td> <td>1%</td> </tr> <tr> <td>株式会社日本政策投資銀行</td> <td>10%</td> </tr> </table>		三菱重工工業株式会社	89%	株式会社IHI	1%	株式会社日本政策投資銀行	10%
三菱重工工業株式会社	89%							
株式会社IHI	1%							
株式会社日本政策投資銀行	10%							
従 業 員	1000名(2020年11月1日現在)							
発 足 日	2014年10月1日							





## 事業環境

- 旺盛かつ堅調な航空機需要に支えられた成長市場。今後20年間で約83,000基（約130兆円）のエンジン需要あり。
- 低燃費・低騒音である最新型エンジン事業（PW1100GやTrent等）に幅広く参画、環境負荷低減に貢献。
- 今後MRO事業（メンテナンス・補修）がますます活性化し、市場拡大を牽引。

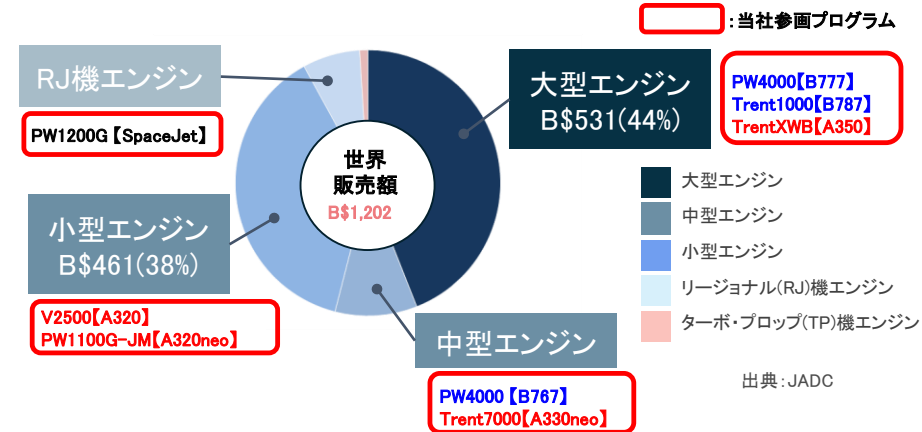
## 施策

- 事業拡大に対応した設備・人員の増強  
⇒グループ内リソースを有効活用した
  - ・ 部品製造の増産対応
  - ・ A320neo搭載用PW1100G-JMのMRO事業立上げ
- グループ内の技術シナジーを発揮し、事業領域拡大  
⇒
  - ・ OEM（P&W・RR）との協業深化による開発参画拡大
  - ・ 部品修理技術の確立・事業化による更なる事業領域拡大

MRO : Maintenance Repair & Overhaul QCD : Quality, Cost, Delivery  
OEM : Original Equipment Manufacturer P&W : Pratt & Whitney 社  
RR : Rolls-Royce 社

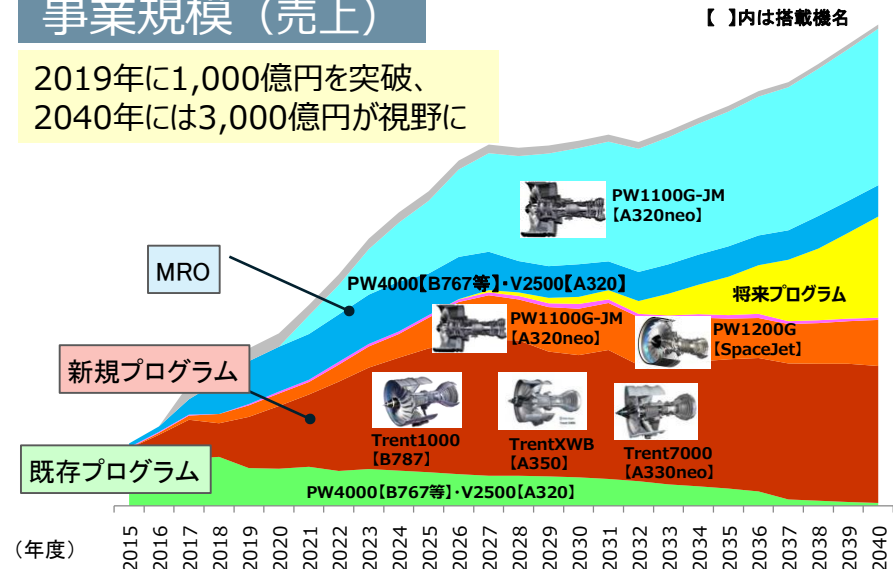
## 市場規模・成長性

今後20年間で約130兆円（約83,000基）のエンジン需要あり



## 事業規模（売上）

2019年に1,000億円を突破、  
2040年には3,000億円が視野に



## 今後の事業拡大を見据え、“将来拡張も踏まえた新たなエンジン部品製造拠点”

三菱重工航空エンジン 長崎工場 (2020年開設)



MRO : 世界各国のアラインへ



民間機エンジンの組立、MRO



Head Office



三菱重工航空エンジン 名誘工場



民間機エンジンの部品製造

部品製造 :  
欧州、北米でのエンジン組立へ

民間機エンジンの部品製造



# 参画プログラム (民間エンジン)

	過去	現在
<b>超大型機</b> (over 400 seats)	B747  	A380/B747-8  
	部品製造 MRO	部品製造
<b>広胴機</b> (300-400 seats)	B777  A340  	A350XWB  B777X   
	部品製造 MRO	部品製造
<b>中型広胴機</b> (200-300 seats)	B767  A330  	B787  A330neo    
	部品製造 MRO	部品製造
<b>狭胴機</b> (100-200 seats)	B737  A320  	B737MAX  A320neo  
	部品製造 MRO	部品製造
<b>リージョナル ジェット</b> (30-100 seats)	CRJ 700/900  EBR190/195  EBR170/175 	SpaceJet/C series  
		部品製造 組立
<b>ヘリコプタ</b>	-	S-76D  
		部品製造

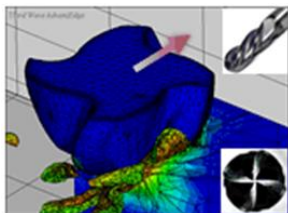
## 燃焼器モジュール



燃焼器ケース



燃焼器



切削シミュレーション



セラミックミリング



高速レーザ穴加工

先進製造技術

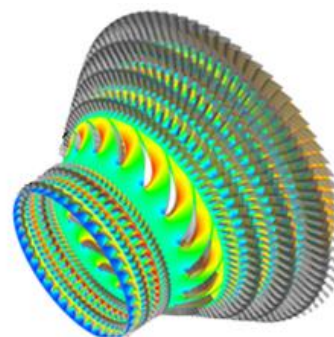
## タービンモジュール



タービンブレード



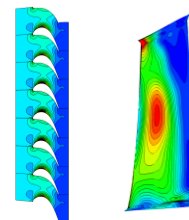
タービンディスク



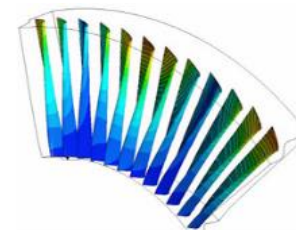
流れ解析



要素試験

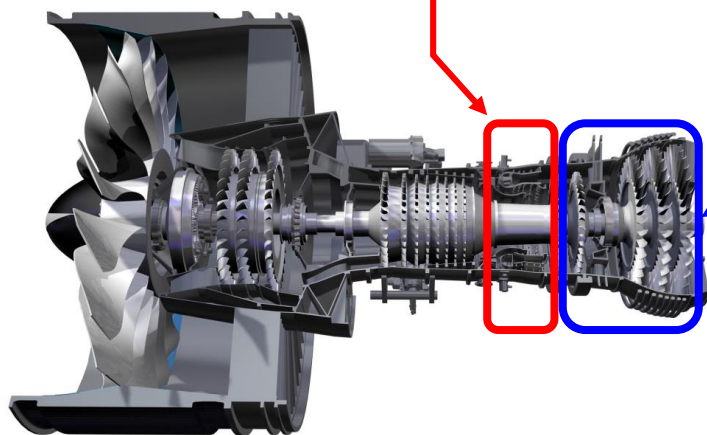


応答解析



フラッタ解析

設計技術



	自社開発	ライセンス生産	整備・修理	
回転翼機	 <p>OH-1(陸)</p>  <p>TS1</p> <p>部品製造 MRO</p>	 <p>H-60系(陸海空)</p>  <p>T700</p> <p>部品製造</p>  <p>CH-47(陸空)</p>  <p>Honeywell T55</p> <p>部品製造</p>	 <p>UTC Aerospace Systems TITAN系</p> <p>新規製造 MRO</p>  <p>UTC Aerospace Systems TITAN系</p> <p>新規製造 MRO</p>	 <p>TH-480(陸) (250-C20W)</p>  <p>250系</p> <p>MRO</p>
固定翼機	 <p>F-4(空)</p>  <p>GCM1B</p> <p>部品製造 MRO</p>	 <p>F-15(空)</p>  <p>F100</p> <p>部品製造</p>  <p>F-2(空)</p>  <p>GE F110</p> <p>部品製造</p>	 <p>Honeywell JFS190</p> <p>部品製造 MRO</p>  <p>UTC Aerospace Systems ESS/EPU</p> <p>部品製造 MRO</p>	 <p>T-5(海) (250-B17D)</p>  <p>T-7(空) (250-B17F)</p>  <p>250系</p> <p>MRO</p>  <p>U-36A(海) (TFE731-2-2B)</p>  <p>U-125A(空) (TFE731-5R-1H)</p>  <p>Honeywell TFE731系</p> <p>MRO</p>  <p>T/LC-90(海) (PT6A-21)</p>  <p>LR-2(陸) (PT6A-60A)</p>  <p>PT6系</p> <p>MRO</p>
無人機	 <p>TJM3</p> <p>新規製造</p>	 <p>FFOS/FFRS(陸)</p>  <p>MG6</p> <p>新規製造 部品製造 MRO</p>		 <p>T-400(空)</p>  <p>JT15D-5F</p> <p>MRO</p>

## <MRO エンジン修理>

取扱製品	搭載機体	作業範囲/整備台数
	B747/B767	・エンジン全体整備 (フルオーバーホール) (1994年～)
	B777	・モジュール整備 (LPC*1, LPT*2) (2004年～)
	A320	・エンジン全体整備 (フルオーバーホール) (2016年～)
	B787	・モジュール交換 (IPC*3) (2019年～)

## <新製エンジン組立>

取扱製品	搭載機体	作業範囲
	SpaceJet	・最終組立 ・エンジン試験

## <立上げ機種 MRO エンジン修理 >

取扱製品	搭載機体	作業範囲
	A320-neo	・エンジン全体整備 (2021年開始予定)

## <主要顧客>

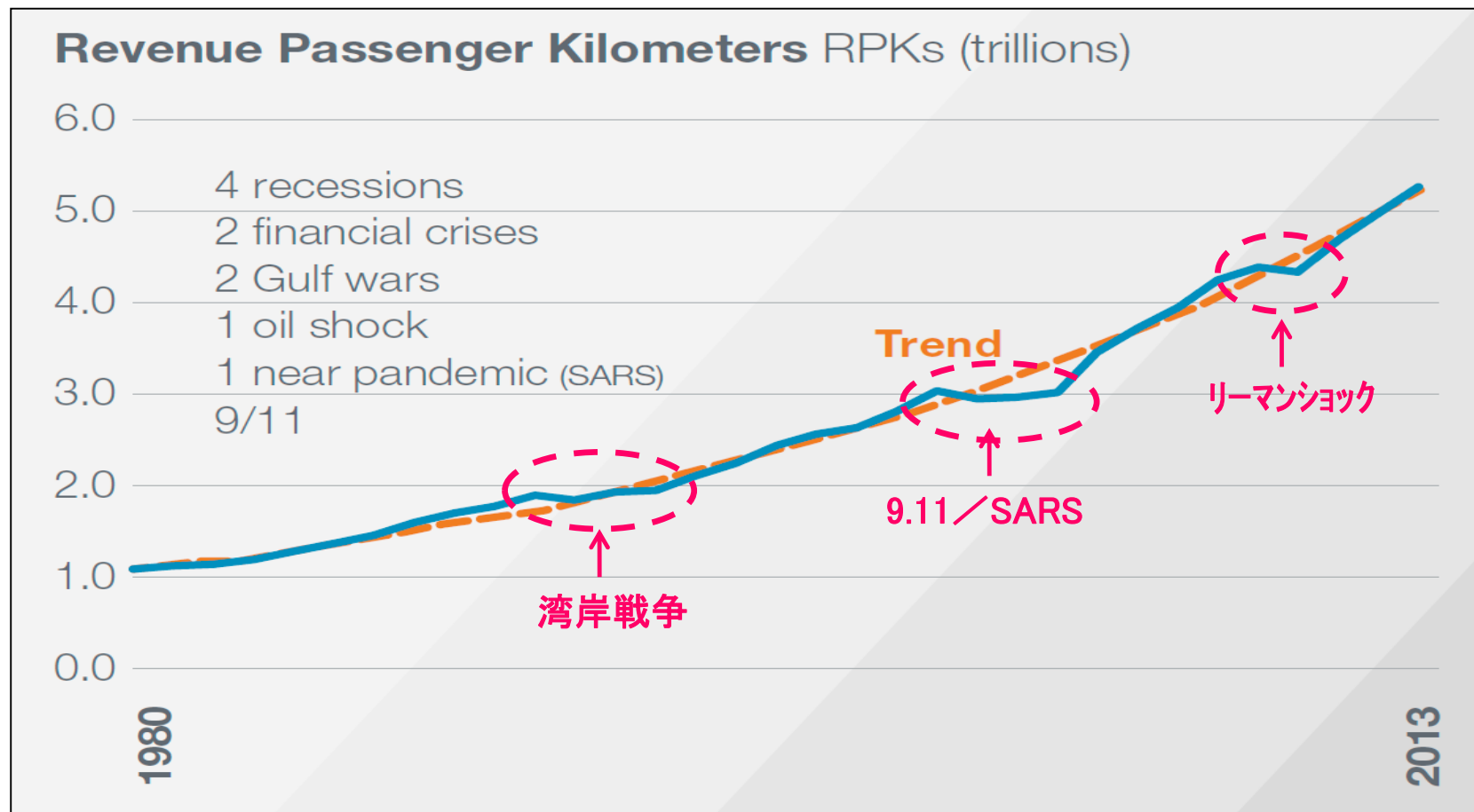
\*1 : Low Pressure Compressor Module  
 \*2 : Low Pressure Turbine Module  
 \*3 : Intermediate Pressure Compressor Module

1. 自己紹介
2. 会社紹介
- 3. 民間航空機事業**
4. 民間航空機エンジン事業



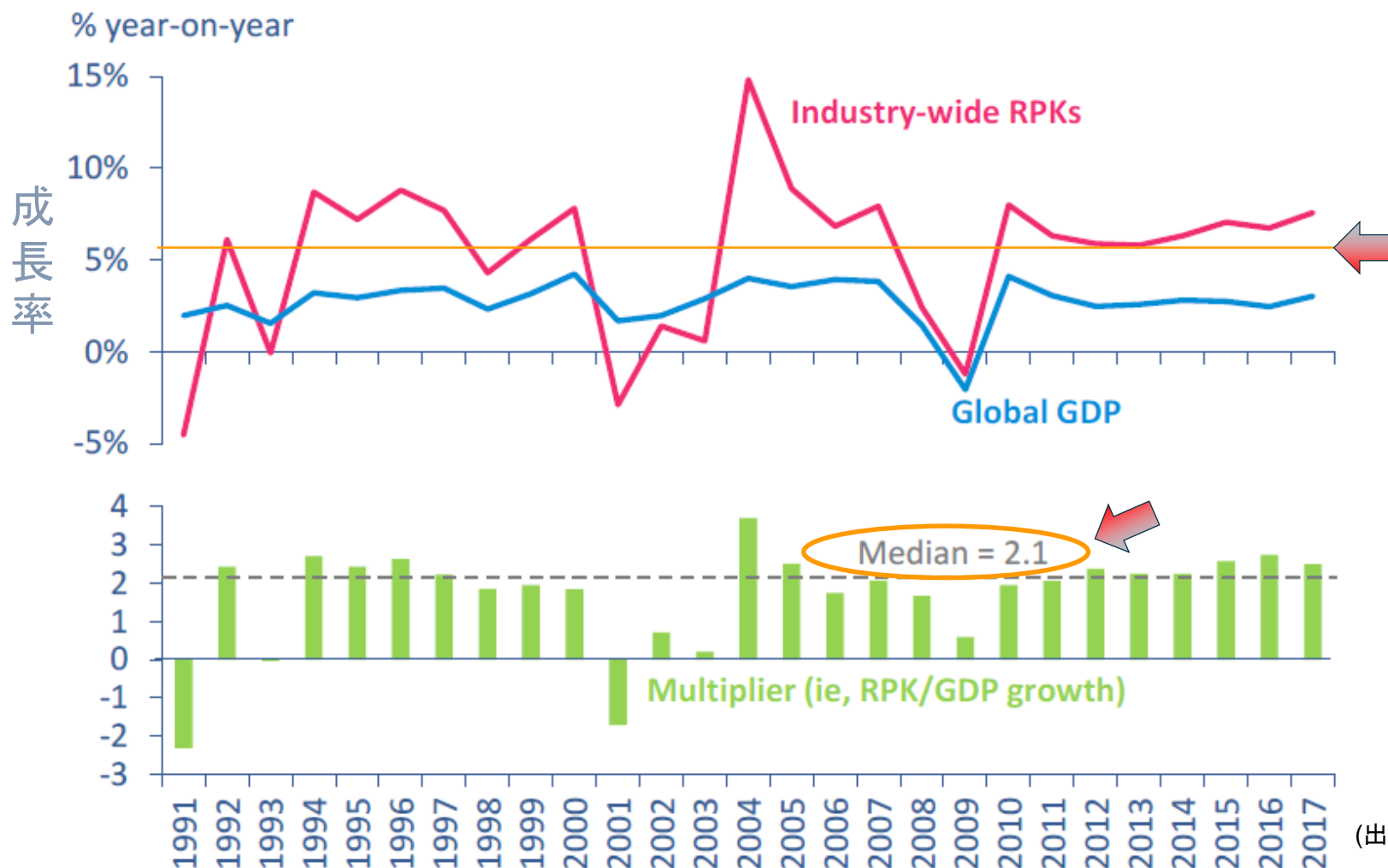
# これまでの民間航空機需要

事業の展望 **旅客距離トレンド** (有償旅客キロ数(RPK): 1年間の航空機を使った延べ移動距離)



世界の旅客需要は継続的に年平均5%増加していた

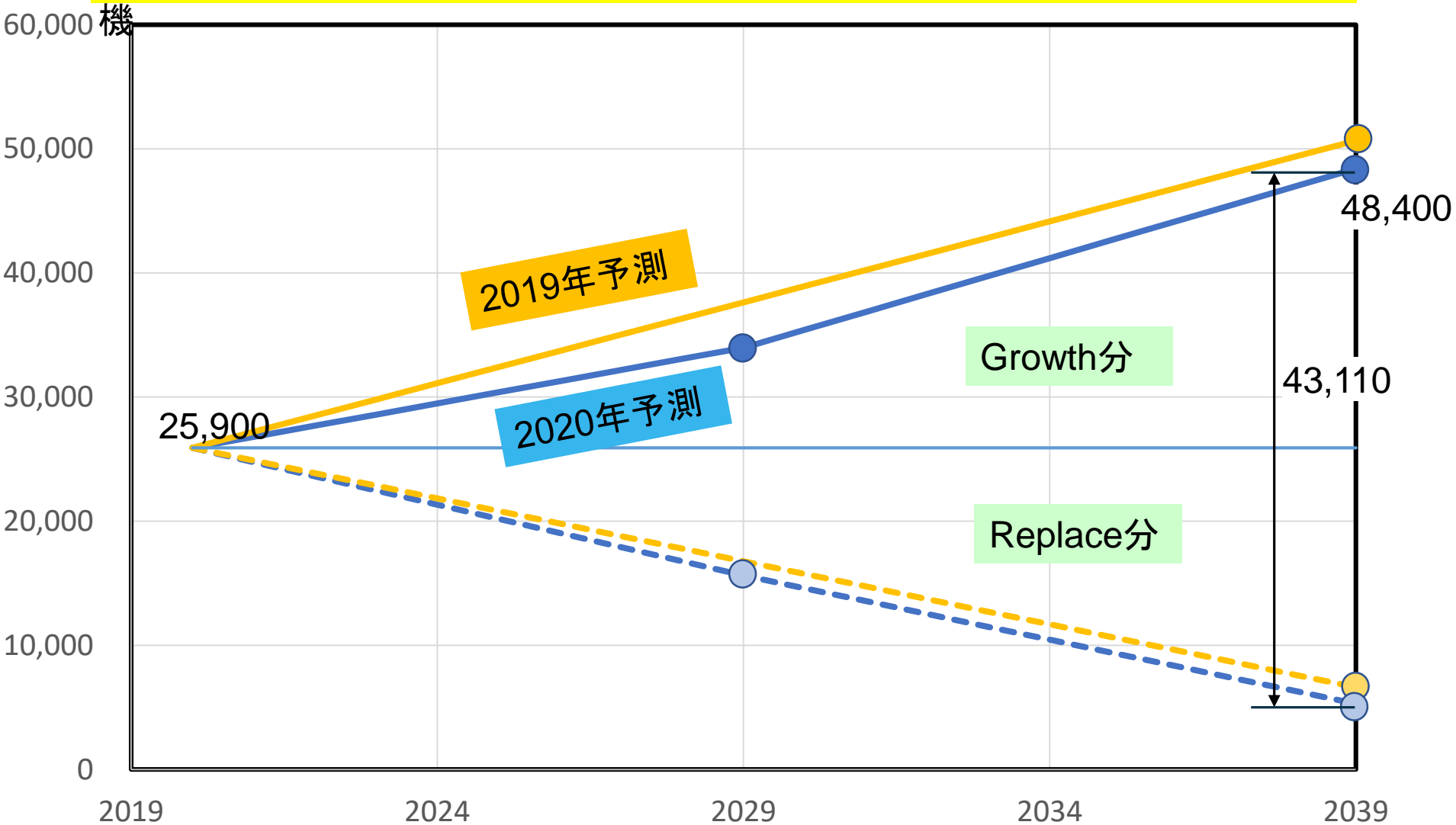
有償旅客キロ数(RPK)は年率平均5.5%で増加。GDPの成長率の約2倍



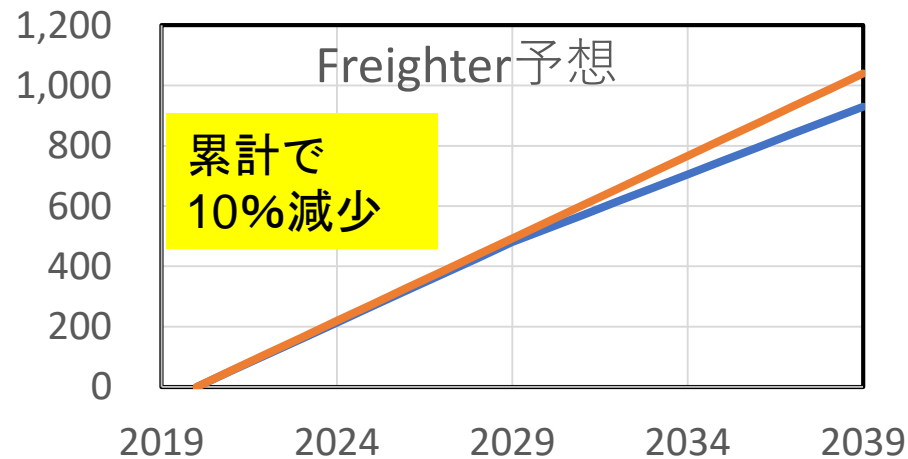
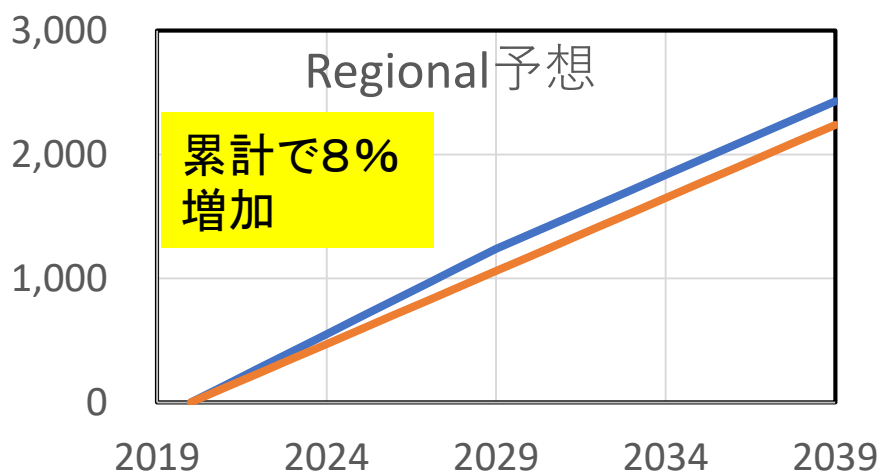
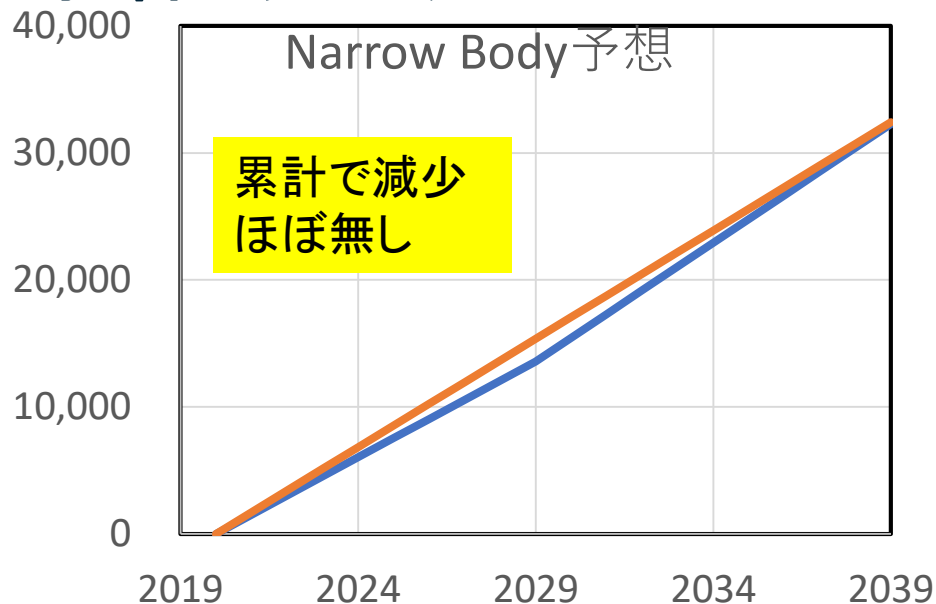
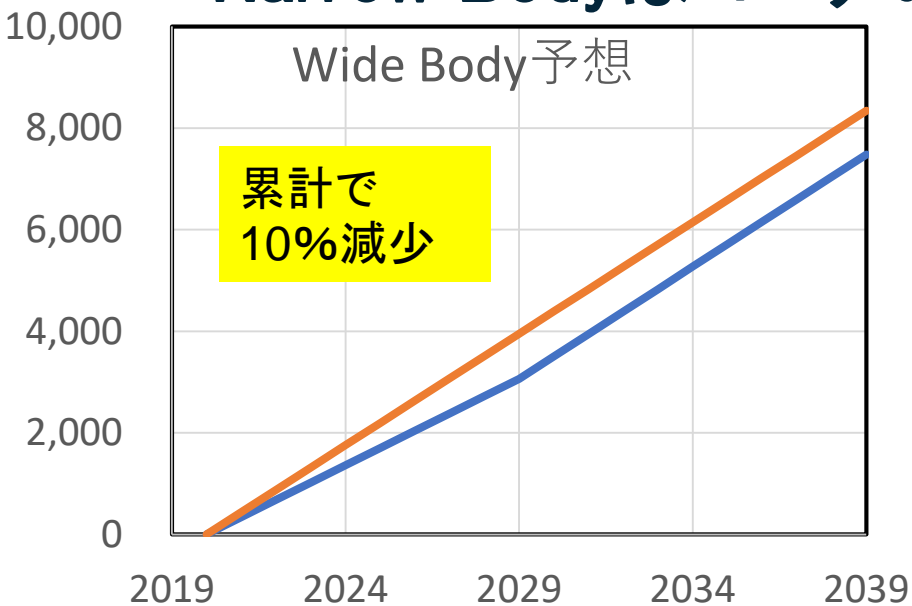
(出展: ICAO)

今後20年間、BOEINGは年率4.5%、AIRBUSは年率4.8%増加と予想

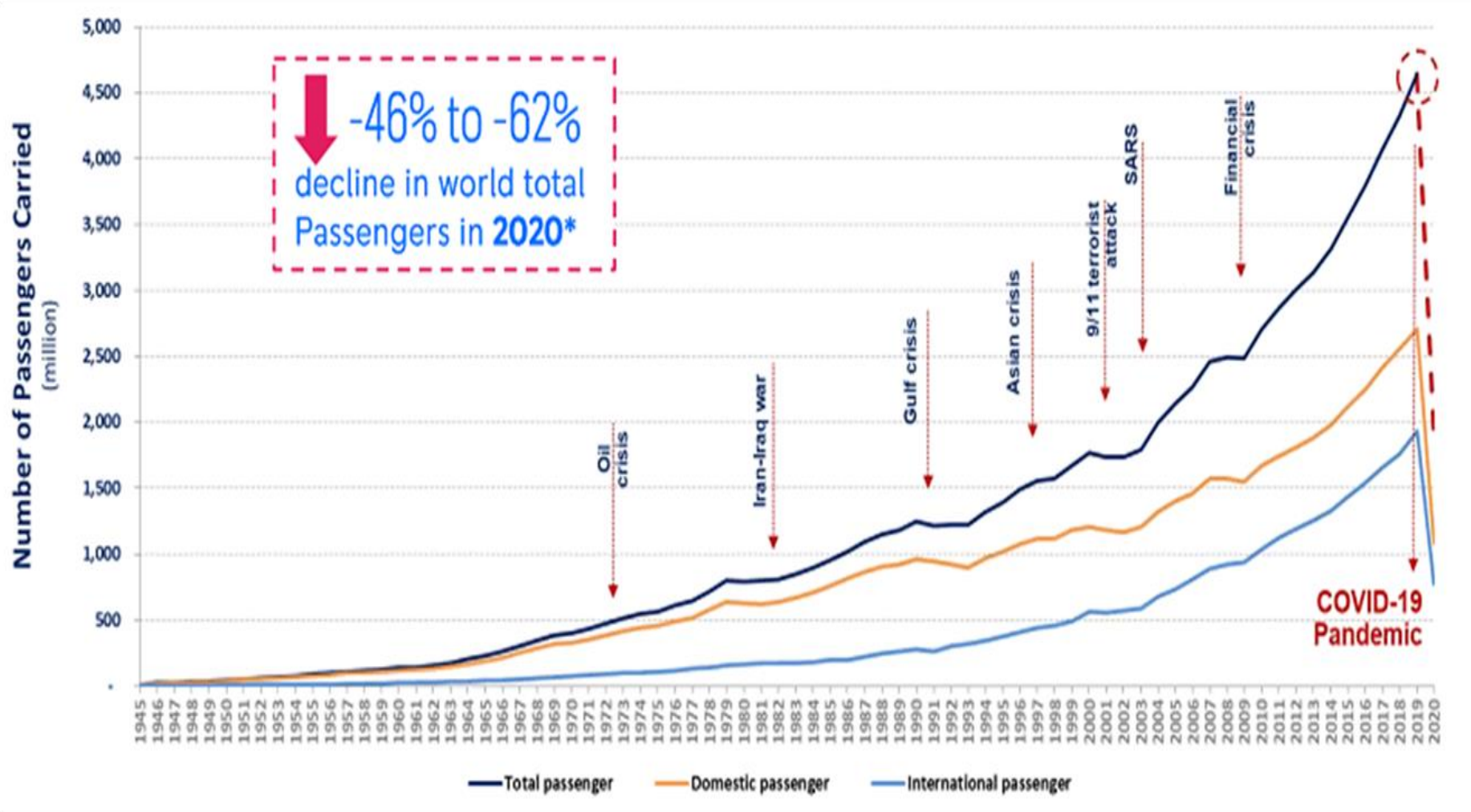
## コロナの影響を受けても20年で約2倍の需要と予測



# Narrow Bodyはコロナの影響を受けず

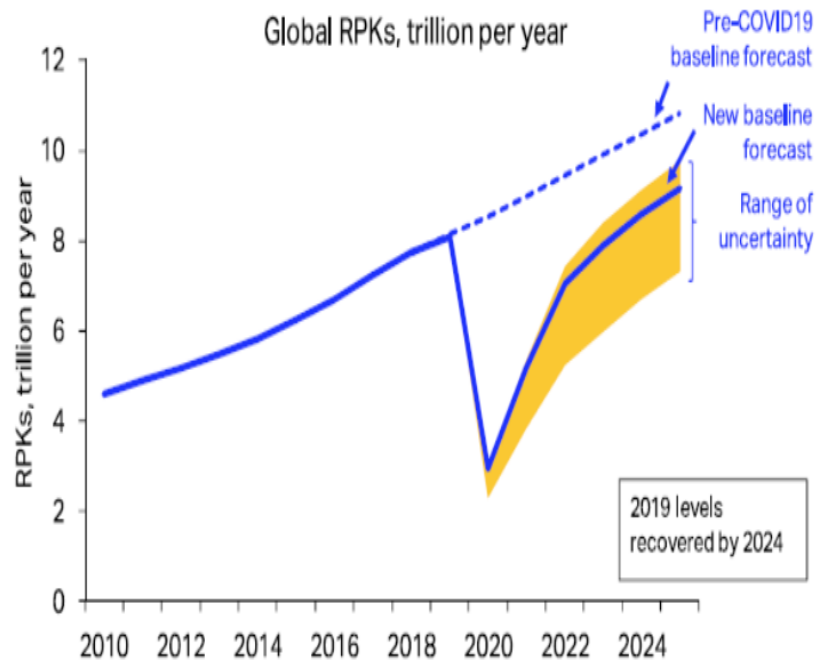


## 過去のイベントでは元の成長曲線に復帰していたが...



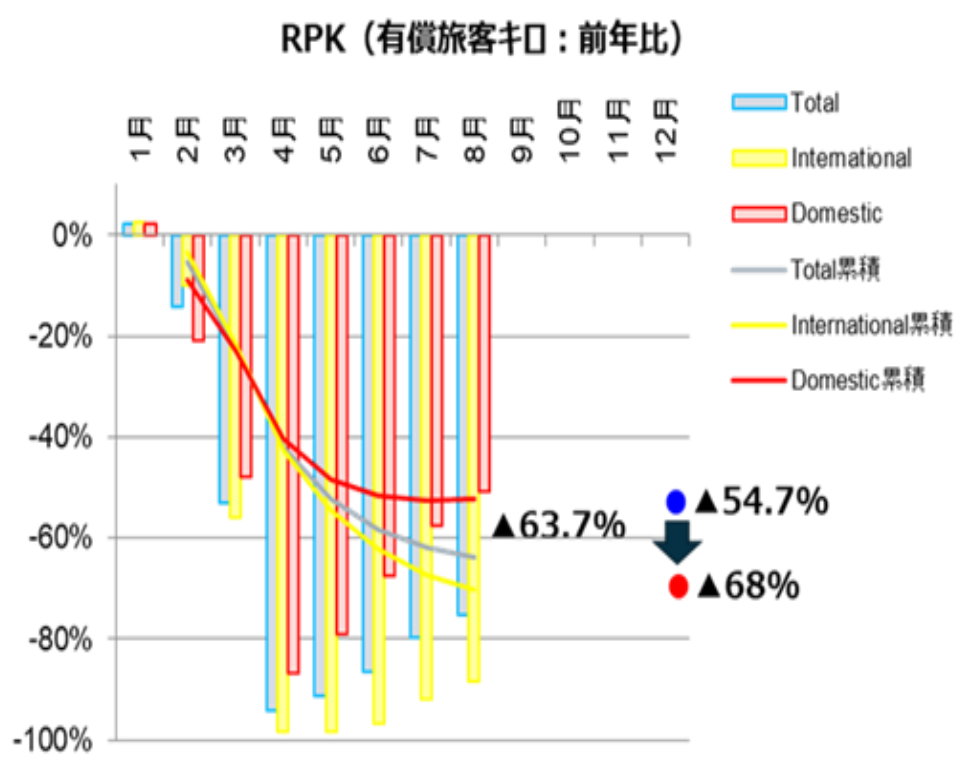
**・2019年レベルに復帰するのは2024年**  
**・国内線(Narrow Body)は国際線(Wide Body)より復調良好**

IATA Economics' Chart of the Week 30 July 2020  
 Five years to return to the pre-pandemic level of passenger demand



Source: IATA/ Tourism Economics Air Passenger Forecasts

IATA公表値 (8月実績反映) 「回復の大半は国内線市場」

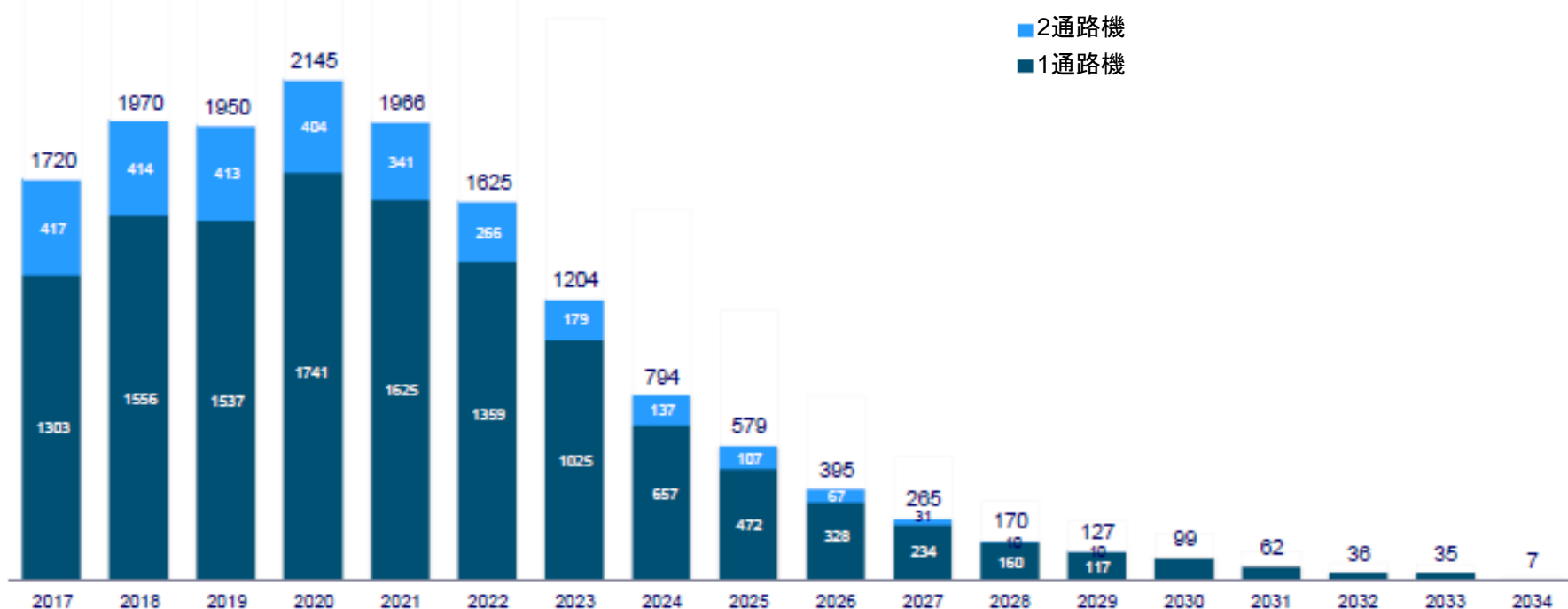


# 大量のバックログ : 安定した需要

## BACKLOG DELIVERIES BY YEAR

(# Aircraft)

既受注機体の納入予定 (@2016年時点受注実績ベース)

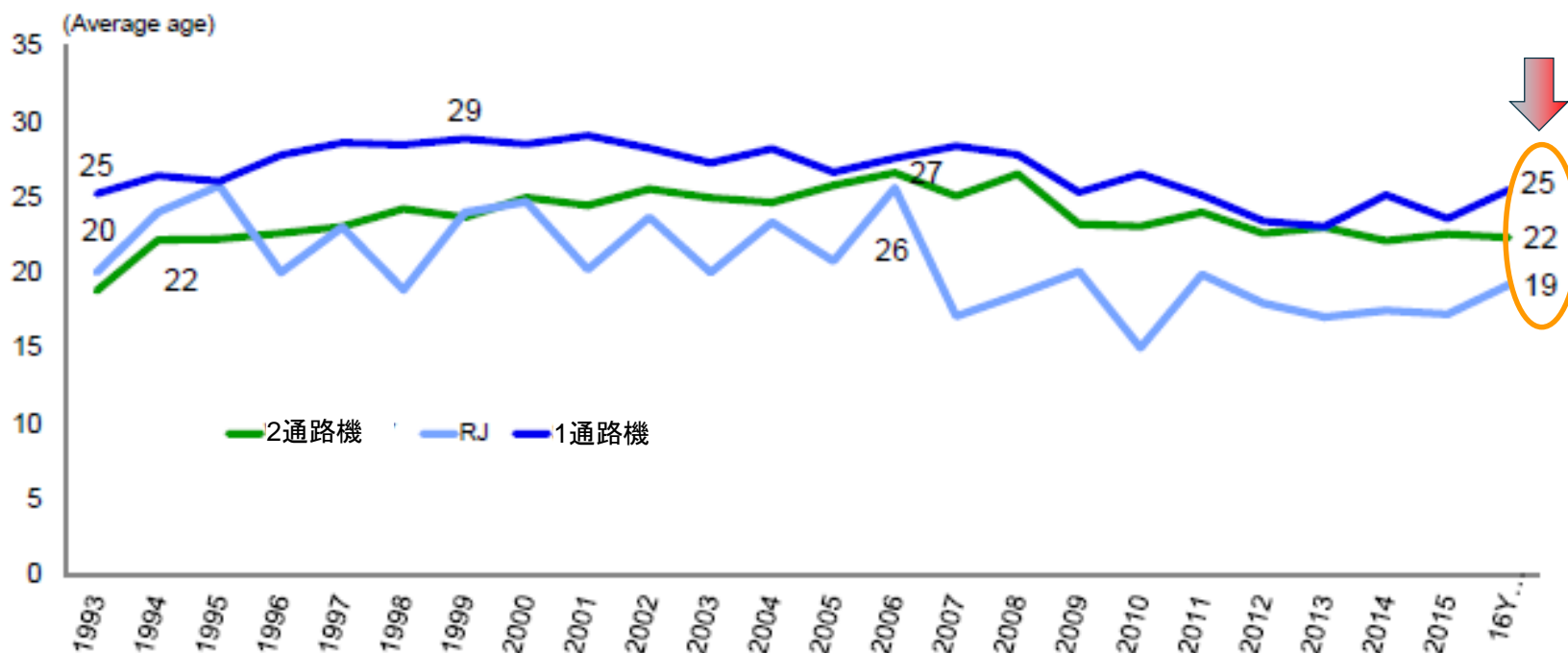


Source: Fleet Discovery 9/30/16, Net Aircraft Backlog  
Single aisle defined as jets greater than 95 seats

サプライチェーン全体で供給限界  
寡占状態の中、供給サイドで市場をコントロール

## AVERAGE PASSENGER A/C RETIREMENT AGE

RJ retirement age impacted the most due to 50 seaters; single aisle average age down to '90s levels



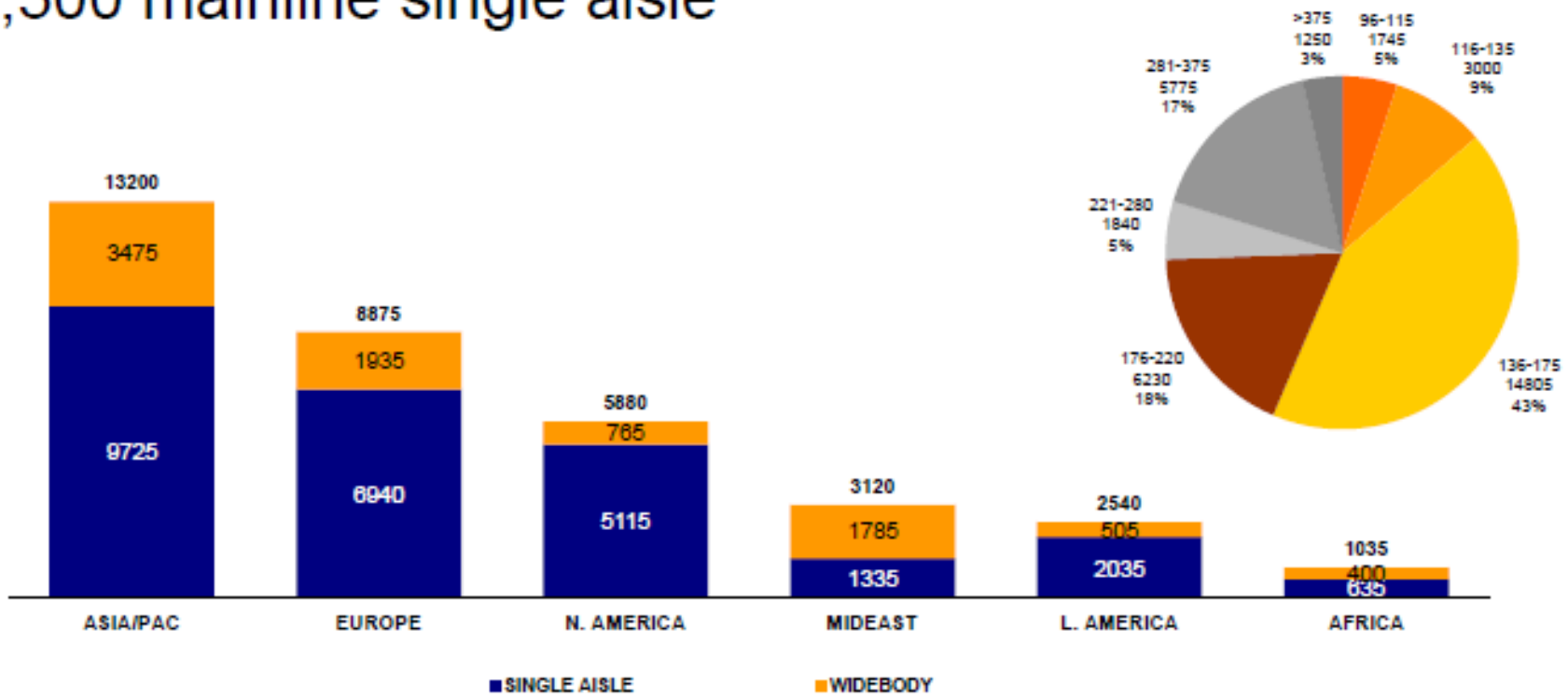
一機種の寿命=プログラムライフは40年以上  
膨大な開発費⇒ハイリスク・ハイリターンのビジネス



新興国の個人消費が2.4倍。世界的に中間層が2倍。⇒可処分所得の増加  
 特に経済成長の60%以上が新興国⇒新興国での一人当たりのその移動が2.5倍

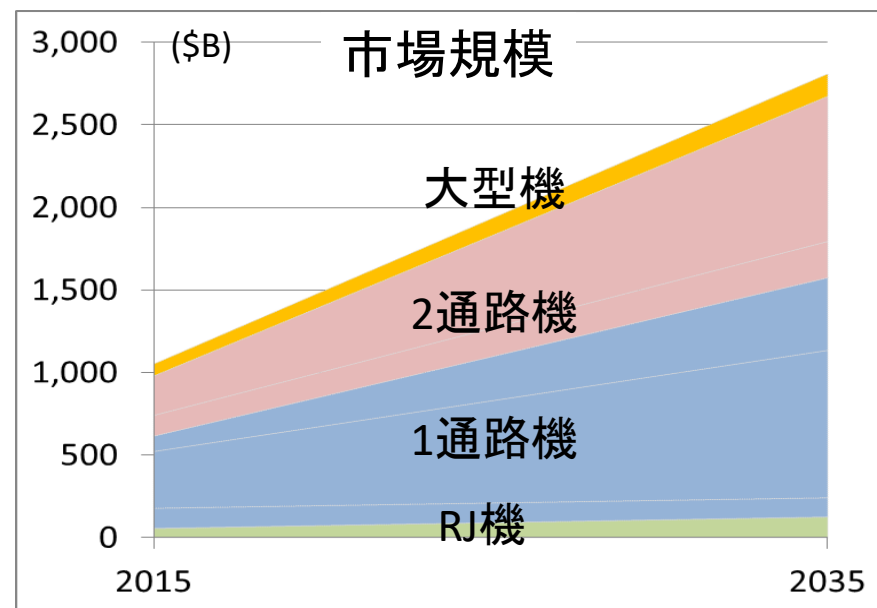
## DELIVERY FORECAST, 2016-2035

34,650 total aircraft  
 25,300 mainline single aisle



アジア・太平洋地域での需要が最大

- 機体製造メーカー(100兆円規模)
- 中・大型旅客機(国際線用の2通路機や国内線用の1通路機)
  - ボーイング(米国)
  - エアバス(欧州)
- 小型旅客機(地方路線用のプロペラ機やリージョナル機)
  - エンブレア(ブラジル)
  - ボンバルディア(カナダ)
  - 三菱航空機(日本)
  - 他(中国・ロシア等)
- エンジン製造メーカー(5兆円規模)
  - GE(米国)
  - Pratt & Whitney(米国)
  - Rolls-Royce(英国)



MRJを除き、日本メーカー(三菱重工,川崎重工,IHI,富士重工)はボーイング、エアバスやGE,P&W,RRプログラムに参画

部品点数 2通路機で600万点 自動車は2~3万点 : 200~300倍

⇒ **裾野が広く、技術の波及効果も大きい**

価格(定価) 787で約200億円 MRJが約50億円

開発費用 787で約1.2兆円 エンジン2~3千億円

新型モデルの寿命 20~30年

767は1980年代開発開始、後継の787は2004年開発開始

製品の寿命 20年以上

⇒ **開発リスク大・開発費多額のためモデルチェンジは少ない**

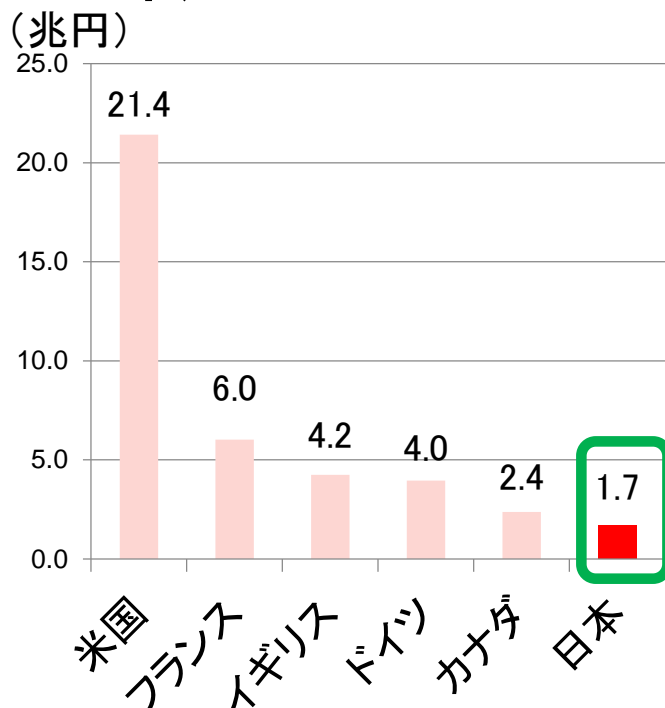
**高い技術力・資本力が必要のため参入障壁が高い**

**プログラムライフは40年⇒ ハイリスク・ハイリターン**

## 【各国航空宇宙産業規模】

(2013年)

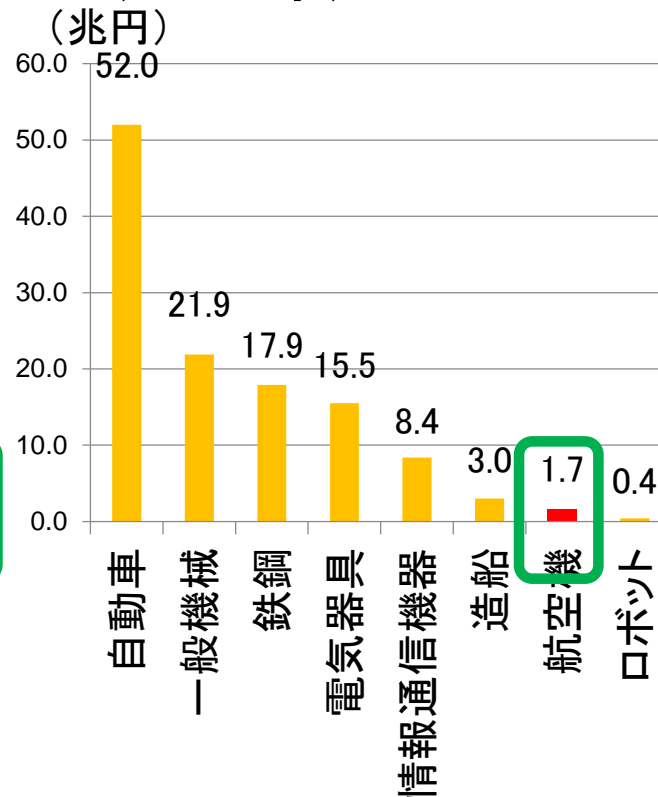
出典: SJAC



## 【産業別出荷額(日本)】

(2013年)

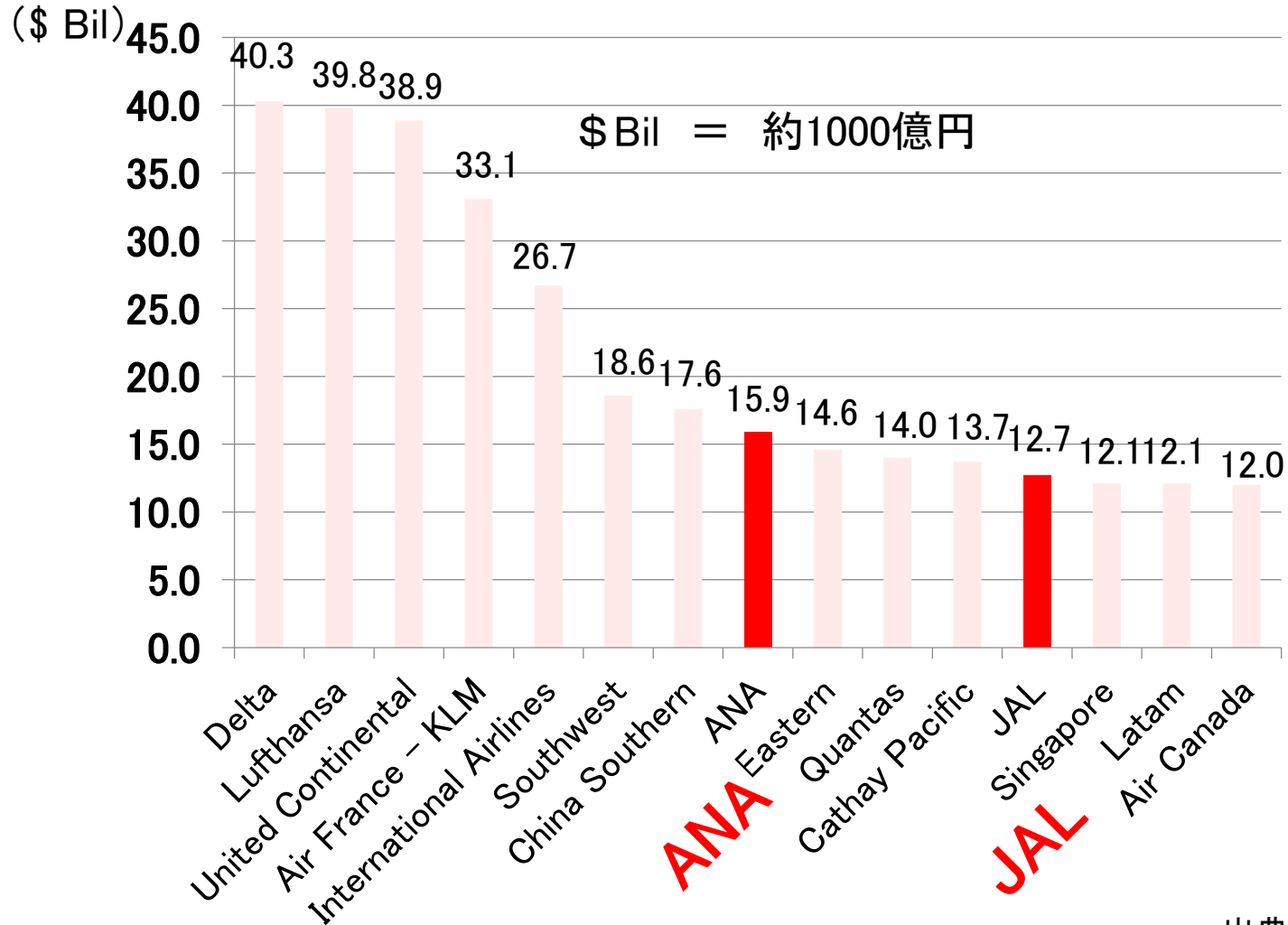
出典: 工業統計表



⇒ 米国の1/15  
英仏独の1/3

⇒ 自動車の1/30以下  
52兆円⇔1.7兆円

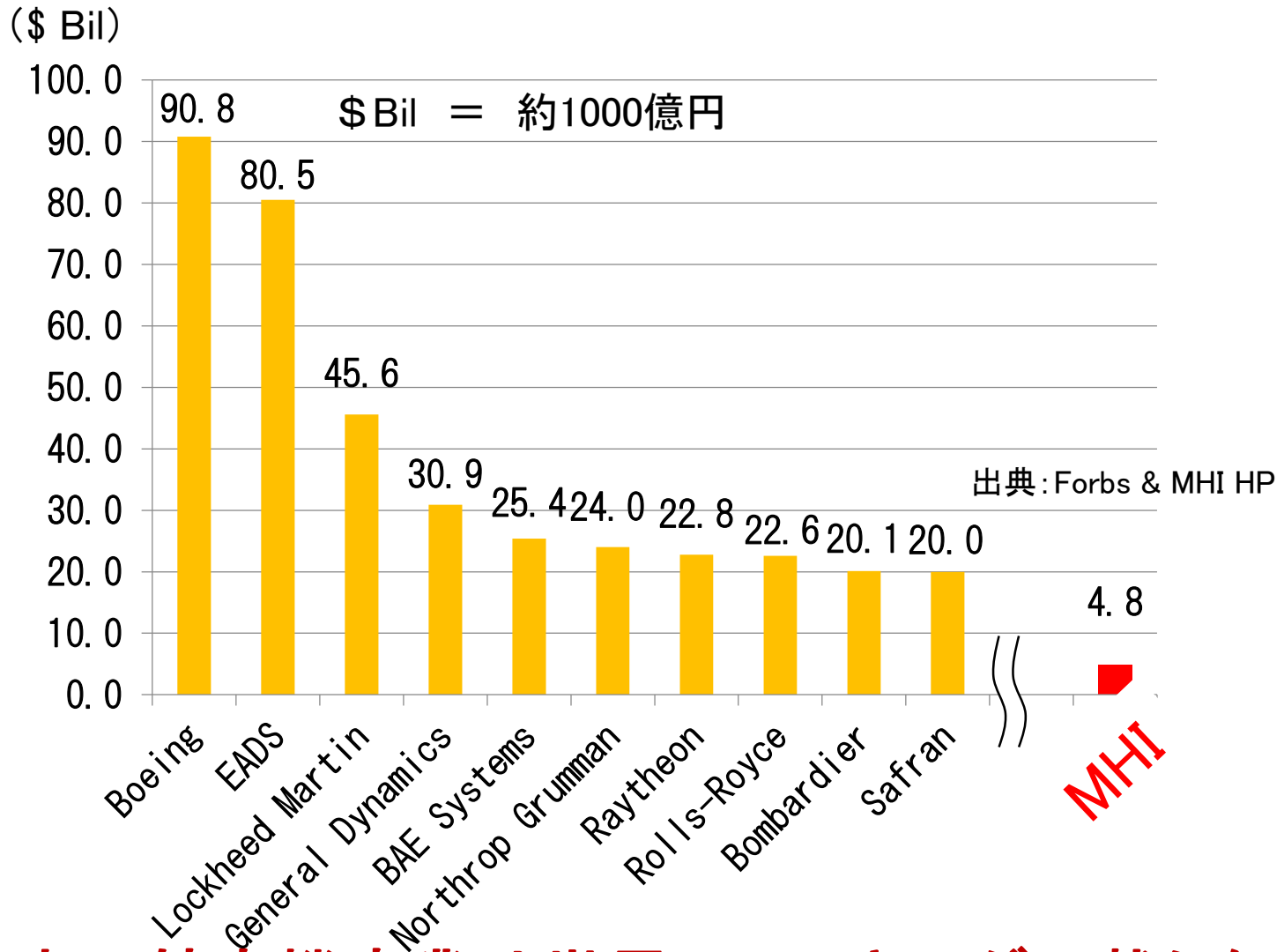
# エアラインの規模比較



日本のエアラインは世界規模で健闘  
(ANA1.6兆円 JAL1.3兆円)

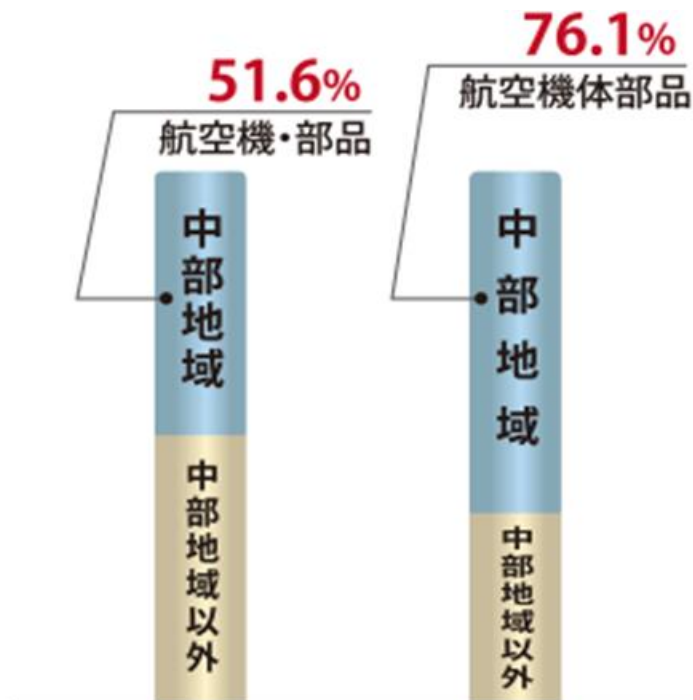
出典: Forbs

# Aerospace & Defence 企業の規模 三菱重工航空エンジン



日本の航空機産業は世界のランキングに載らない

- 中部地区は**全国の半分以上**が集積
- 三菱重工、川崎重工、富士重工が機体部品を製造
- エンジン(三菱重工航空エンジン)、素材メーカー(東レ)等



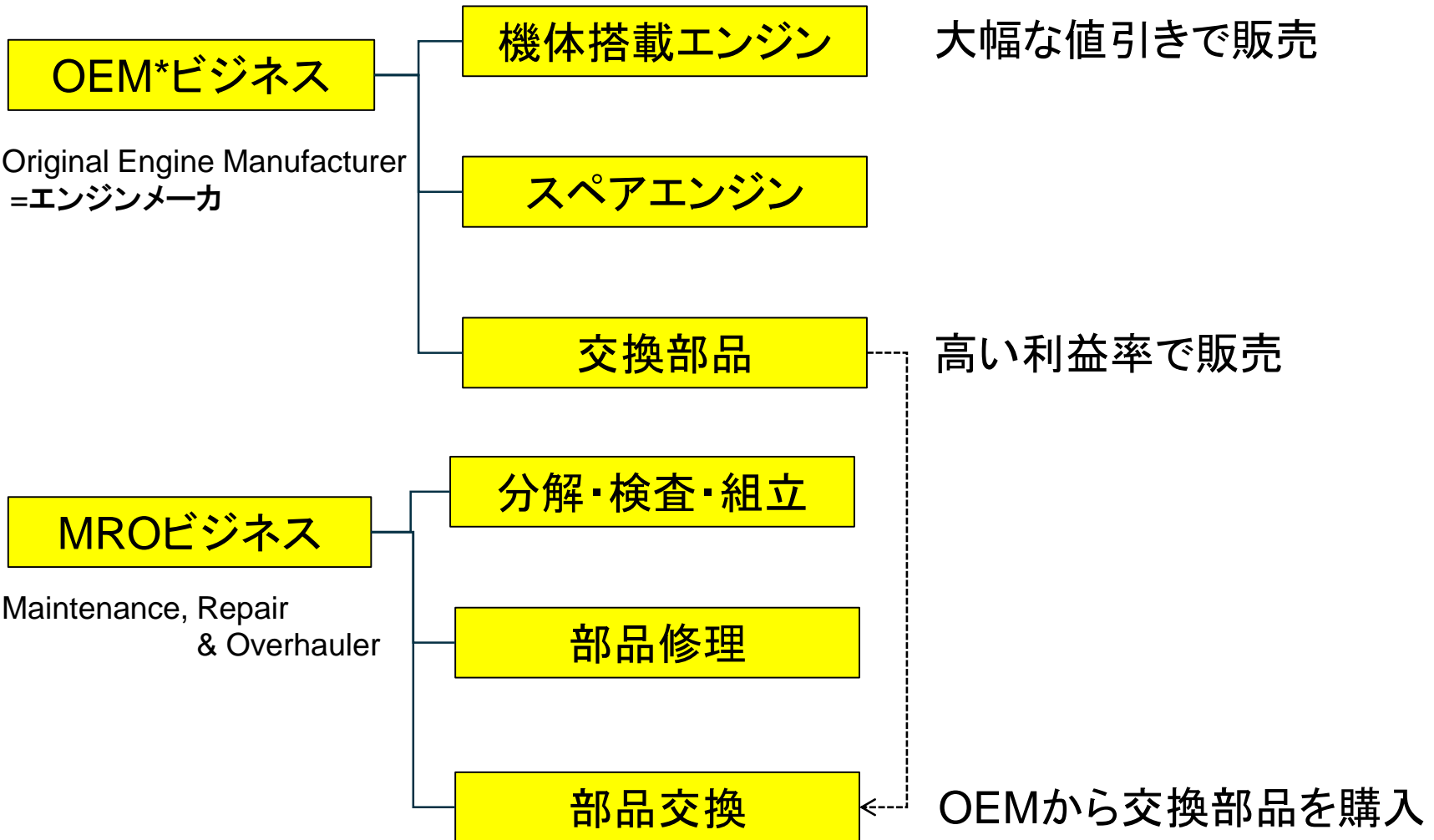
航空宇宙産業の集積状況(2013年)

航空機・部品・・・航空機、機体部品・付属装置、発動機、その他  
航空機体部品・・・航空機・部品のうち機体部品のみ

出典：中部経済産業局「管内生産動態統計集計結果」  
経済産業省「生産動態統計調査」(2014年2月)

1. 自己紹介
2. 会社紹介
3. 民間航空機事業
4. **民間航空機エンジン事業**

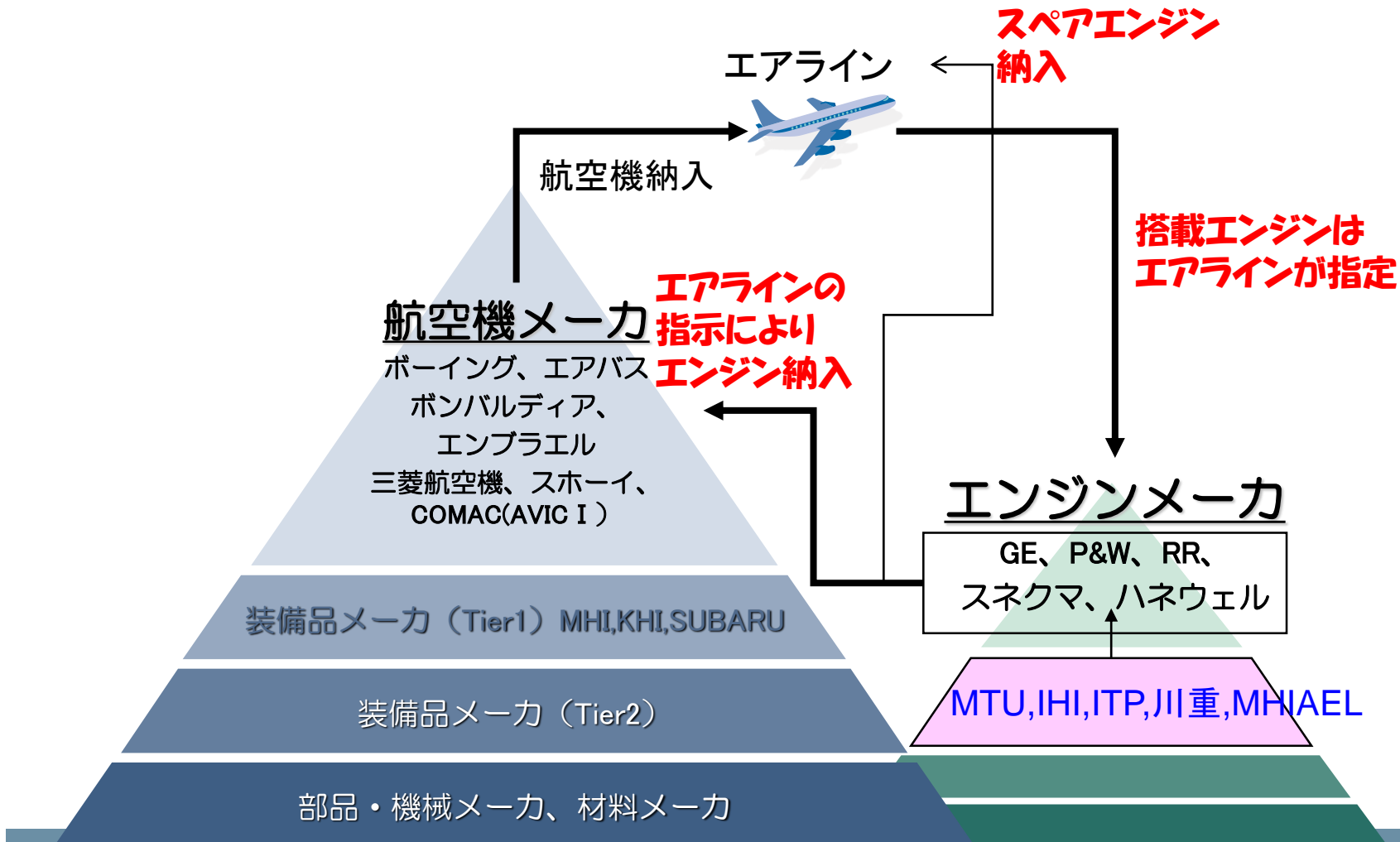




業界の構図：機体メーカー、エンジンメーカー、エアラインの関係

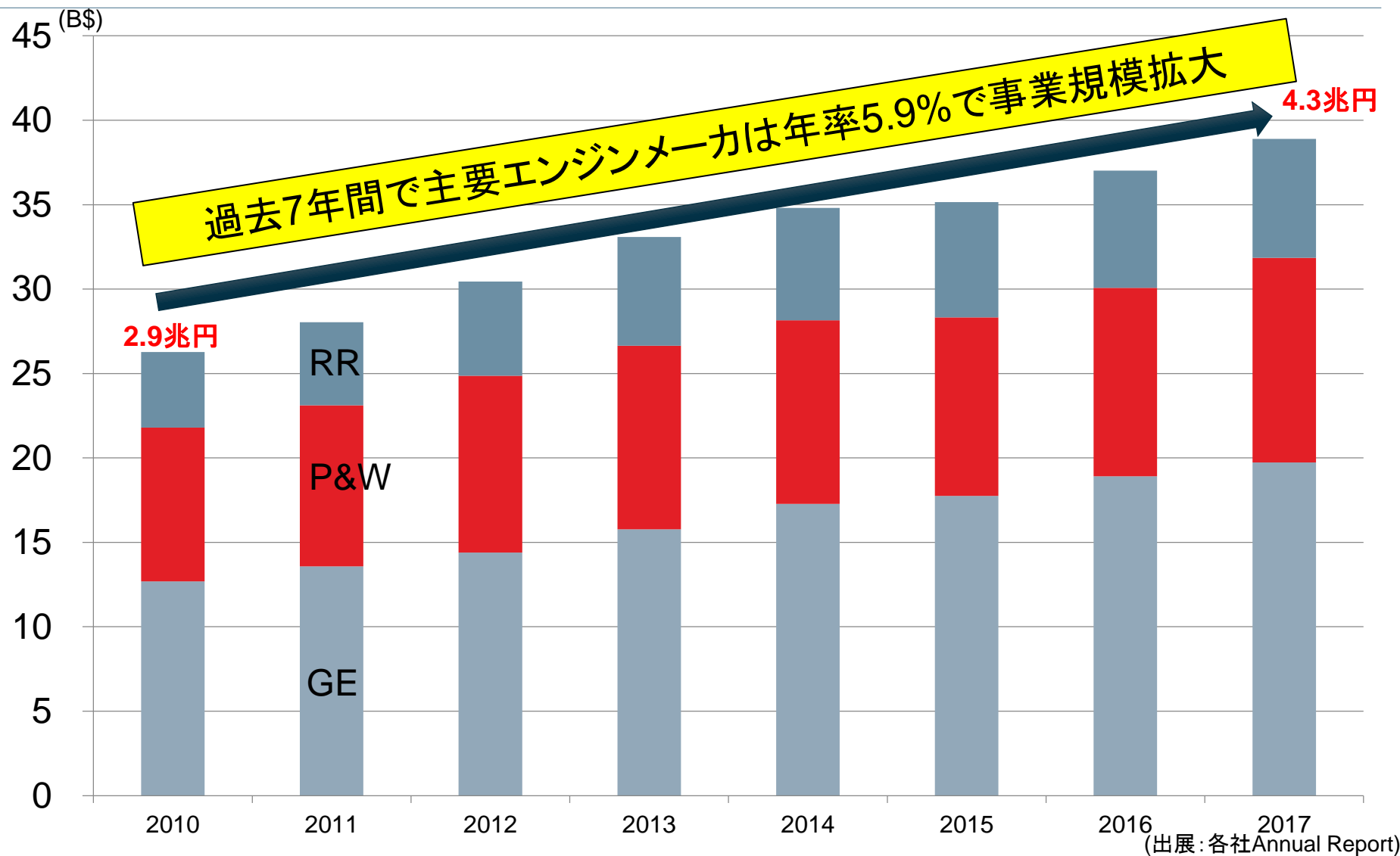
○航空機では航空機メーカーを頂点とする業界構造だが、これに装備する**エンジン**は、この傘下ではなく、**搭載エンジンはエアラインが指定をする商流**となっている。

○エンジンメーカーは航空機メーカーに**機体搭載エンジン**、エアラインに**スペアエンジン**販売。



出典: MRI 奥田氏公演資料(2010.2.24)

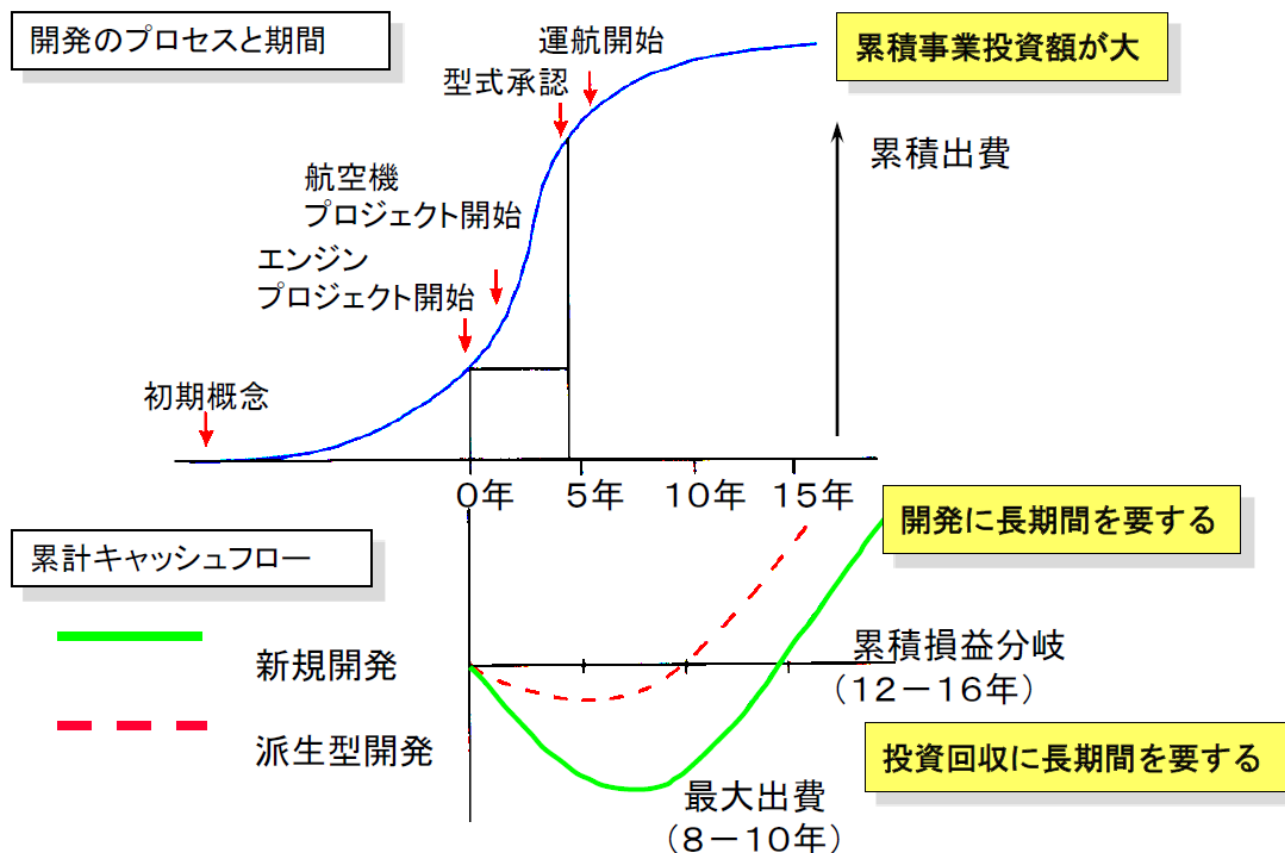
# 民間航空エンジンOEM3社の売上



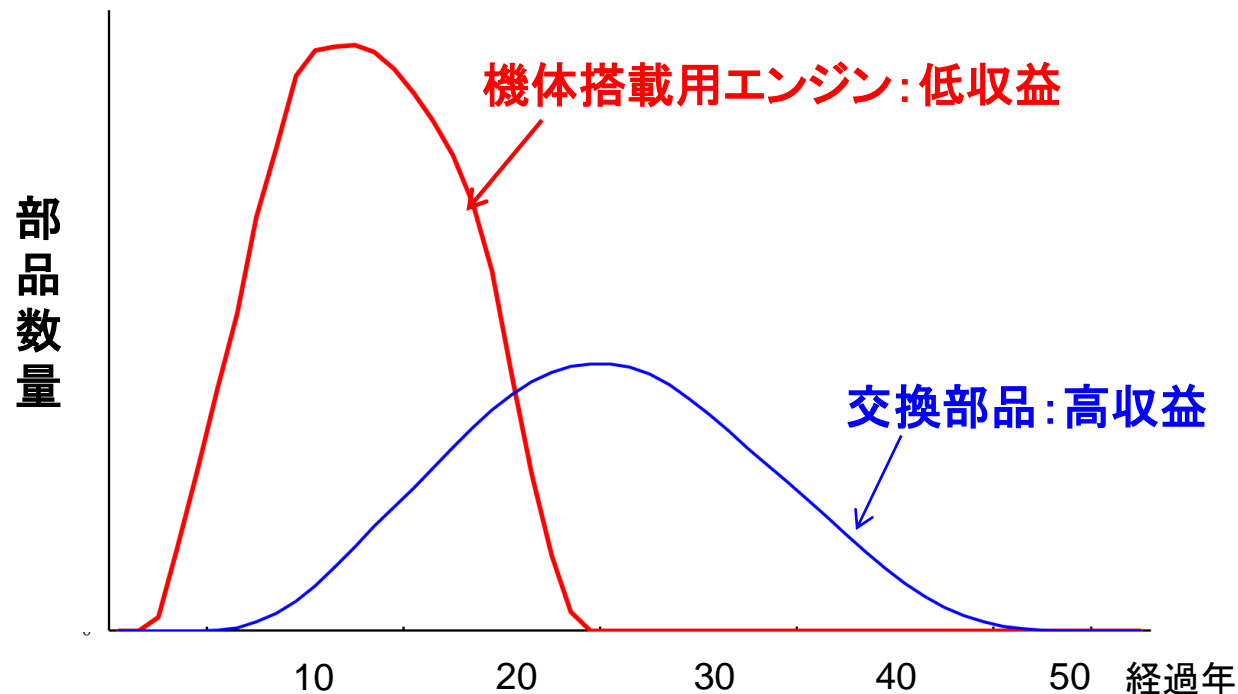
今後20年間で約3倍に事業規模拡大 : 20年後には14兆円規模へ



## 航空機用エンジン事業ー大きな開発リスク・事業リスク (例) 航空機エンジンの開発にかかる時間と資金の模式図



エンジン部品は機体搭載用エンジン以外にMRO時の交換部品に対する大量の要求あり



プロジェクト初期は損益悪く、交換部品需要が大きくなる中・後期で損益が劇的に改善する



バランスの取れた製品ポートフォリオが重要⇒機体以上に参入障壁が高い

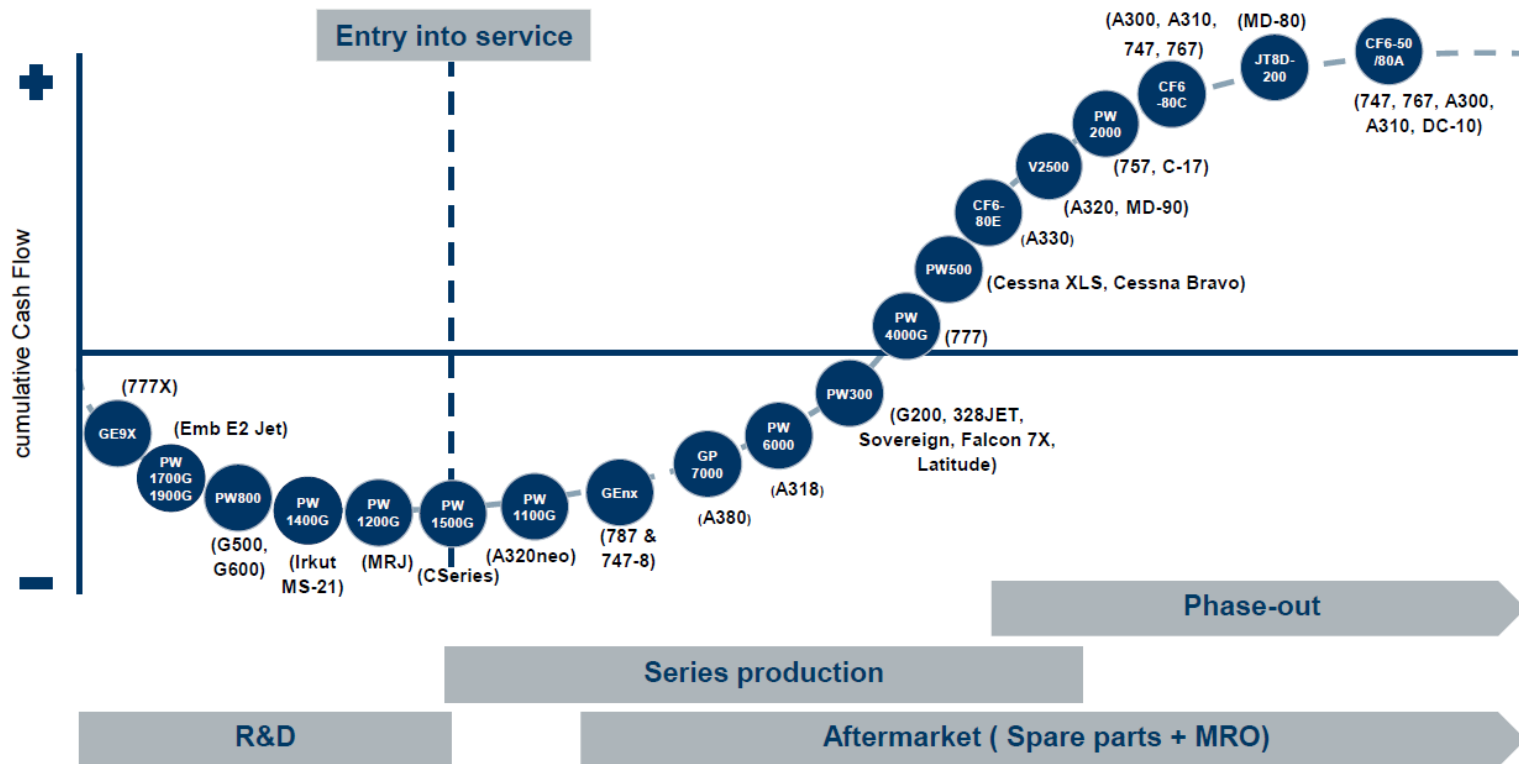


## Balanced Product Portfolio

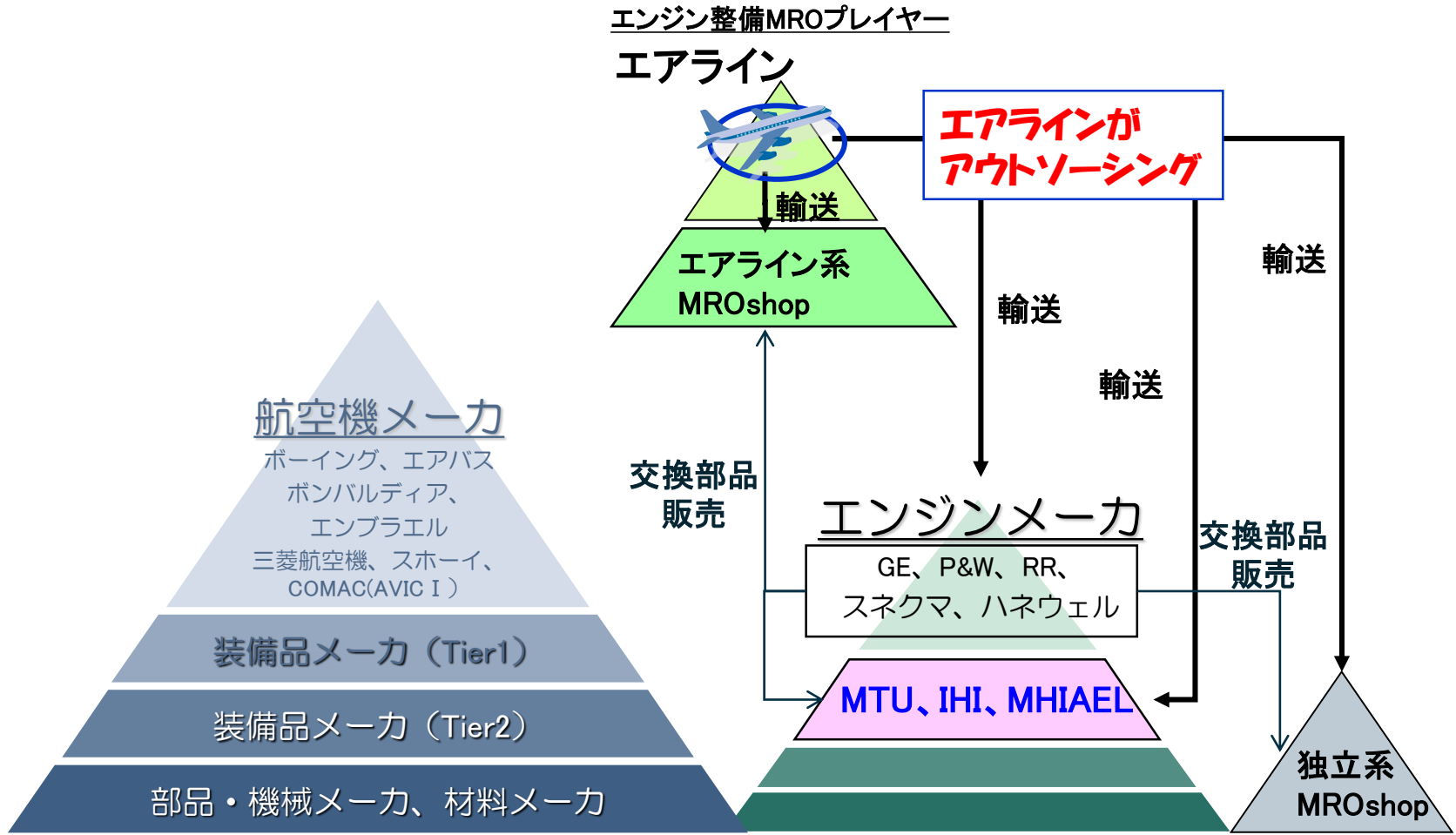
MTU's engine portfolio is well balanced between young and mature programs



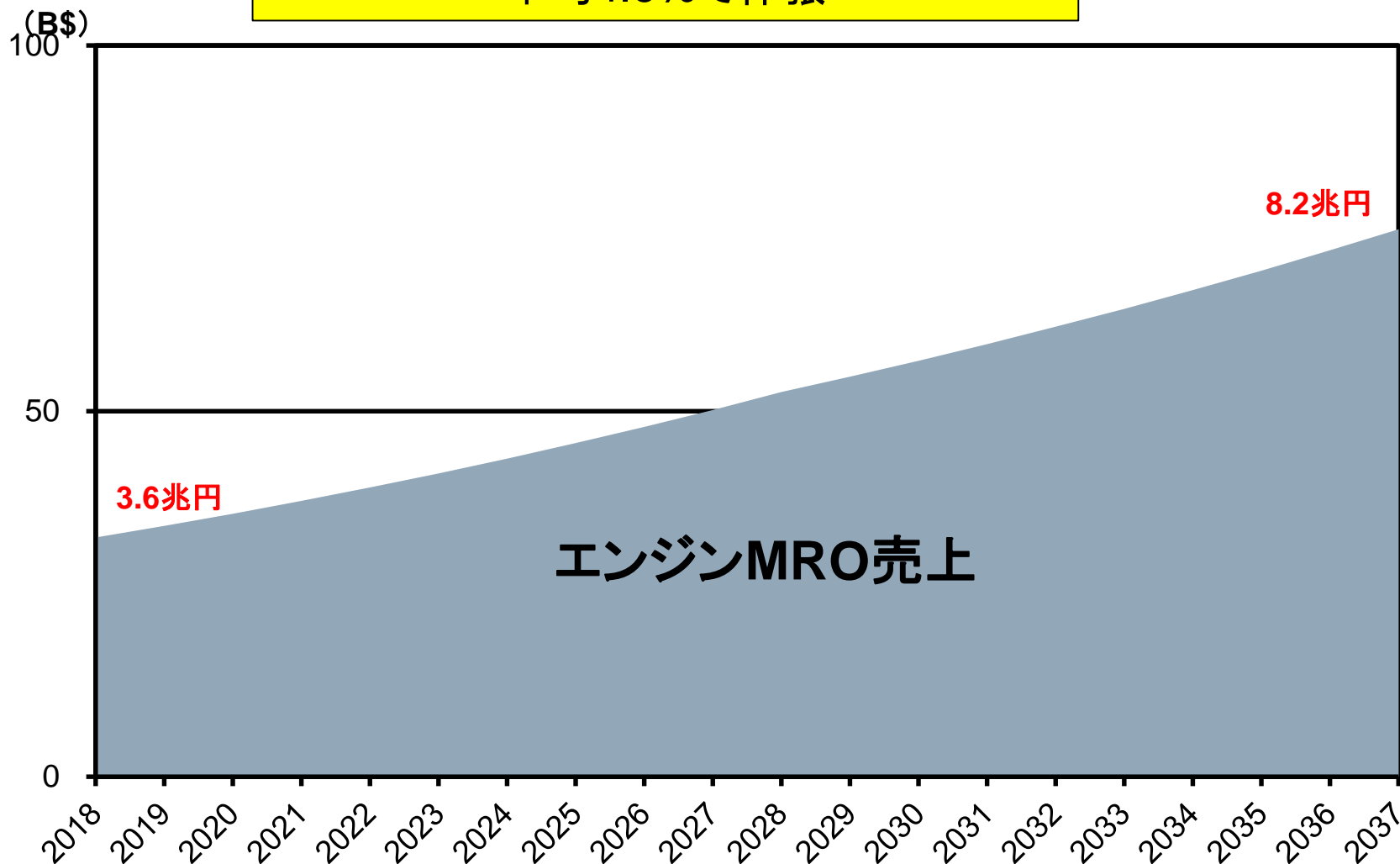
### Life cycle cash flow profile of commercial MTU engines



○ MROビジネスのプレイヤーは、エアライン系、エンジンメーカー系、独立系MRO業者が存  
 ○エンジンメーカー系はネットワークを組成し独立系MRO業者を排除の方向

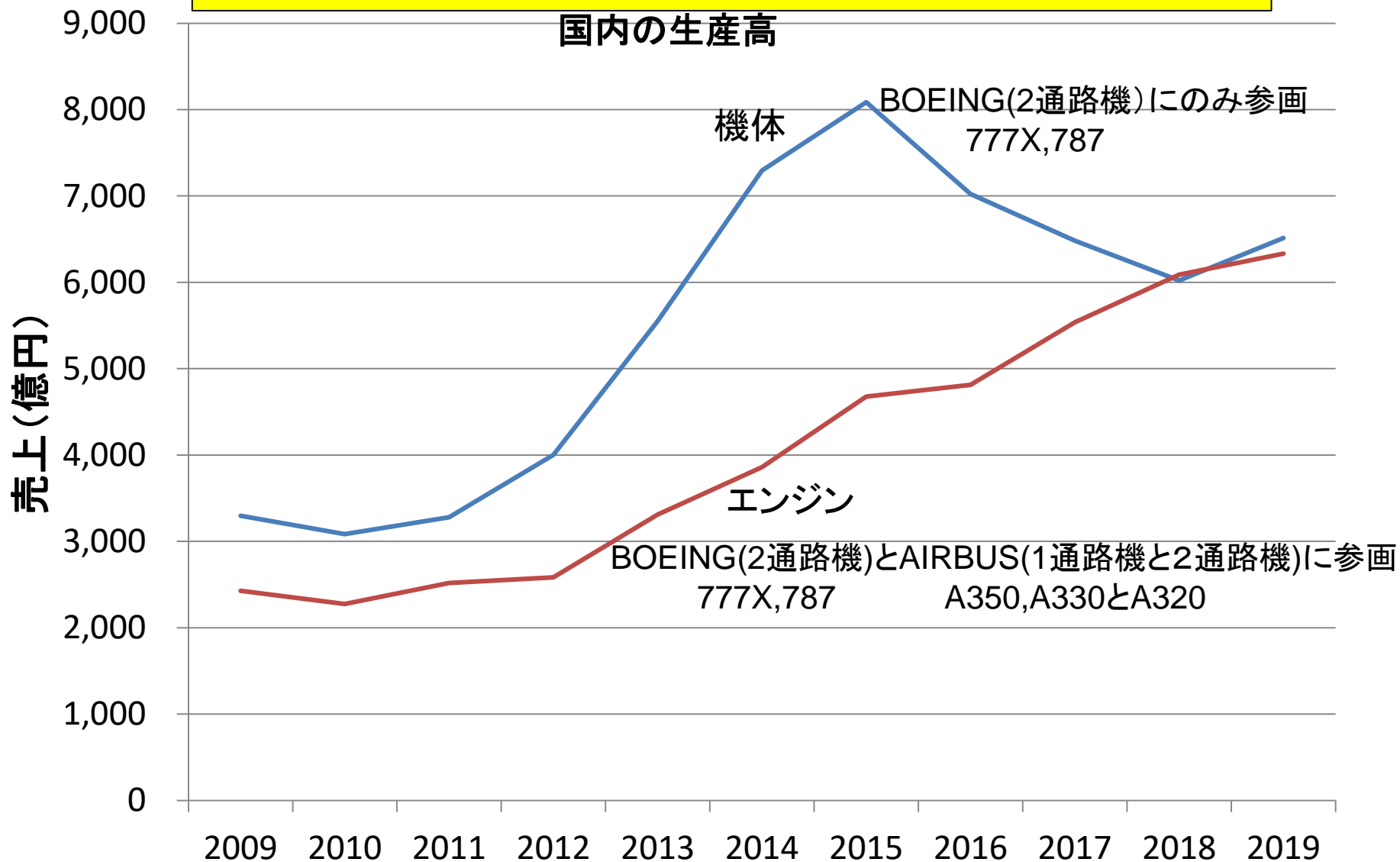


エアラインのアウトソーシングが進み年率  
平均4.6%で伸張





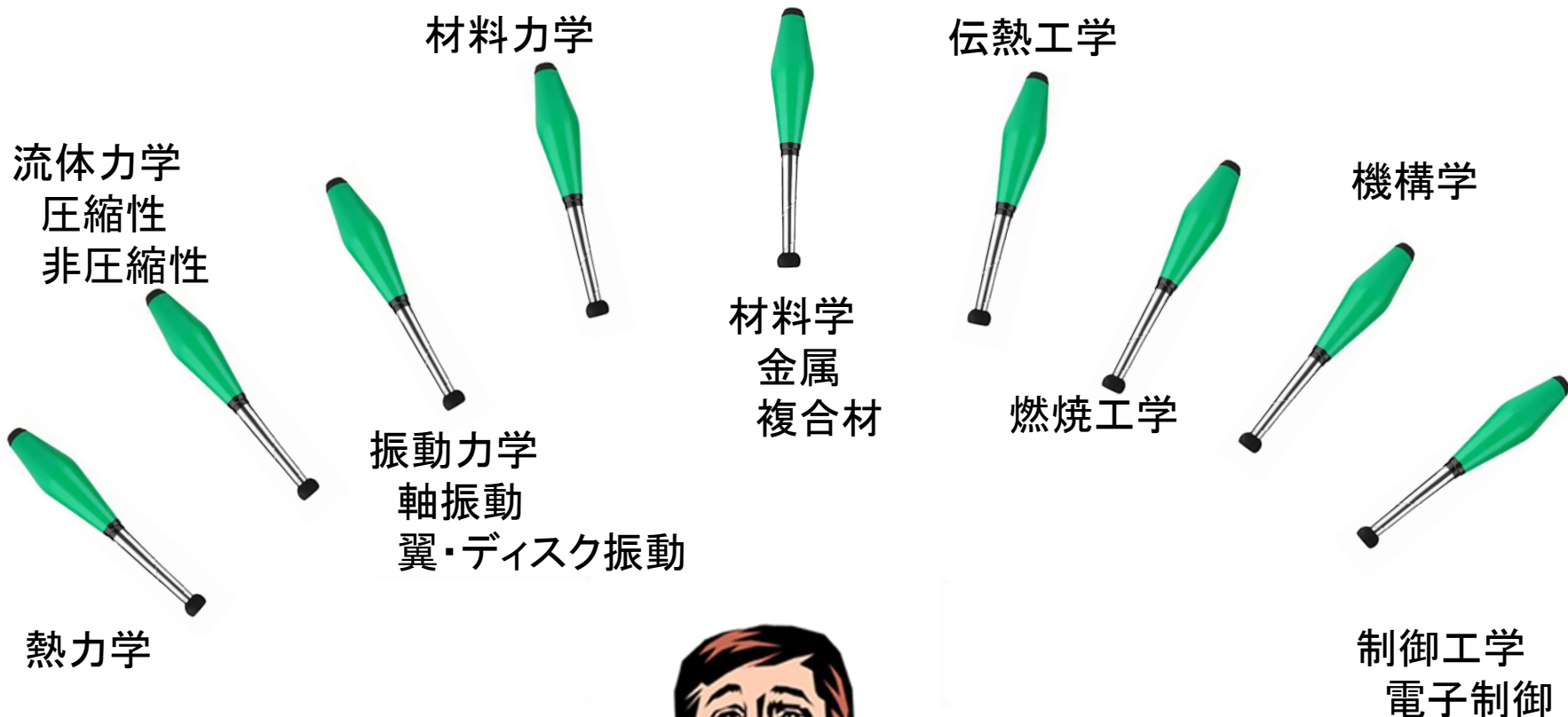
国内エンジン事業は機体に比べ大きく伸張中



## 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**

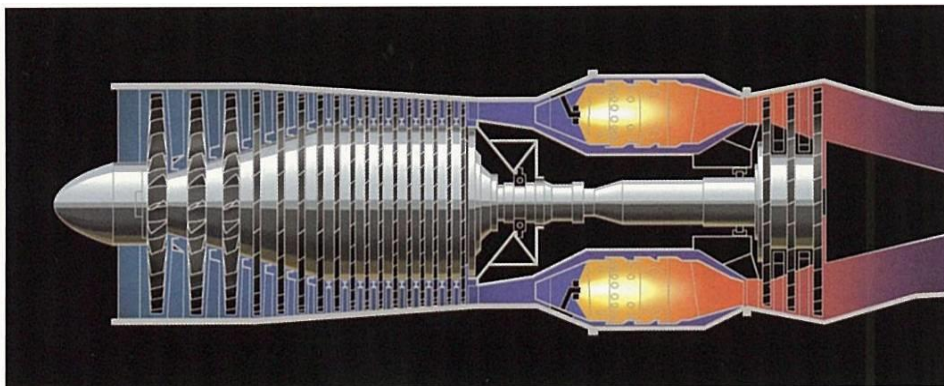
$$s = \int c_p \frac{dT}{T} - R \ln p + \text{const.} \quad s - s_1 = c_p \ln \frac{T}{T_1} - R \ln \frac{p}{p_1} \quad (\text{添字1はある標準状態})$$

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

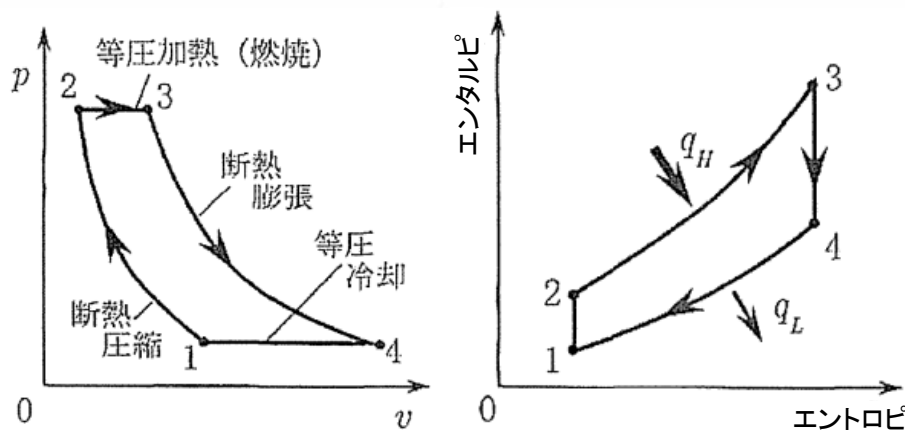
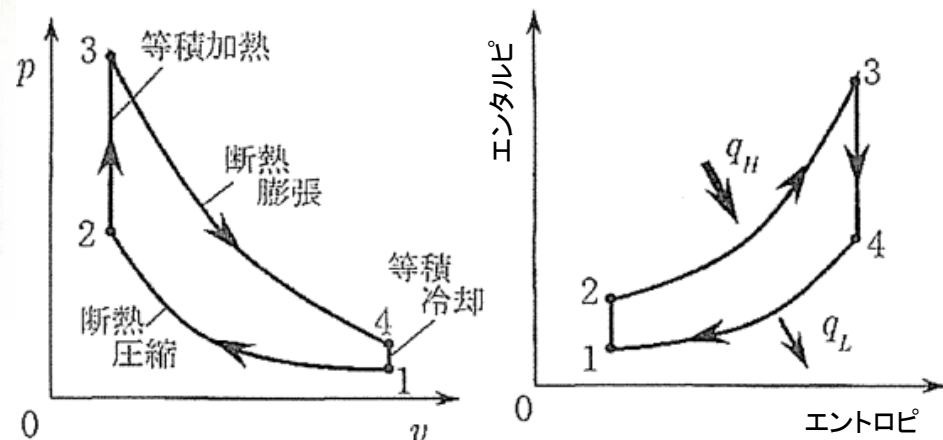
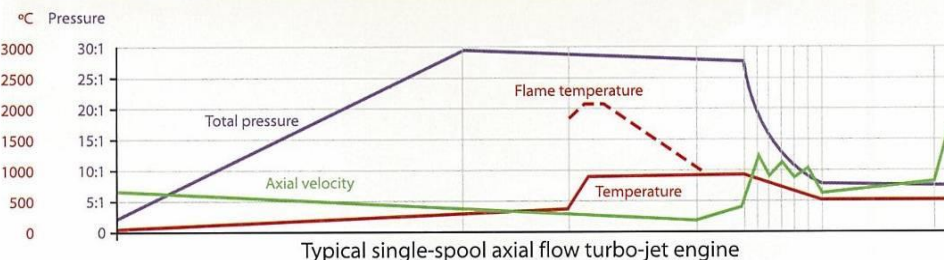
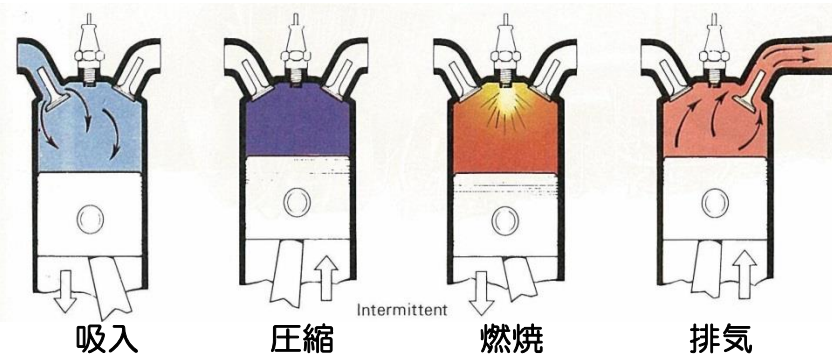
$$R = c_p - c_v \quad \kappa = c_p / c_v$$

# ジェットエンジンとピストンエンジンの比較

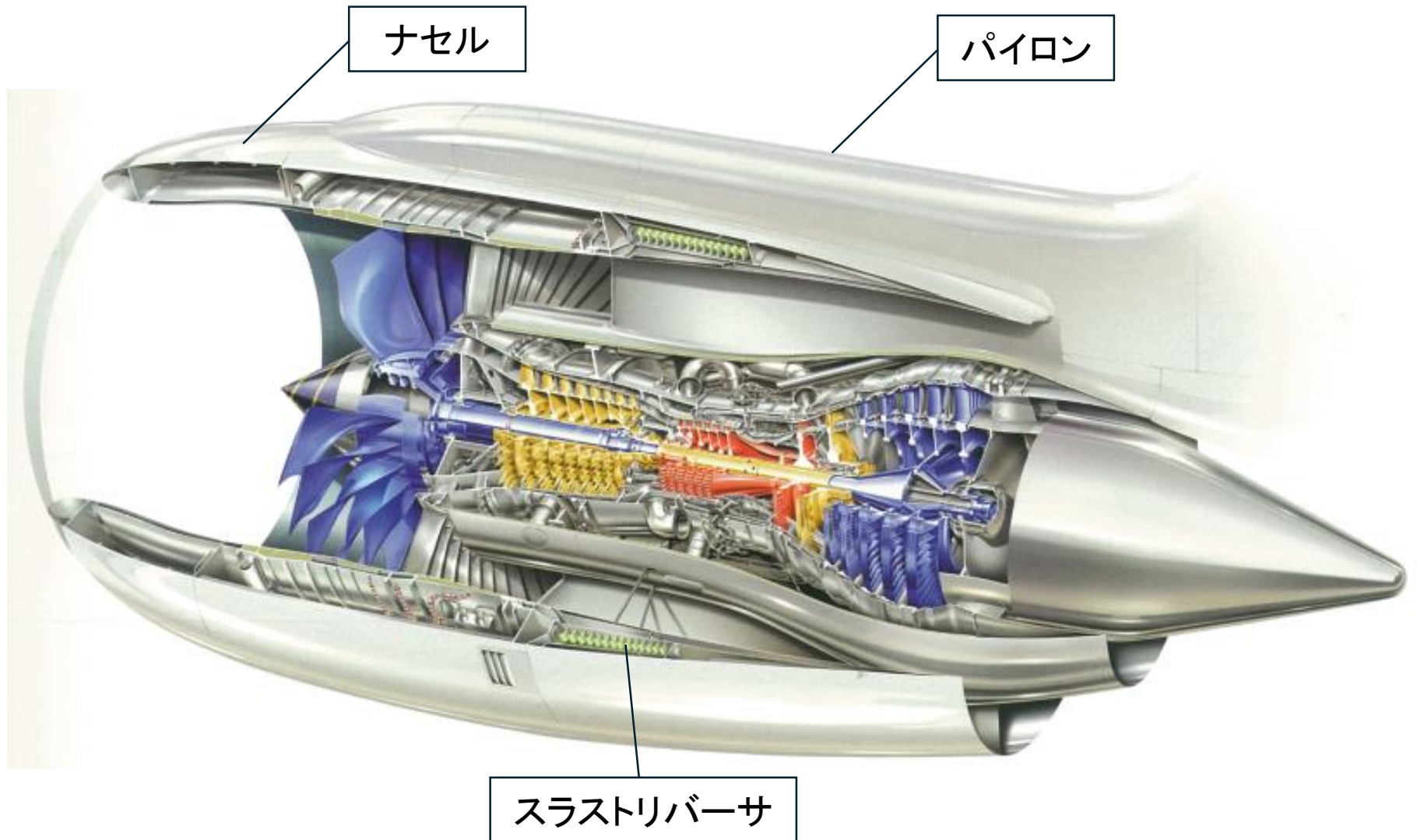
## ジェットエンジン(ブレイトンサイクル)

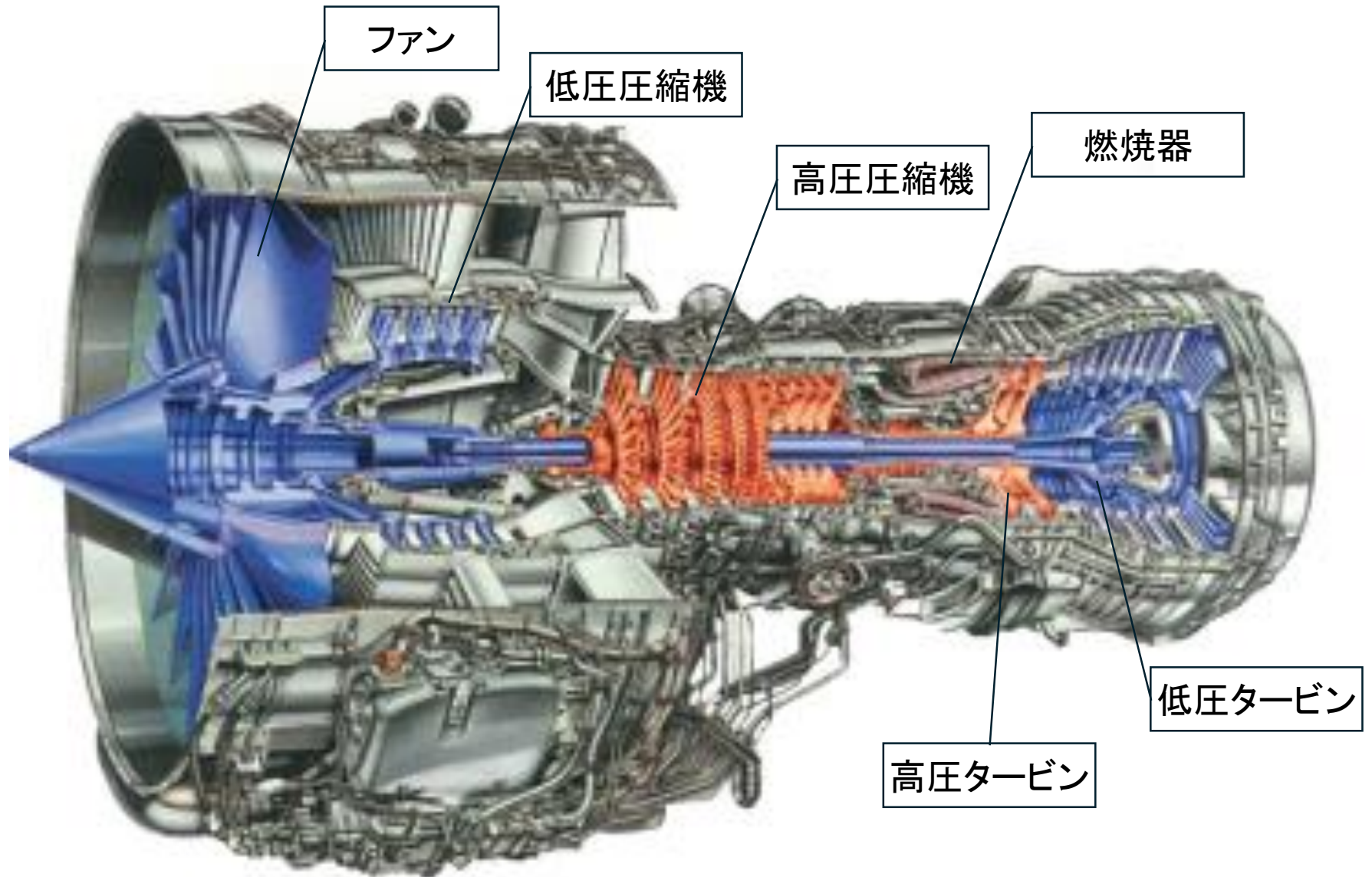


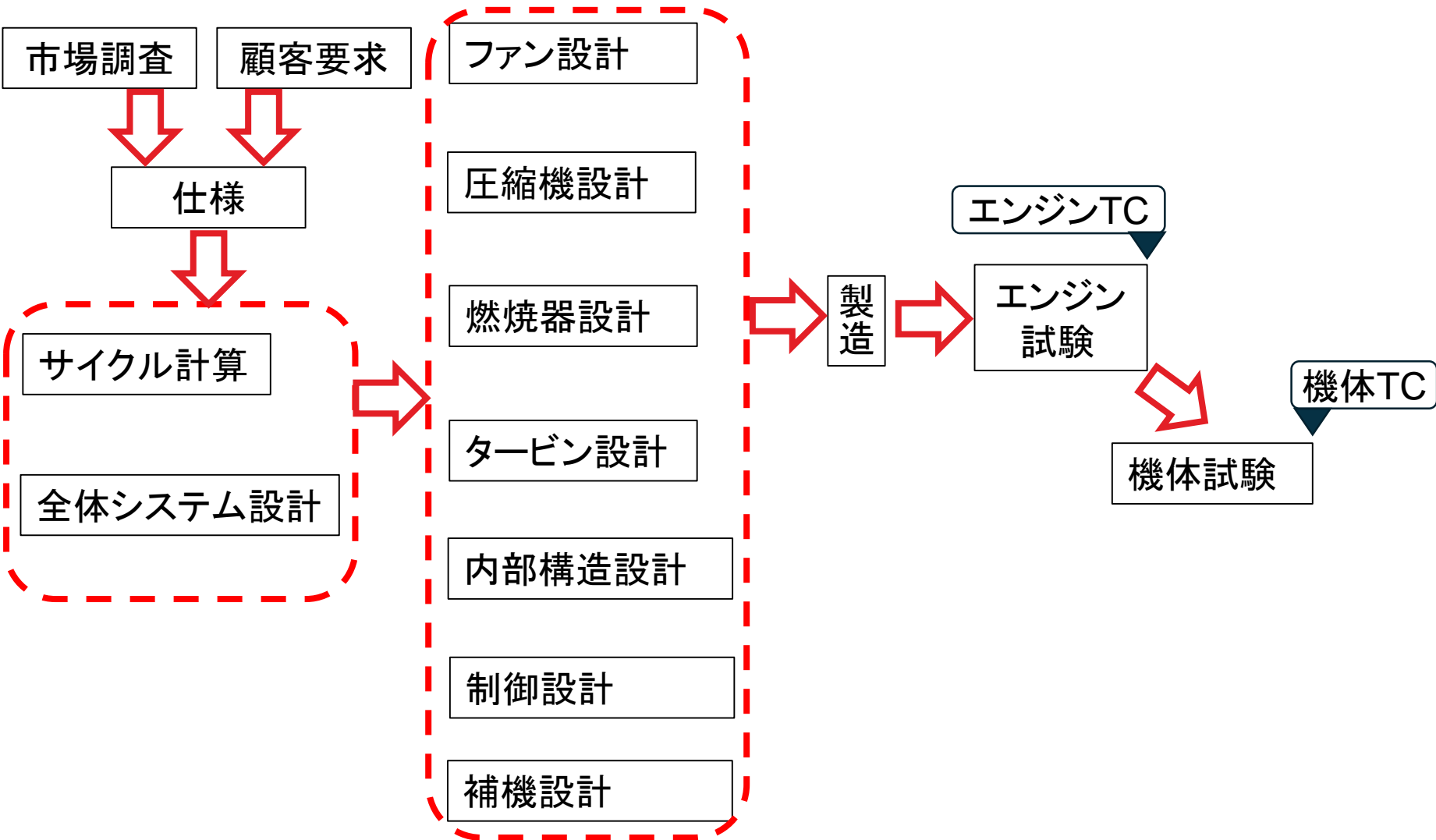
## ピストンエンジン(オットーサイクル)



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

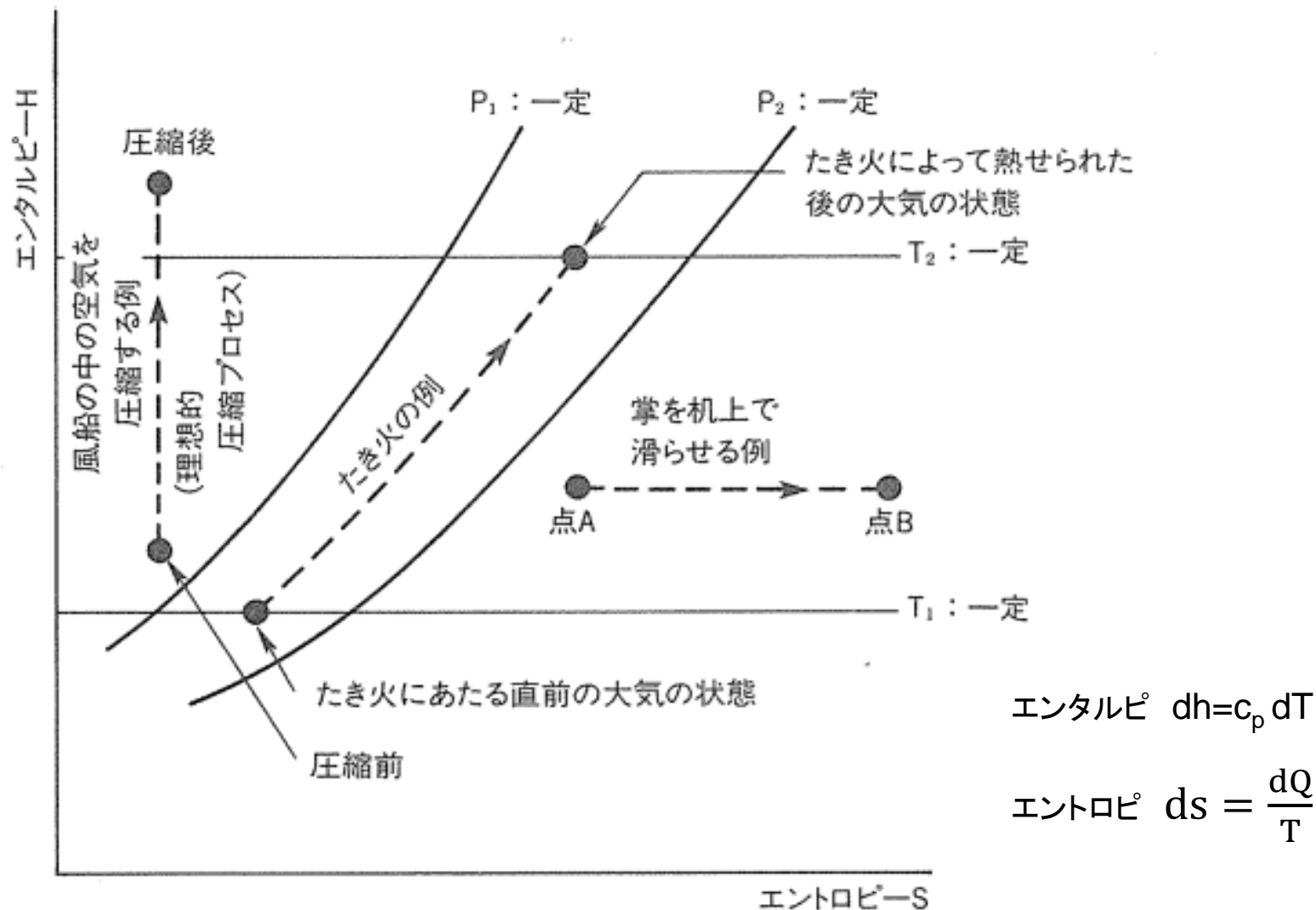








## エンタルピーとエントロピーの線図—HS線図



# 理想的なジェットエンジンのサイクル線図

出典:①

エンジンの出力 =  $\Delta H_{out}$

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

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

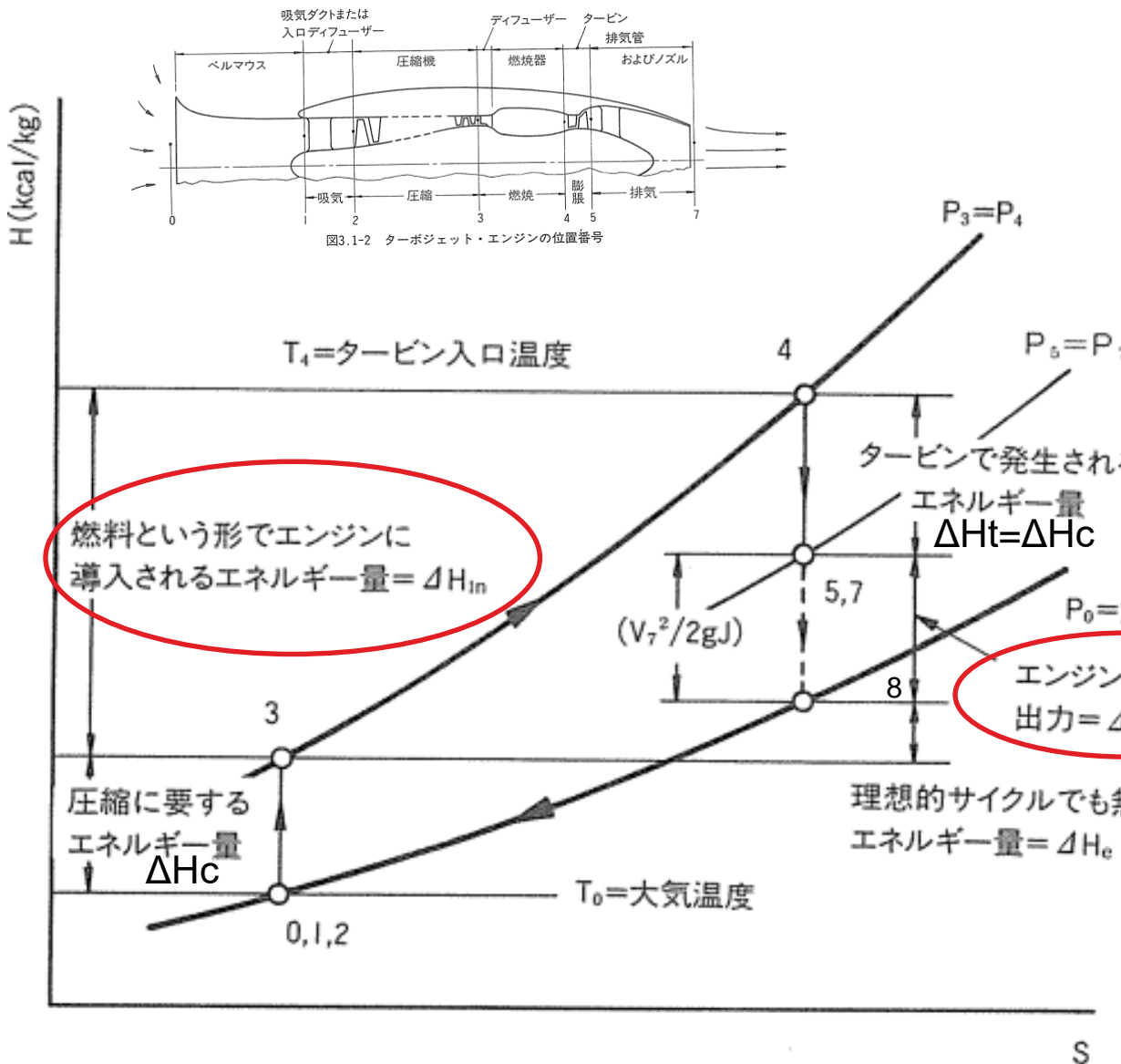
$$\begin{aligned} \Delta H_{out} &= c_p(T_5 - T_8) \\ &= c_p(T_4 - T_8) - c_p(T_3 - T_1) \\ &= c_p(T_4 - T_3) - c_p(T_8 - T_1) \end{aligned}$$

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

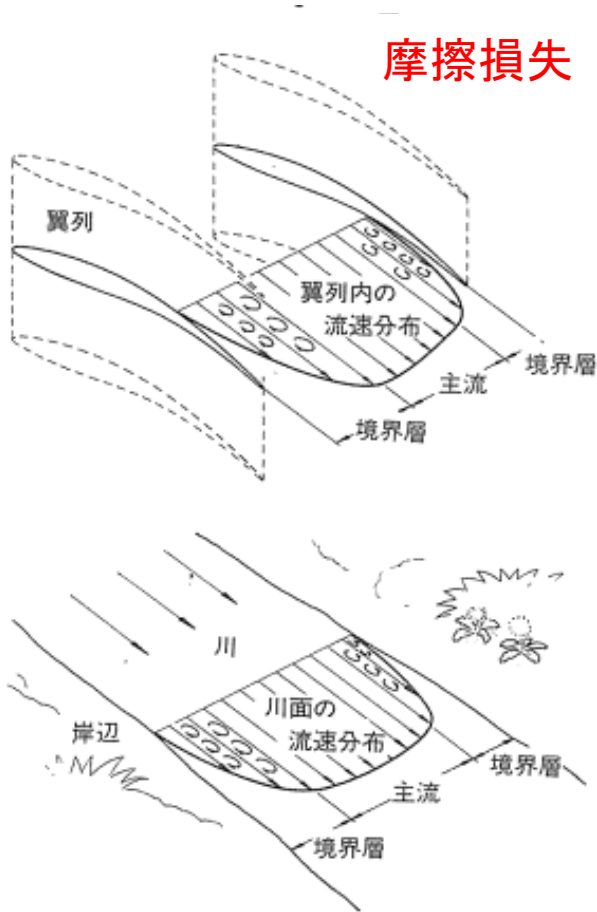
$T_3/T_1 = \pi^{(\kappa-1)/\kappa} = T_4/T_8$  @断熱変化  $\pi$ : 圧力比

圧力比増 ⇒ 効率上昇

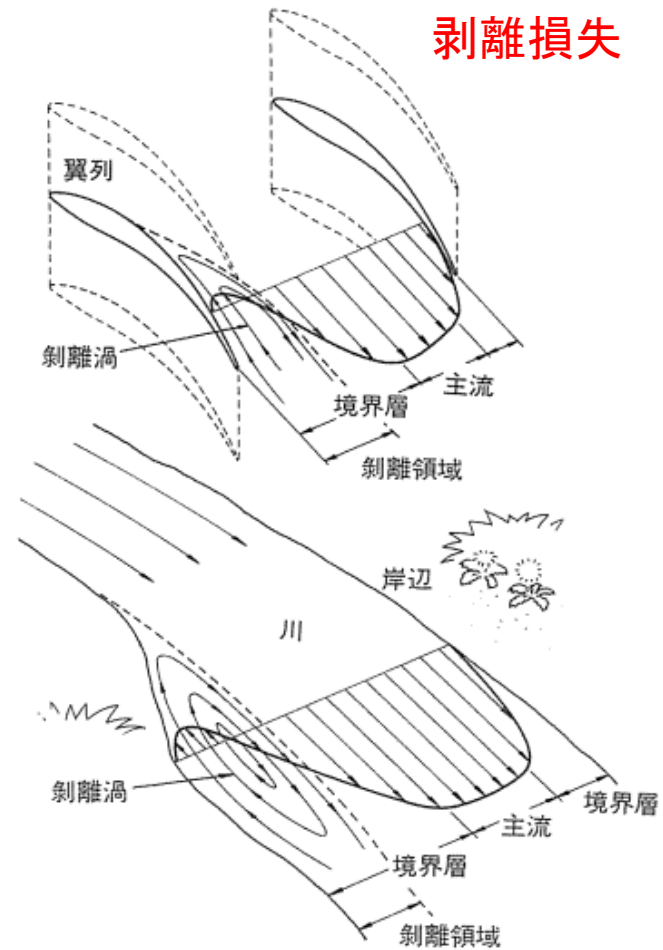
タービン入り口温度上昇 ⇒ 出力増大



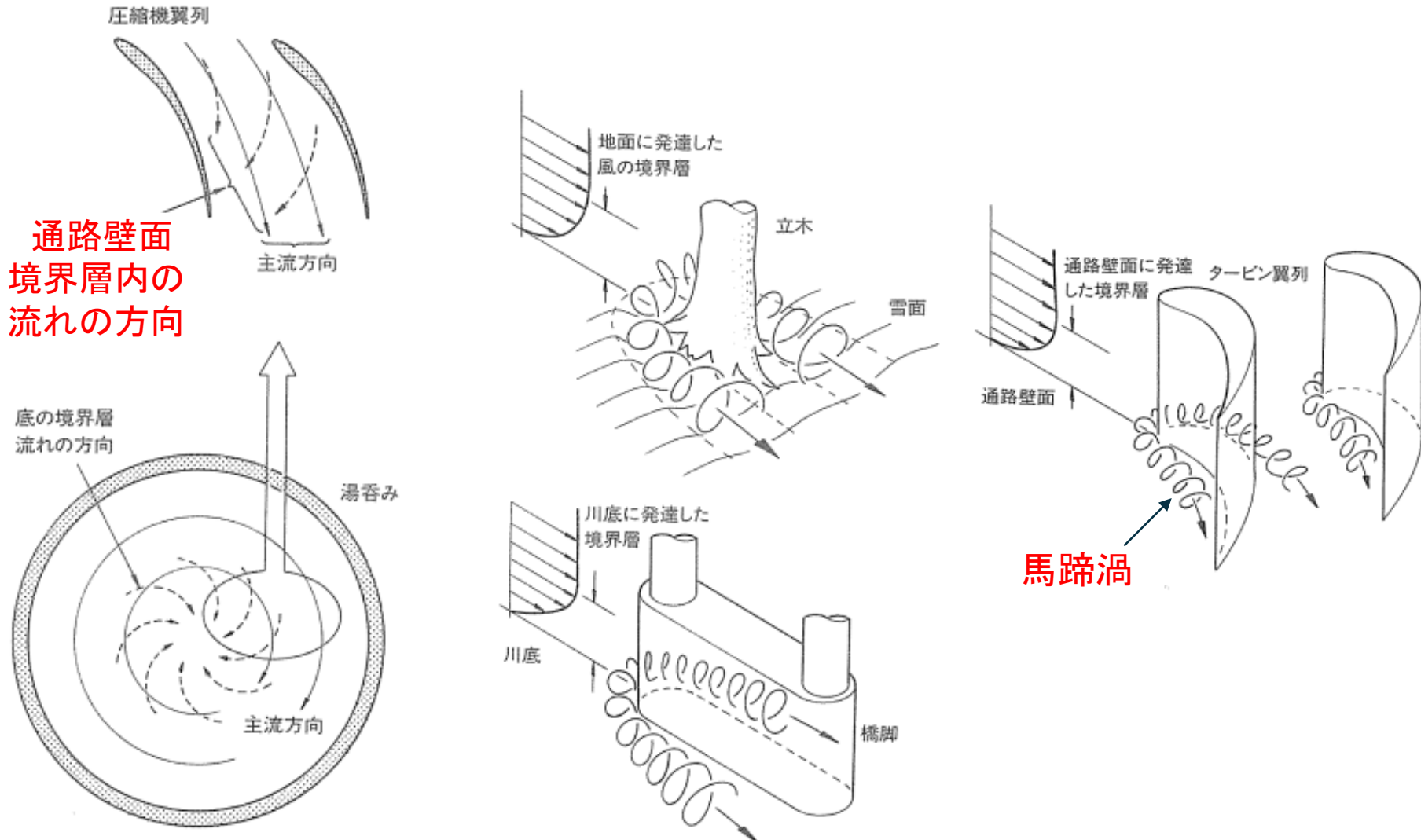
## 摩擦損失



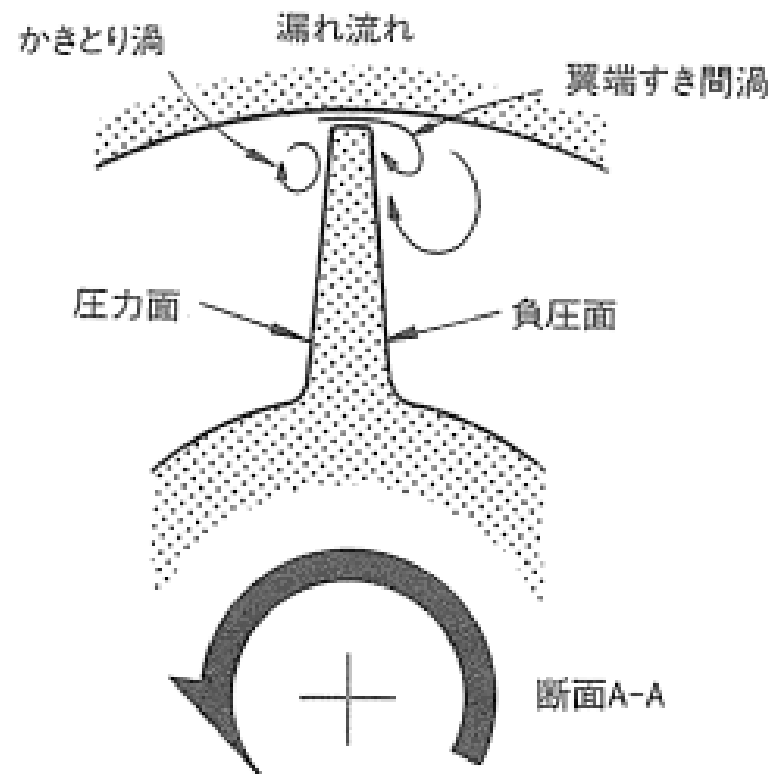
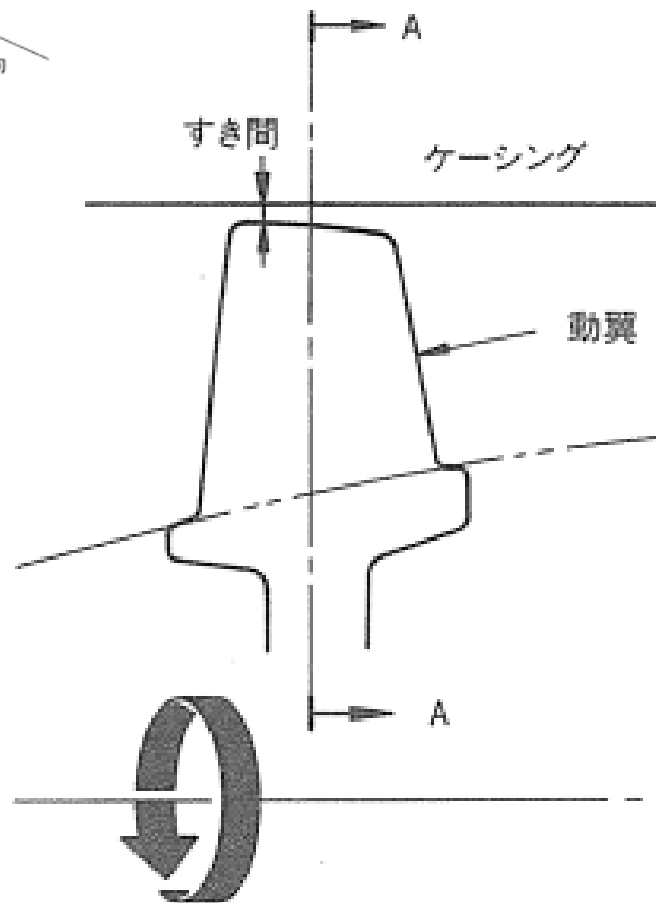
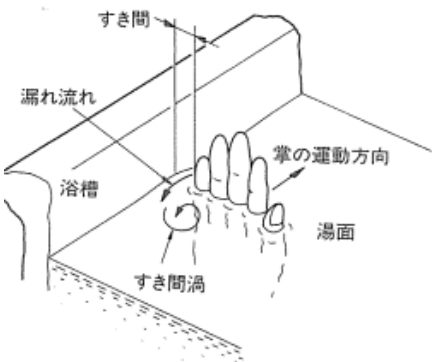
## 剥離損失



**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

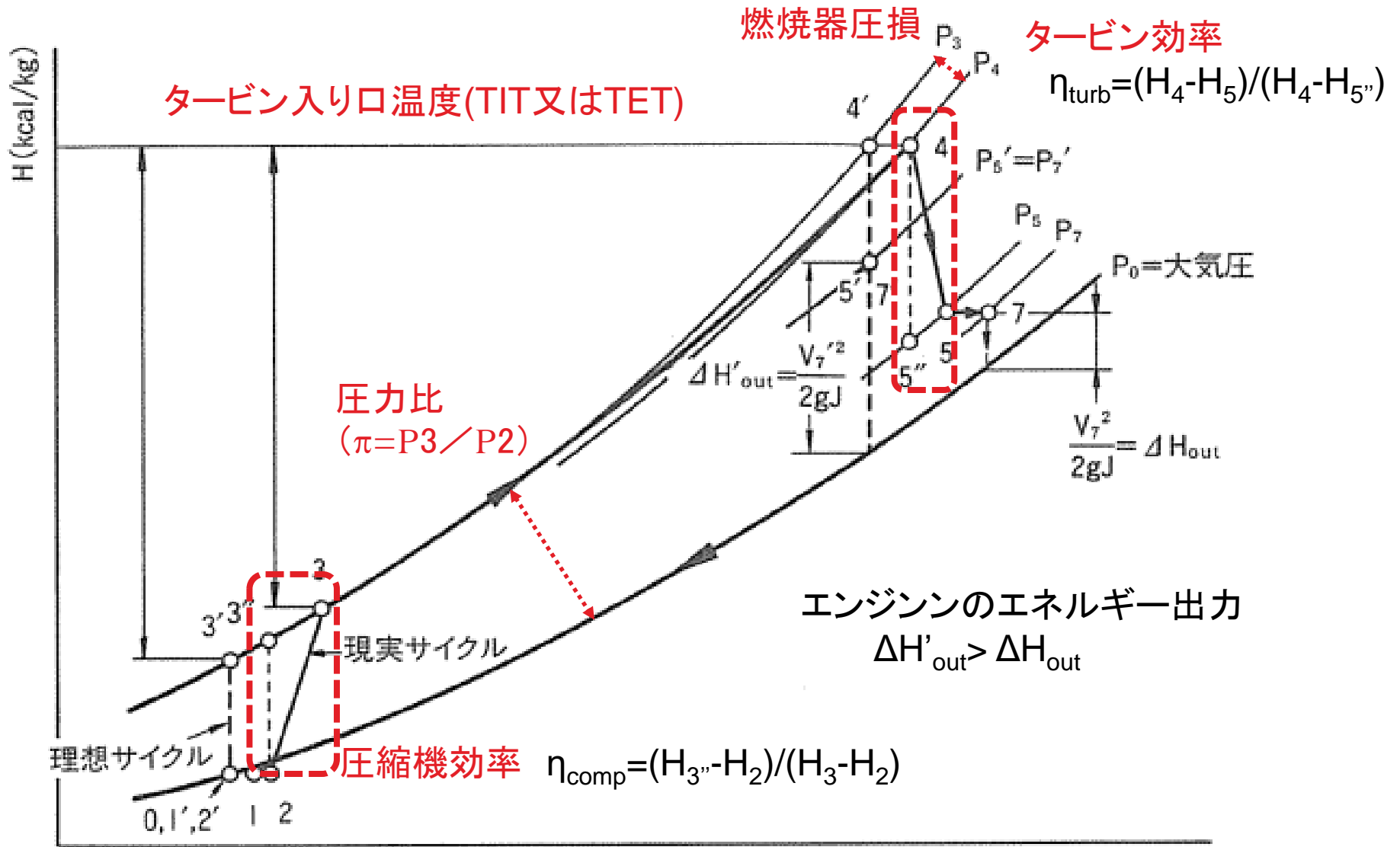


**漏れ損失:** 動翼とケーシングの隙間⇒漏れ流れが発生



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

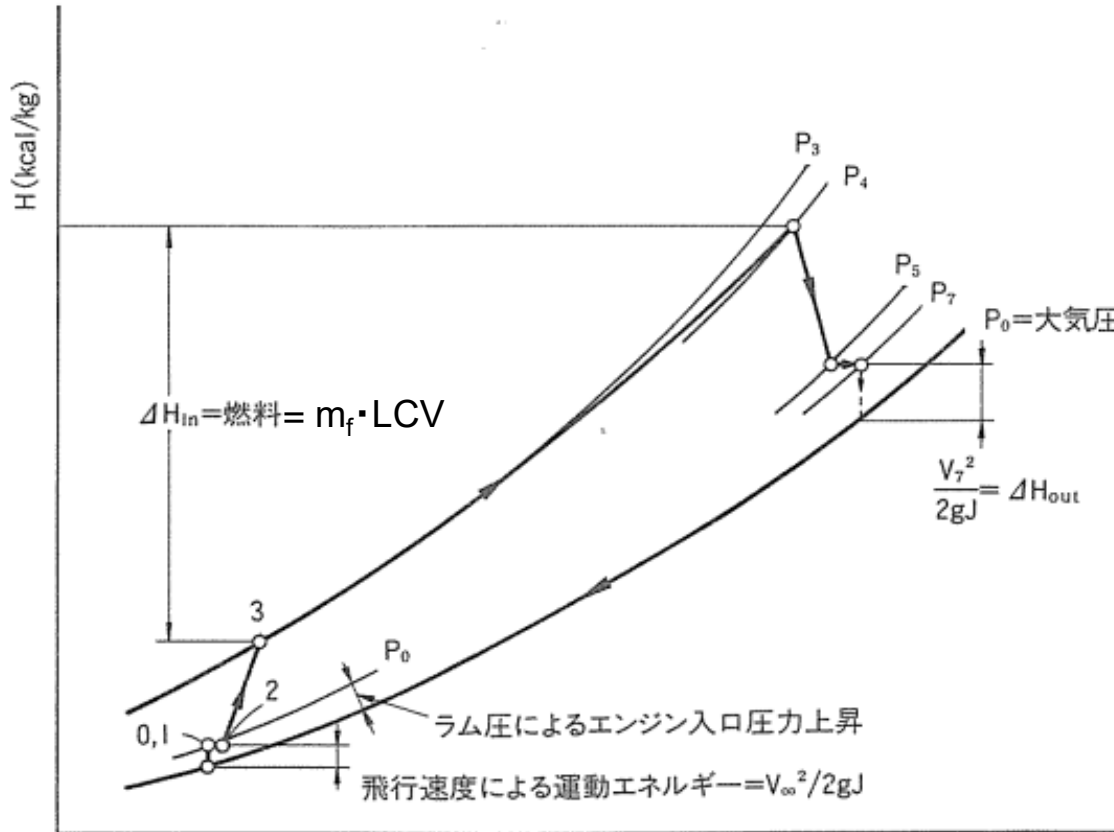


圧力比、タービン入り口温度、要素効率、圧損等をパラメータにして最適なサイクル決定<sup>S</sup>

# 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。(∵  $V_7 \leq 1.5 V_\infty$ )

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

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

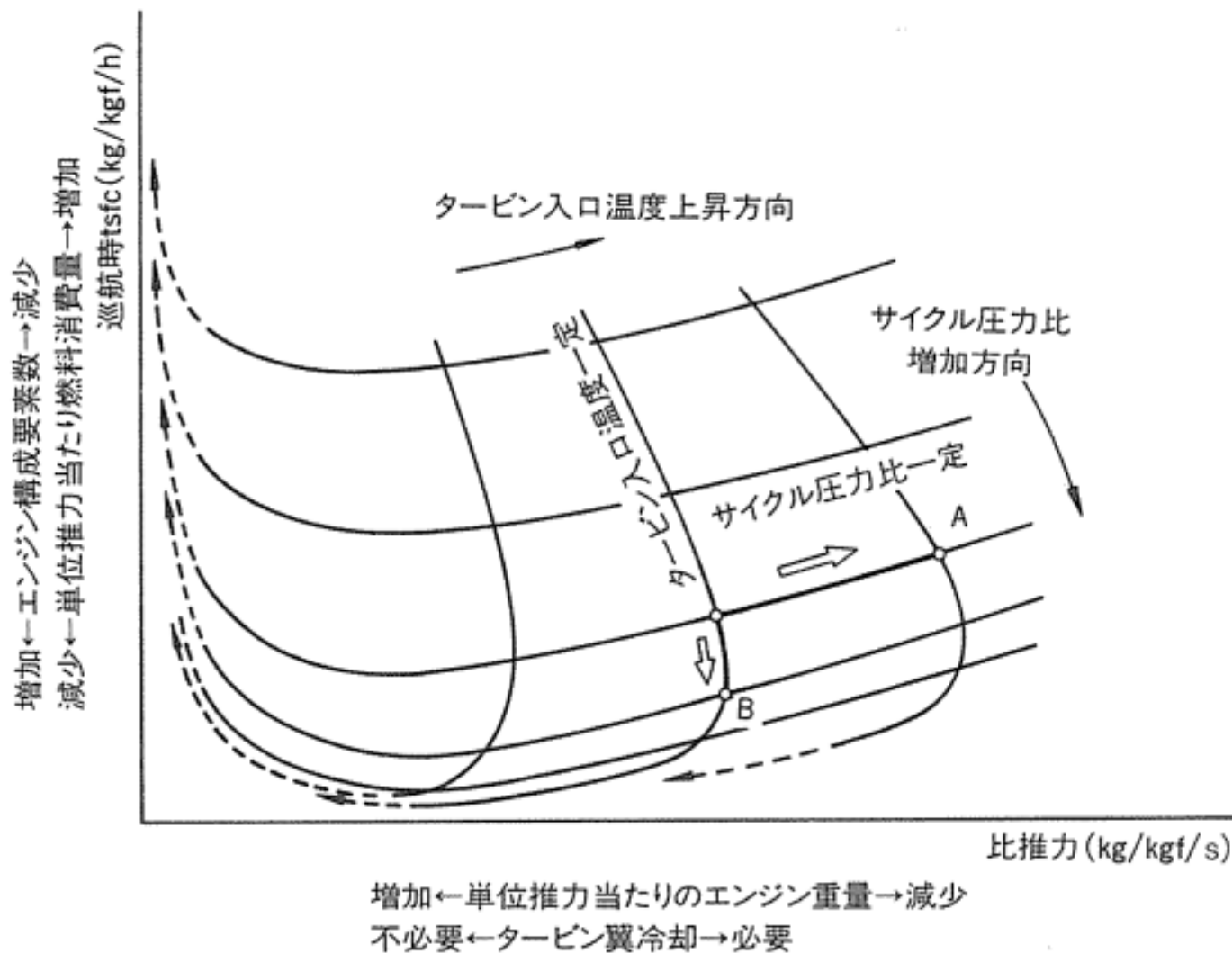
$$\text{燃料消費率: SFC} = \frac{m_f}{F_N} = \frac{V_\infty}{\eta_p \cdot \eta_{th} \cdot LCV}$$





# 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

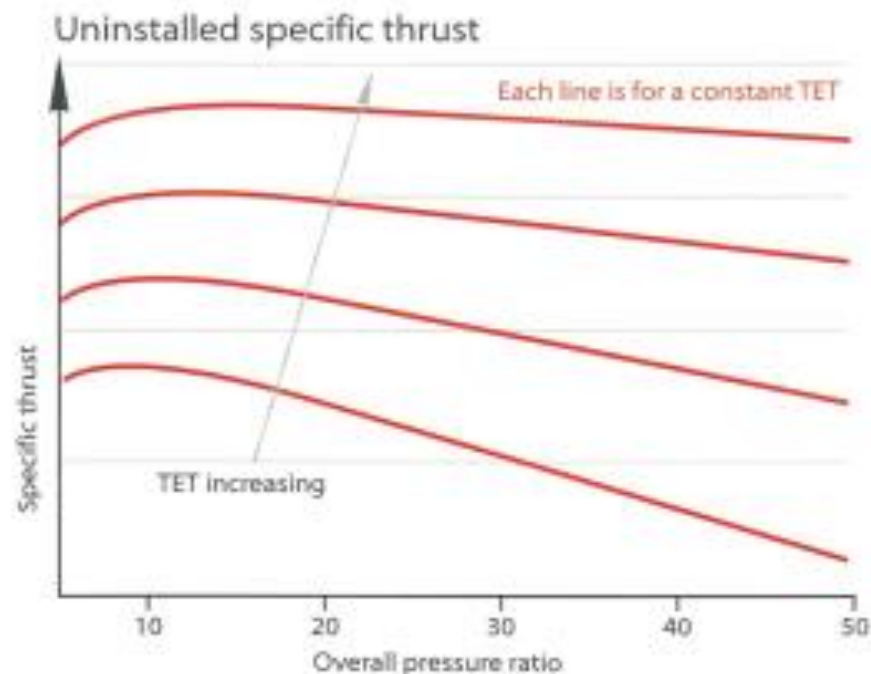
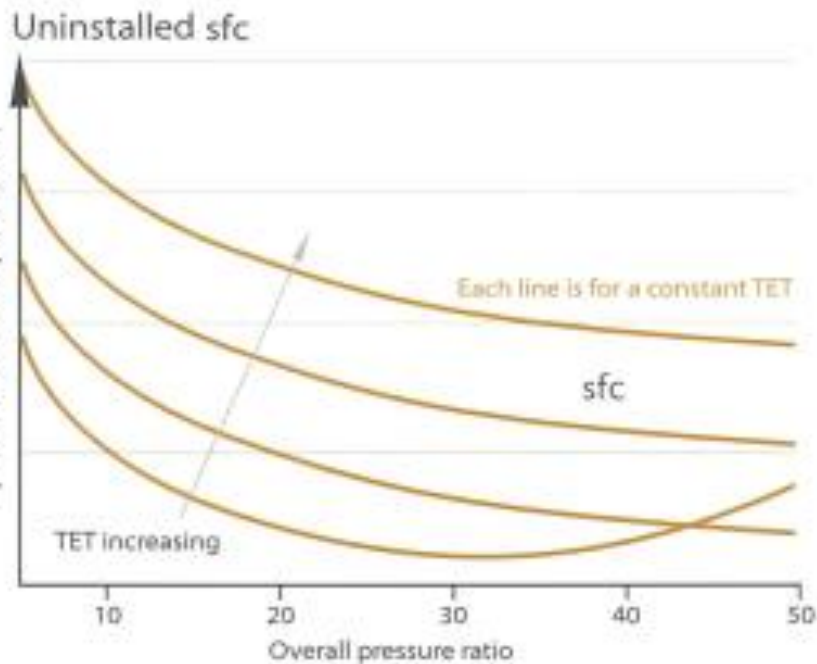
比推力:

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

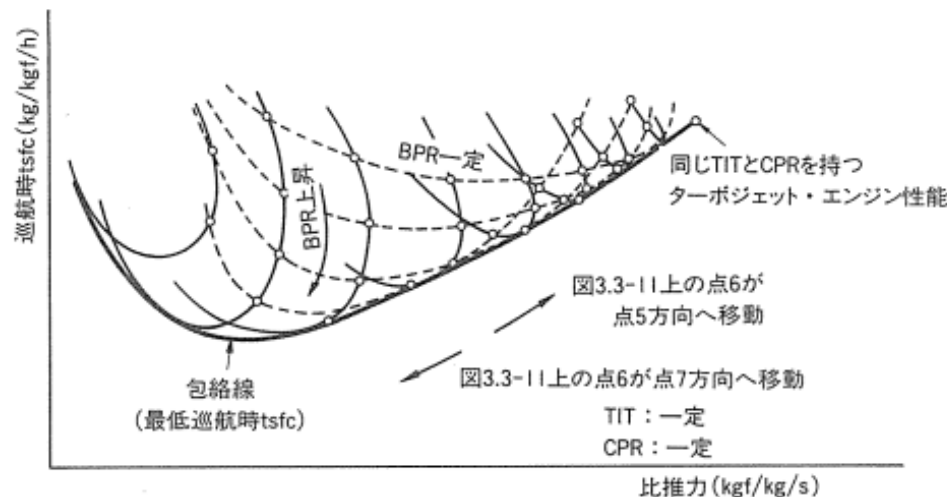
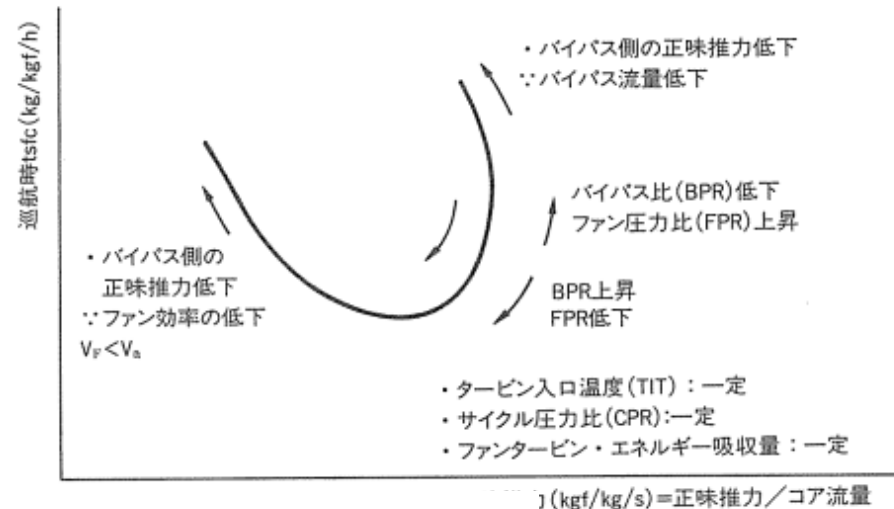
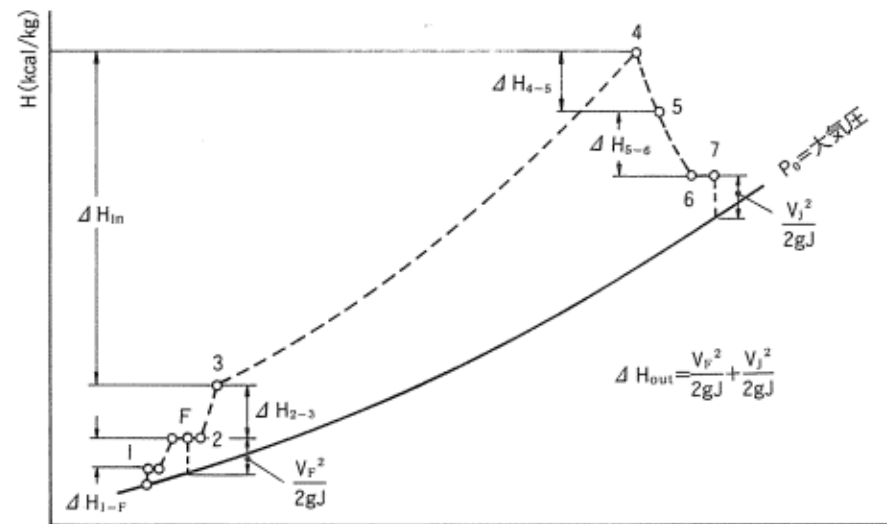
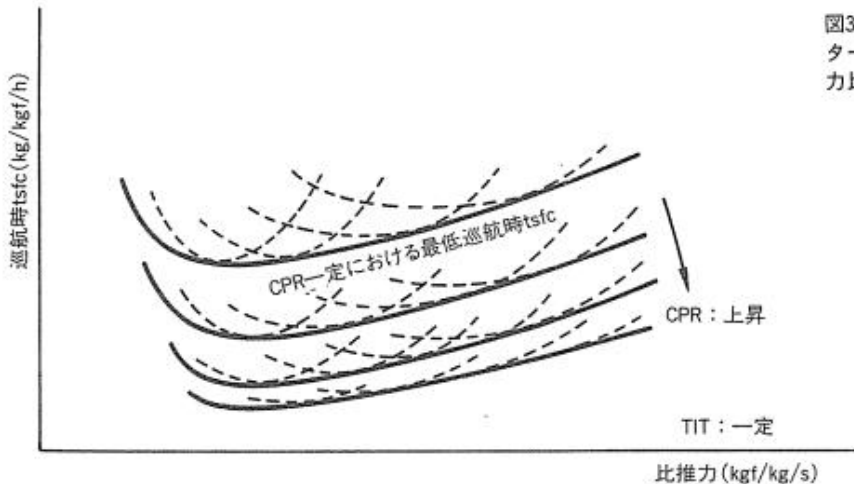
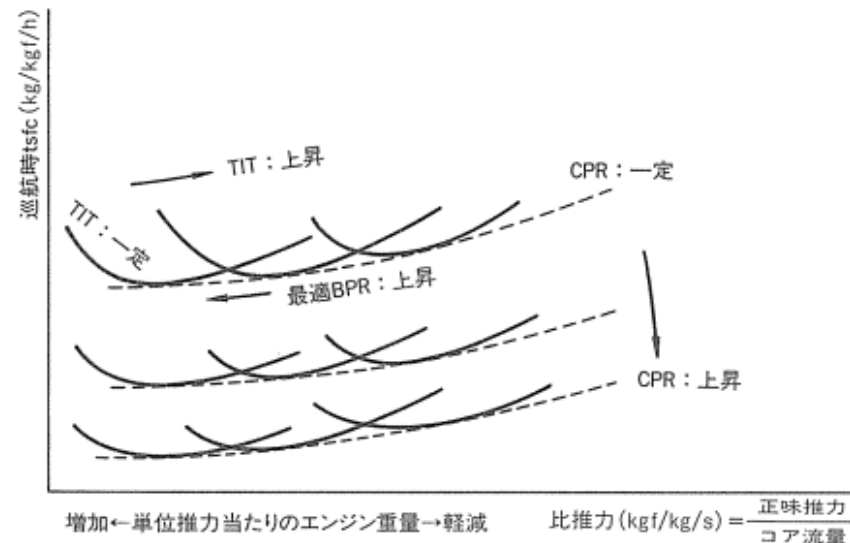


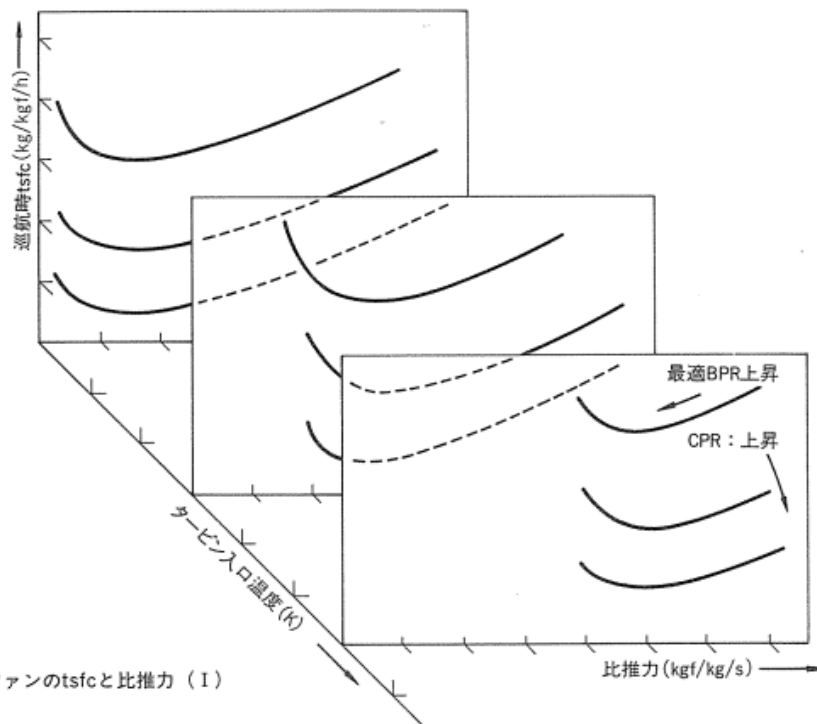
図3.3-14  
ターボファン  
力比の性能

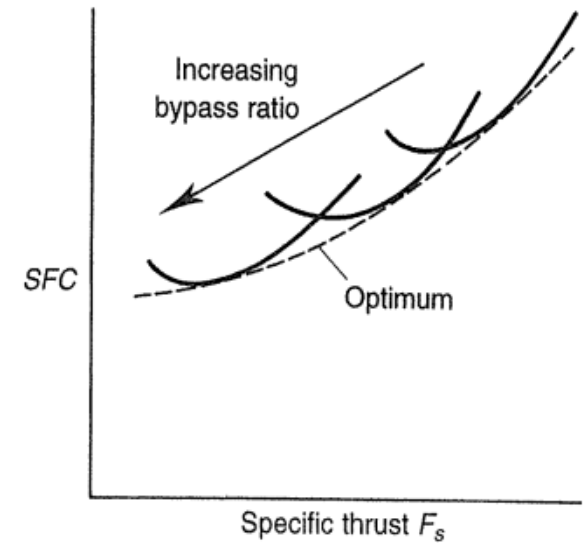
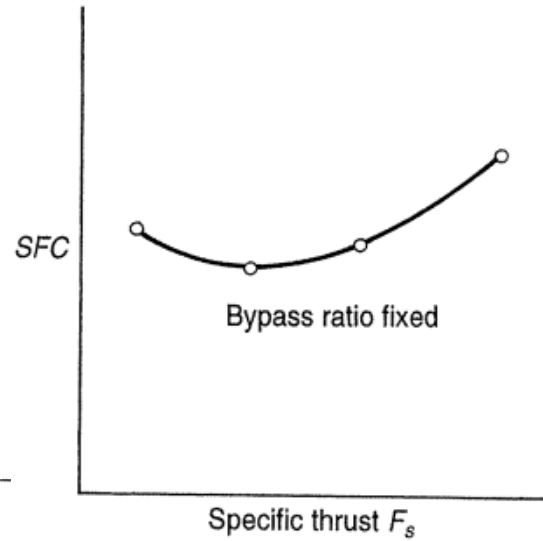
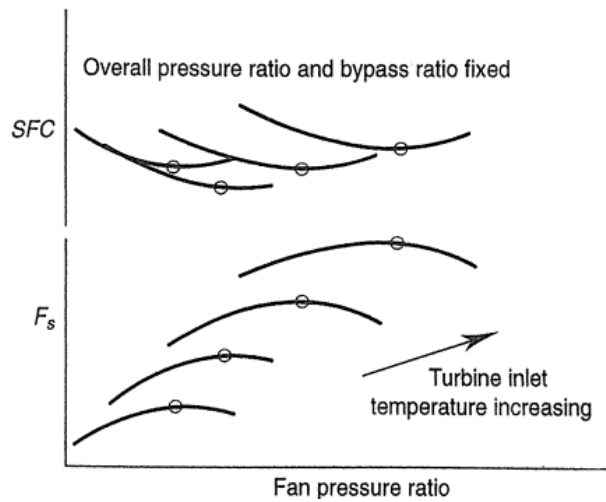


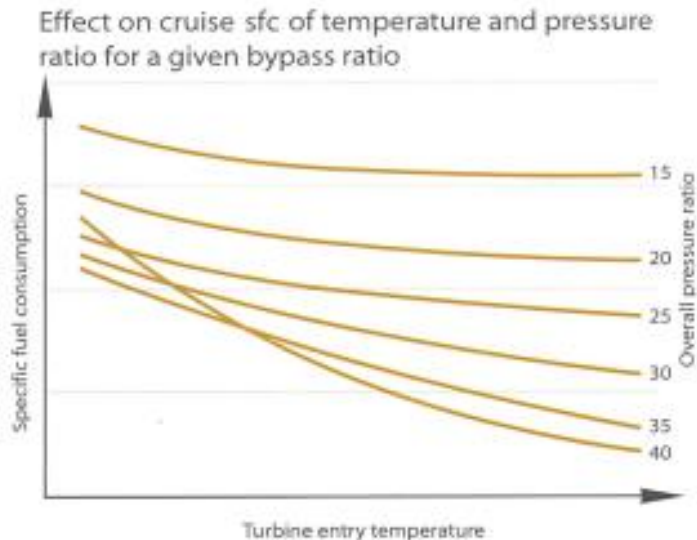
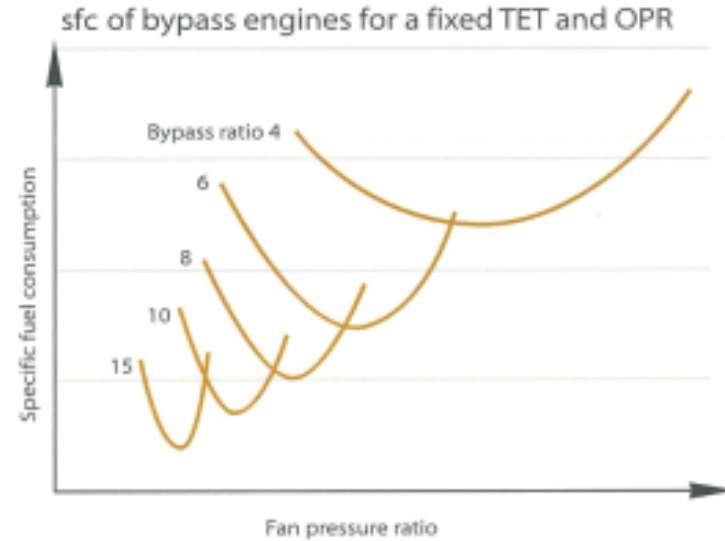
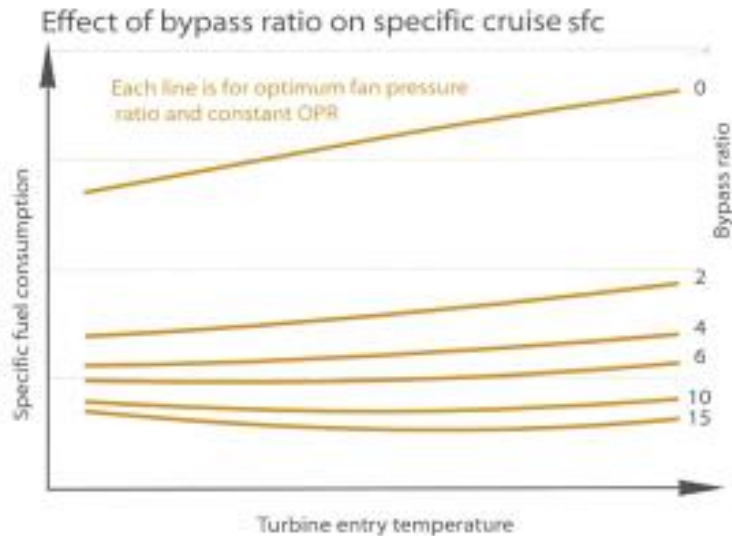
増加 ← エンジン構成要素数 → 減少  
減少 ← 単位推力当たり燃料消費量 → 増加



増加 ← 単位推力当たりのエンジン重量 → 軽減







燃料消費率:

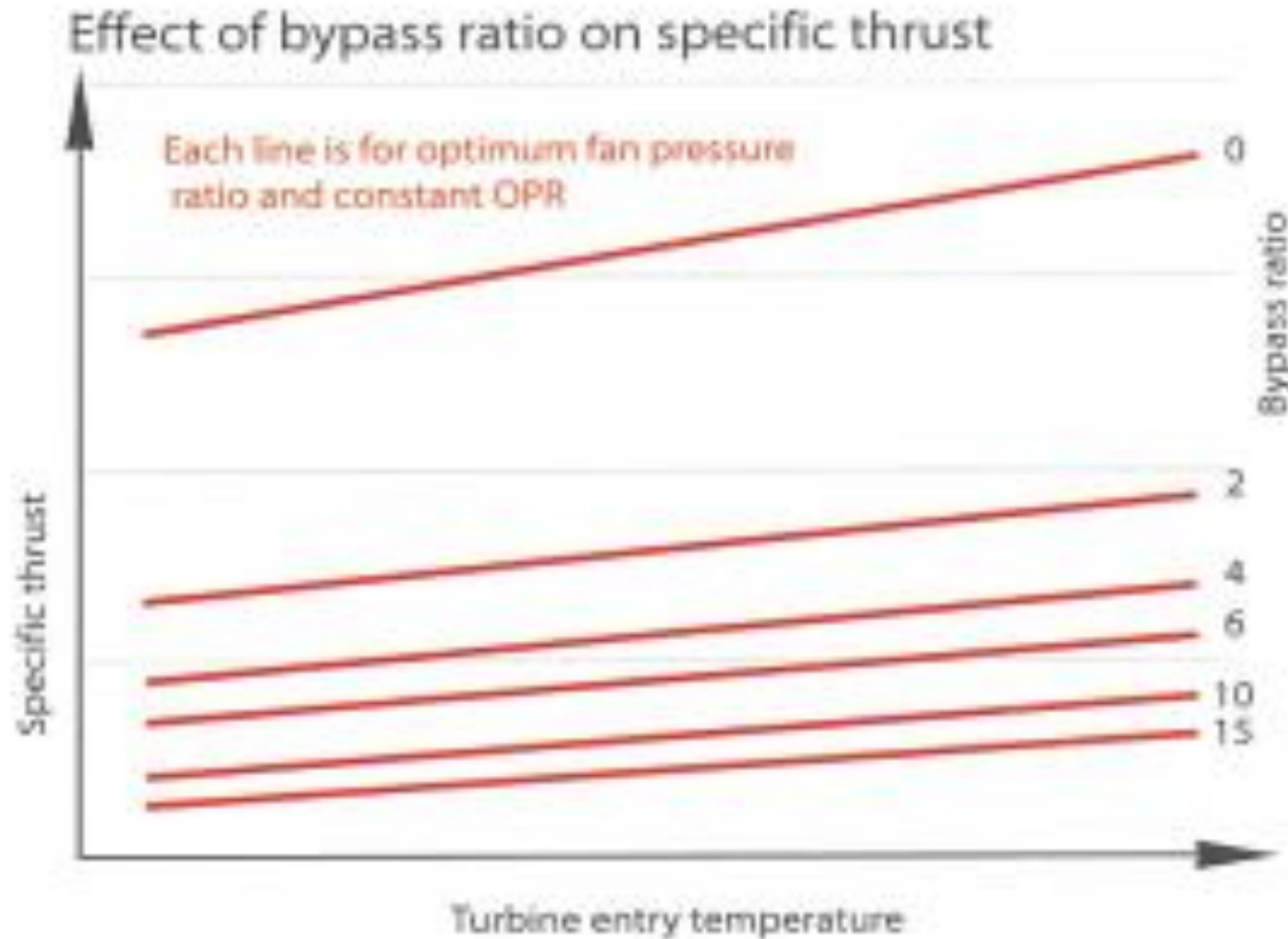
バイパス比増加で減少

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

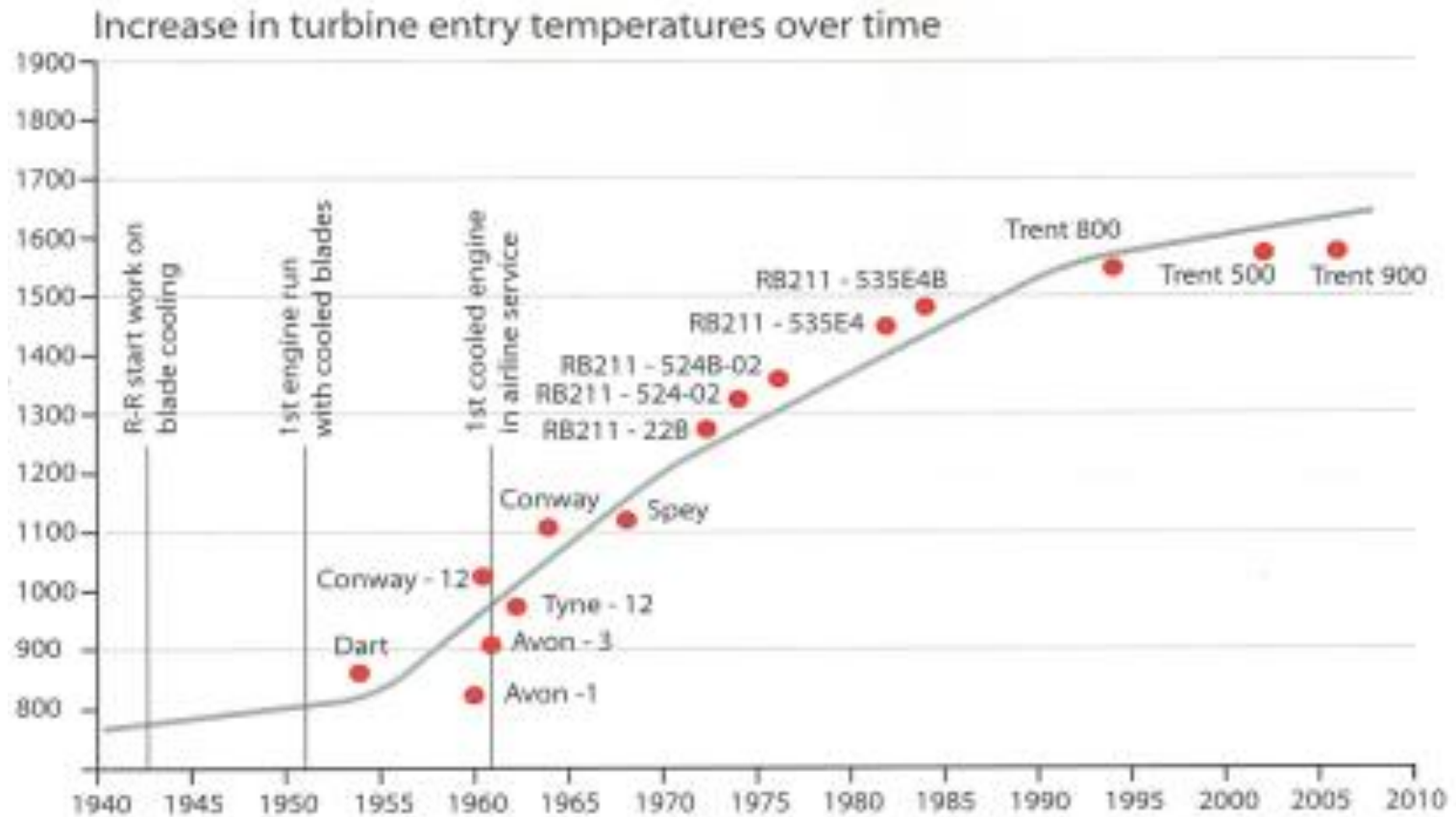




# タービン入り口温度の上昇

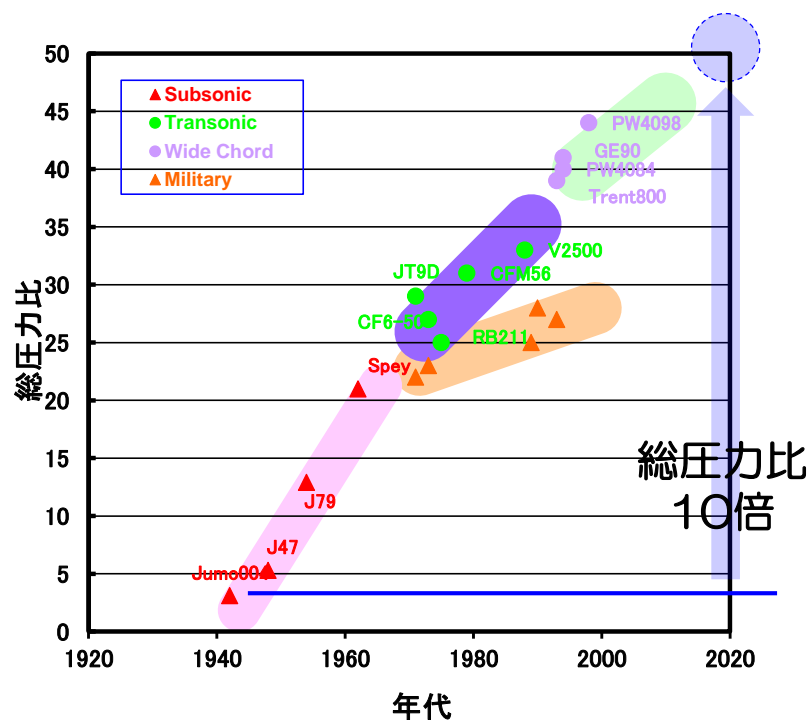
タービン入り口温度は900°C⇒1600°Cまで上昇

## The increase in turbine entry temperature

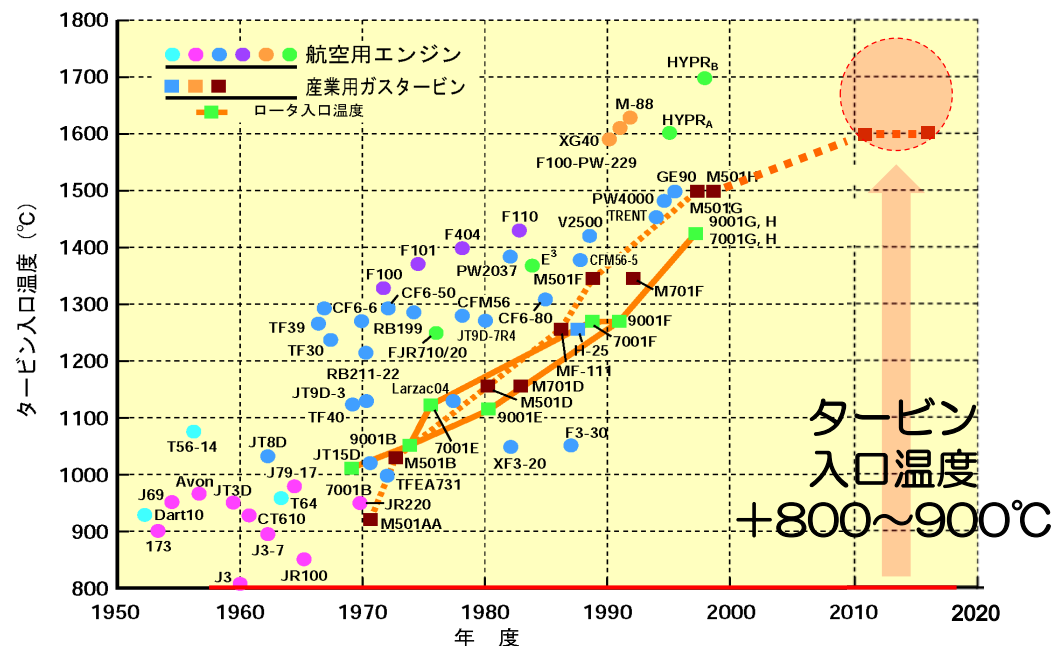


燃料消費率低減・比推力増加のため**圧縮機の高圧力比化**、**タービン入口温度高温化**

- **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°C**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

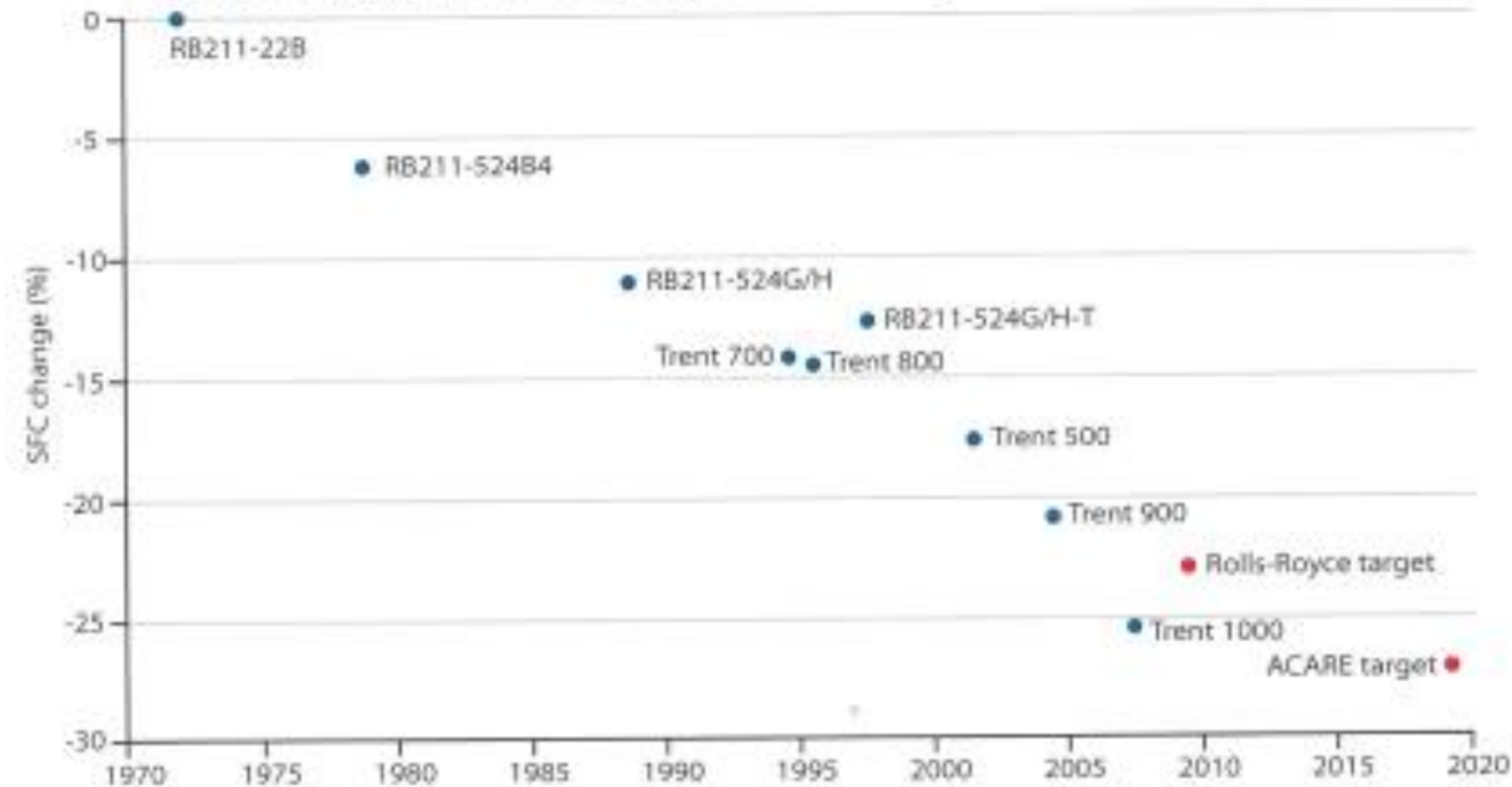


タービン入口温度の動向

# 過去40年間のSFCの改善

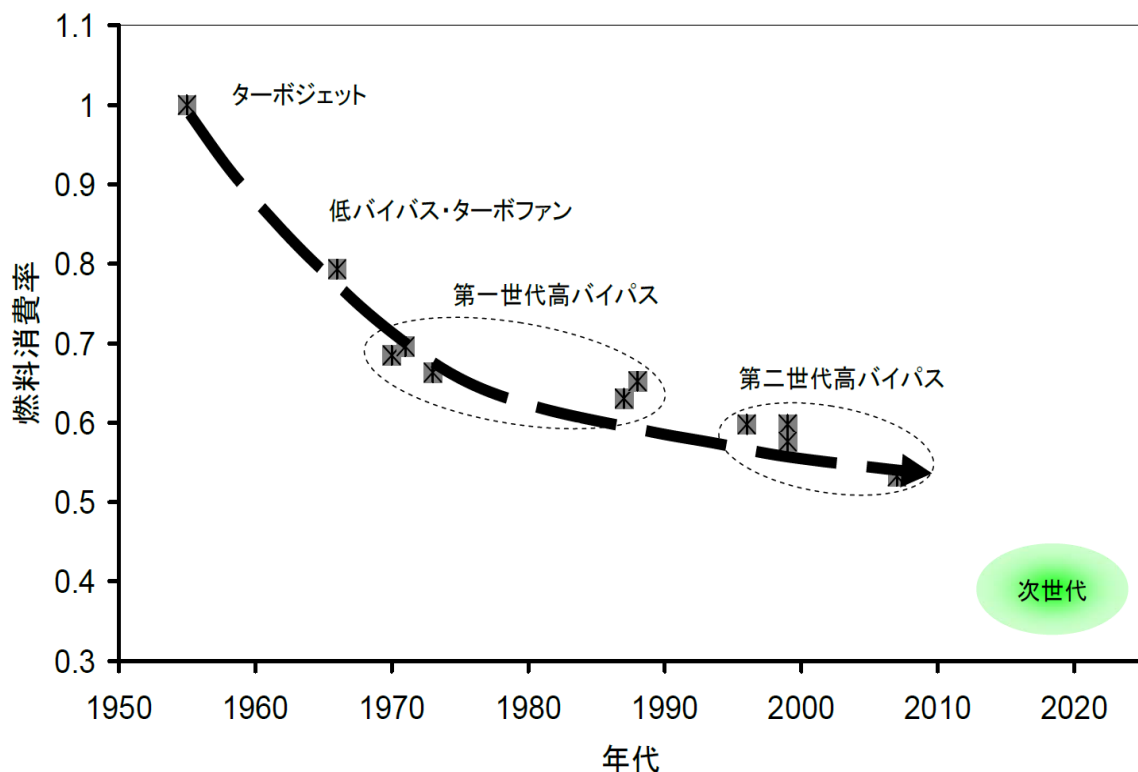
SFCは過去40年で25%改善

Improved engine fuel efficiency of the last 40 years



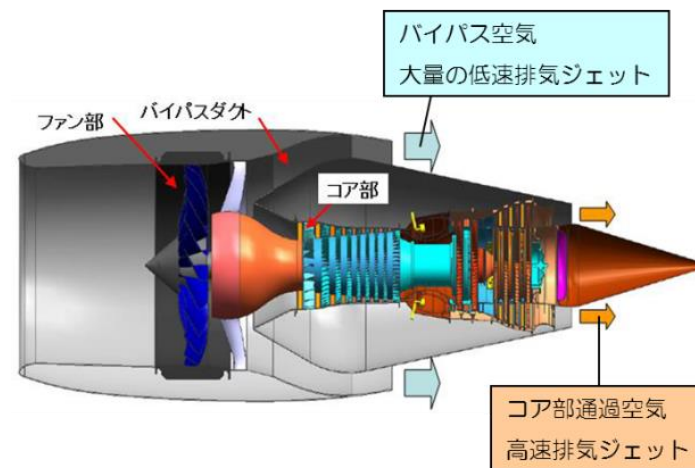
燃料消費率低減のためファン直径を大きくし、高バイパス化（ファン流量とコア流量の比）が図られてきた。

- 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。



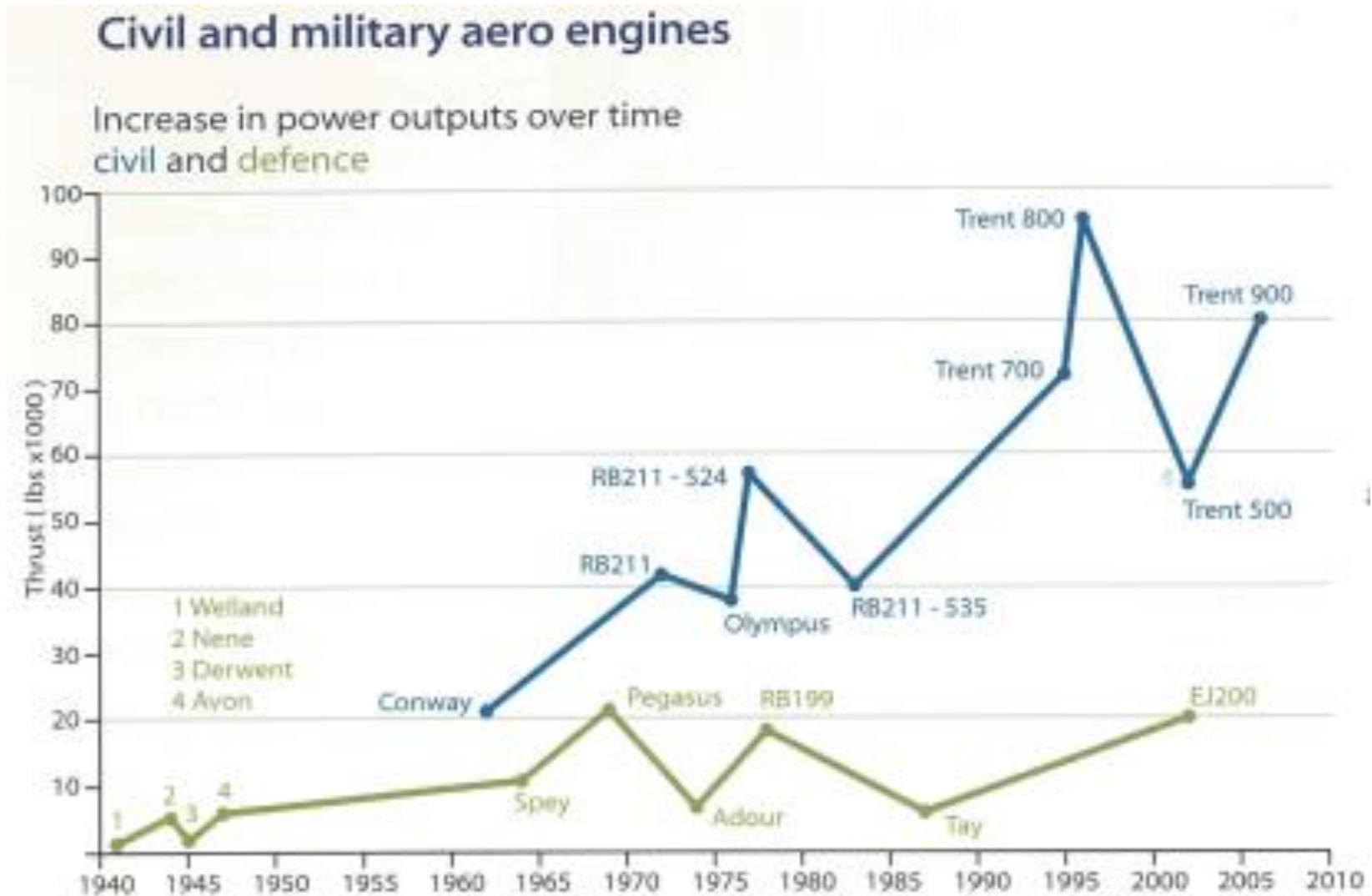
高バイパス比化の動向

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



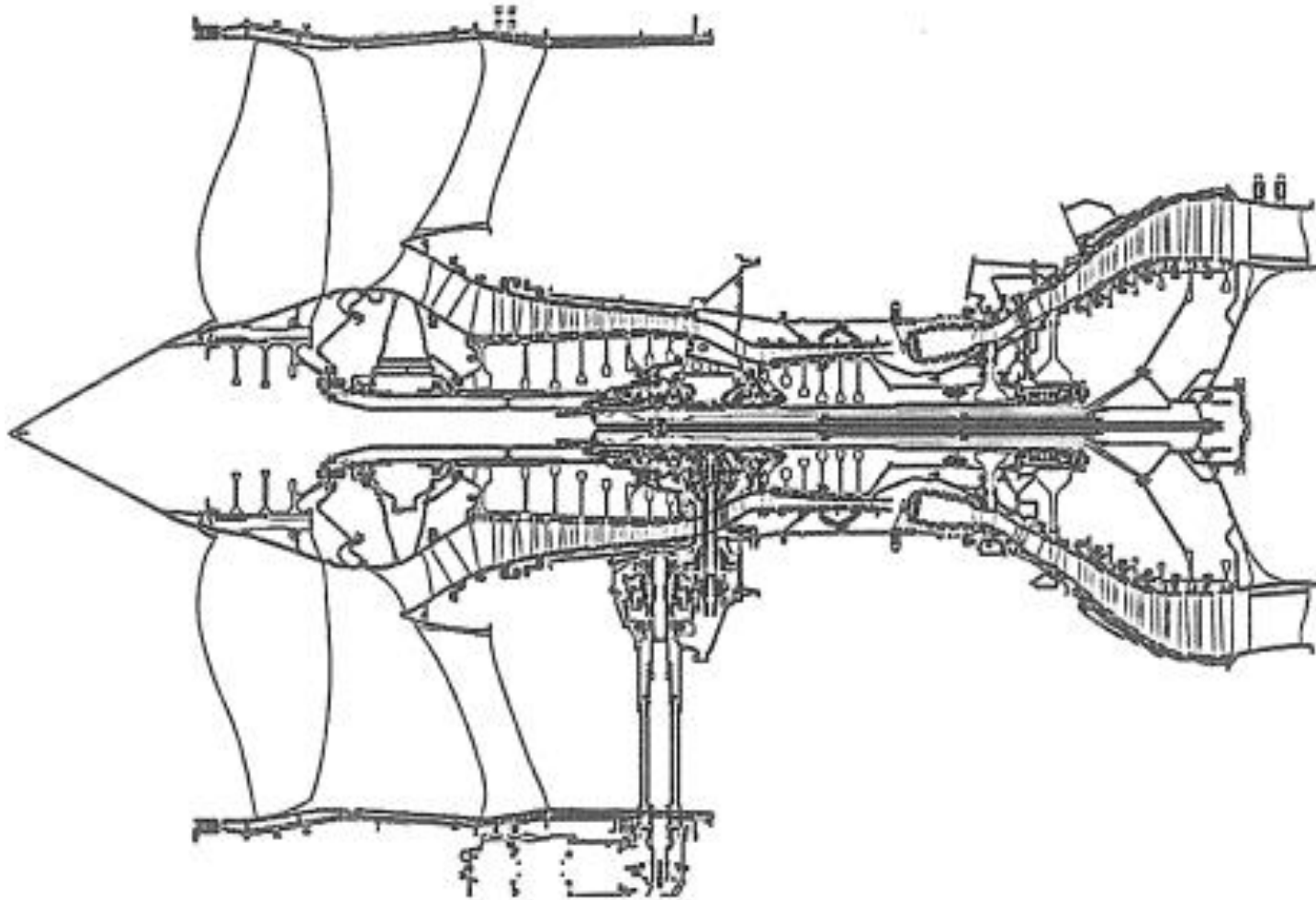
出典: (一財)日本航空機エンジン協会「民間航空機用エンジンの動向と展望等について」  
[http://www.mext.go.jp/b\\_menu/shingij/gijyutu/gijyutu2/004/shiryo/\\_icsFiles/afieldfile/2010/06/08/1292853\\_2.pdf](http://www.mext.go.jp/b_menu/shingij/gijyutu/gijyutu2/004/shiryo/_icsFiles/afieldfile/2010/06/08/1292853_2.pdf)

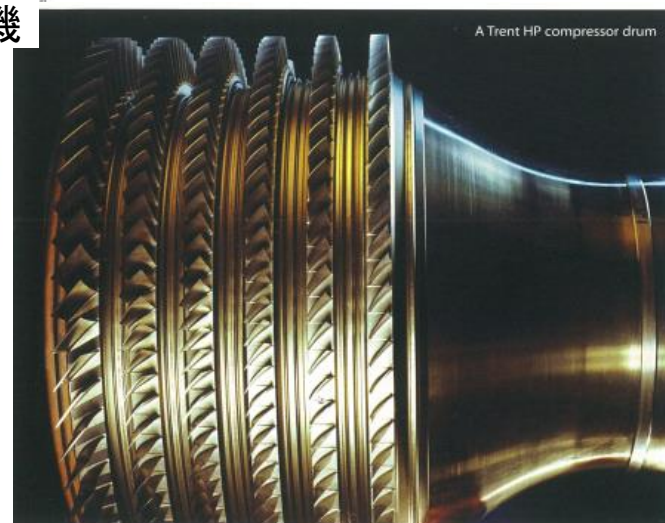
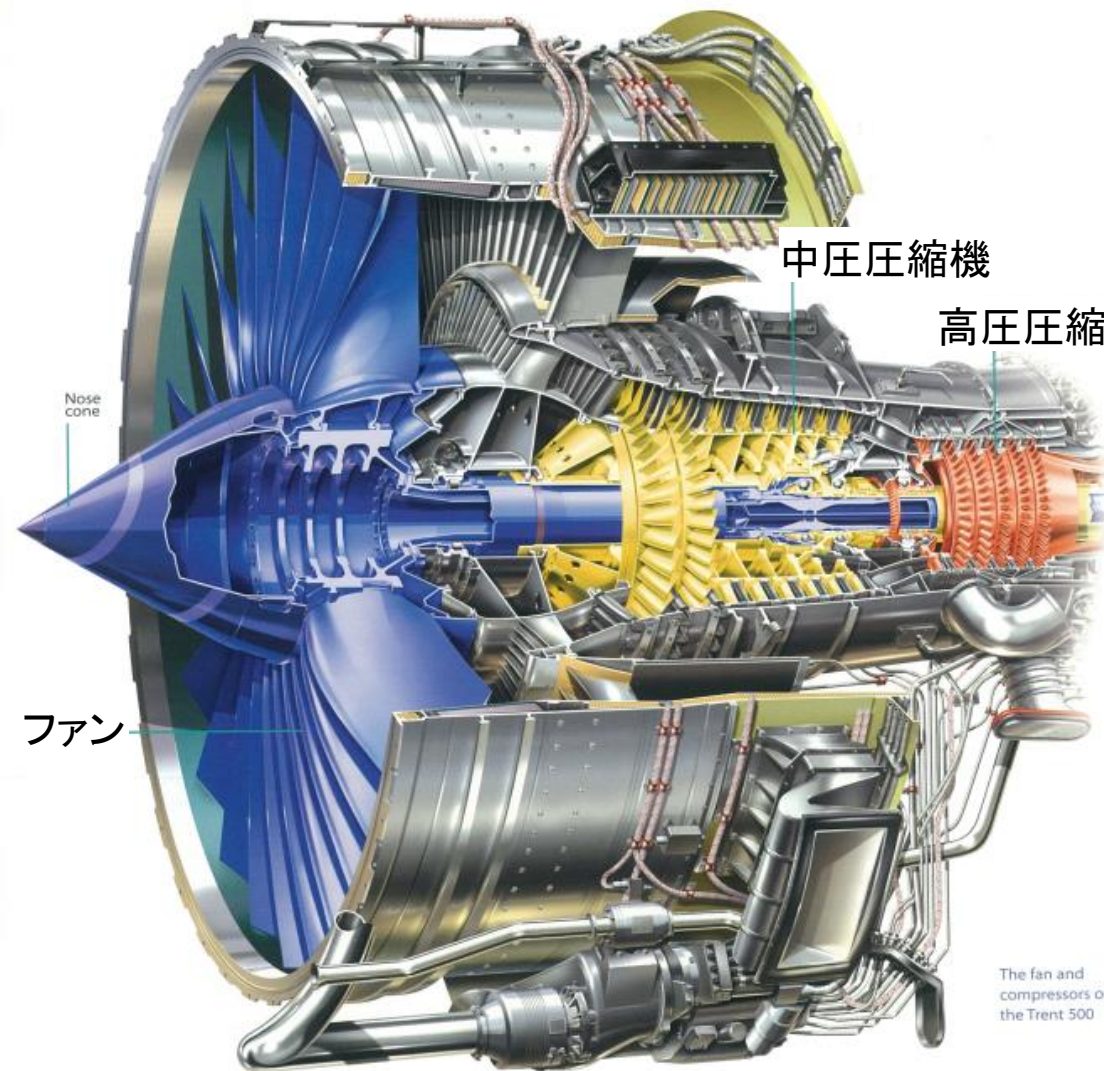
過去40年で推力は5倍



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

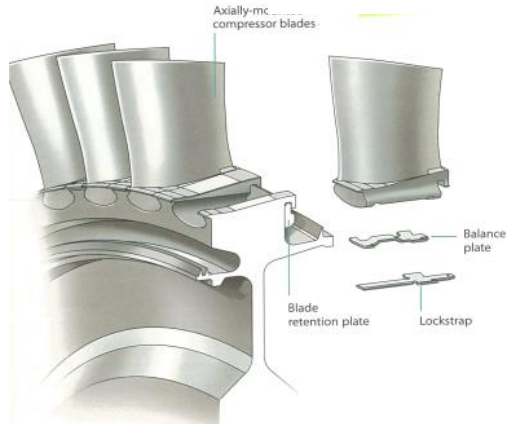




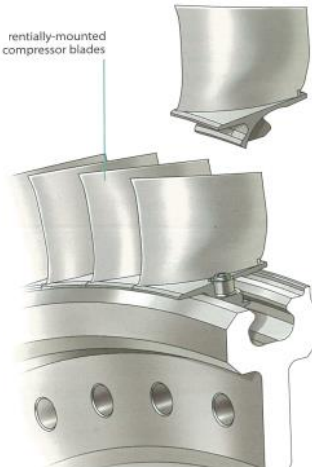
高圧圧縮機ロータ

## RRエンジンの例

## 動翼の構造



軸方向からディスクへ



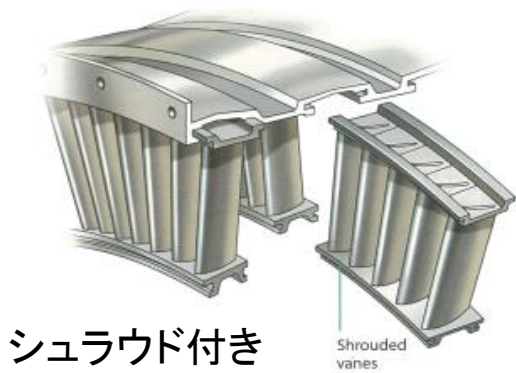
周方向からディスクへ



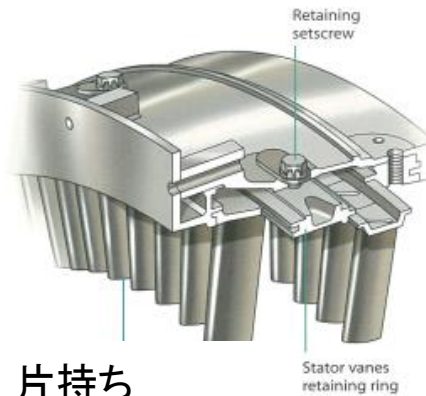
動翼とディスク  
は別部品



動翼とディスク  
が一体部品  
(BliskまたはIBR)



シュラウド付き

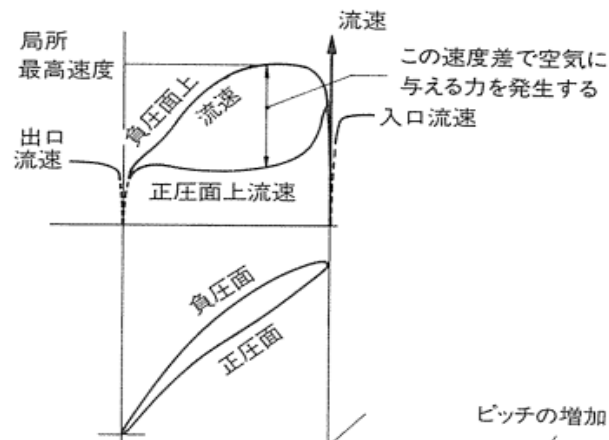
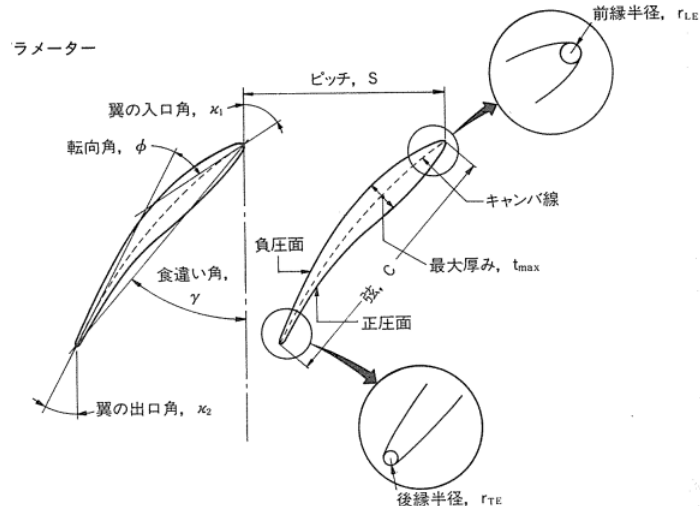
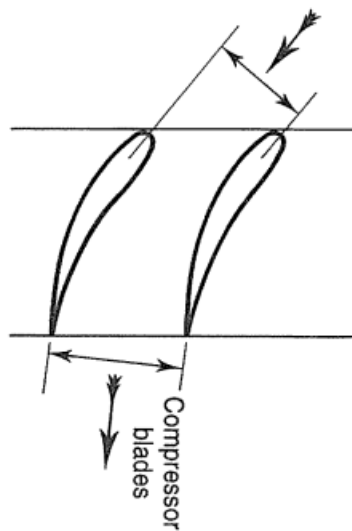
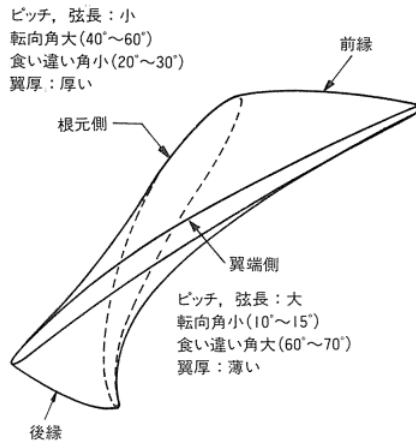
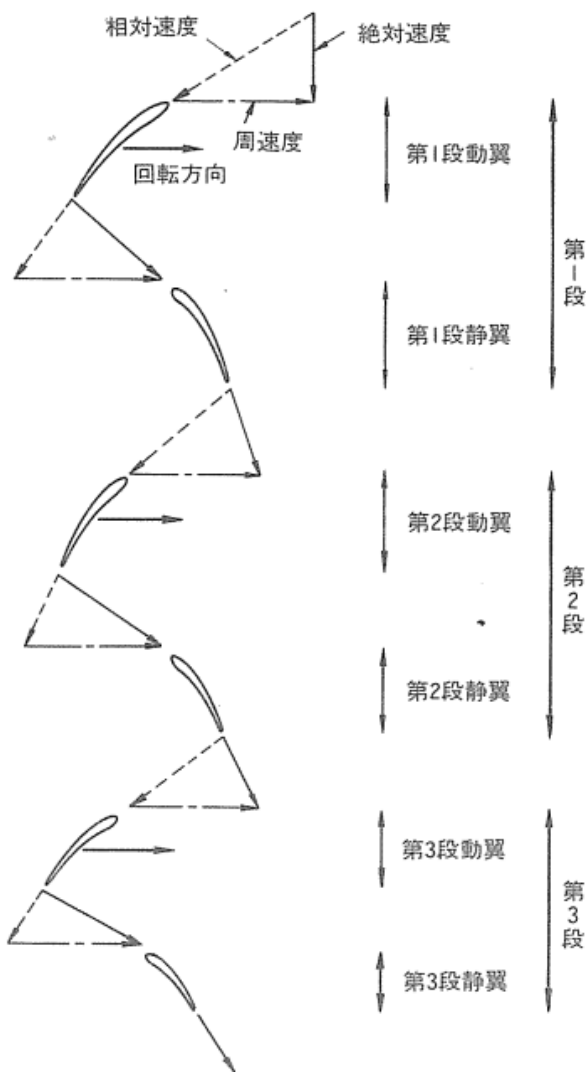


片持ち



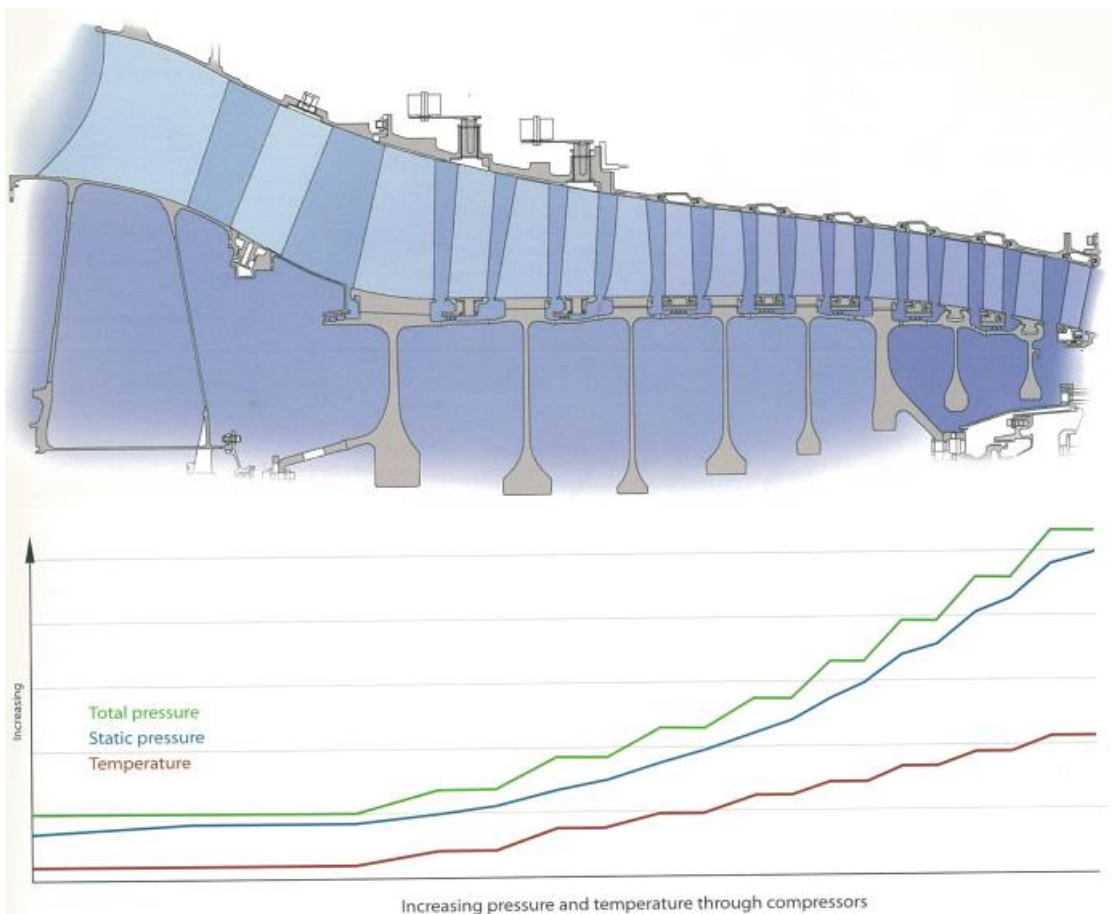
# 軸流圧縮機の速度三角形

## 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

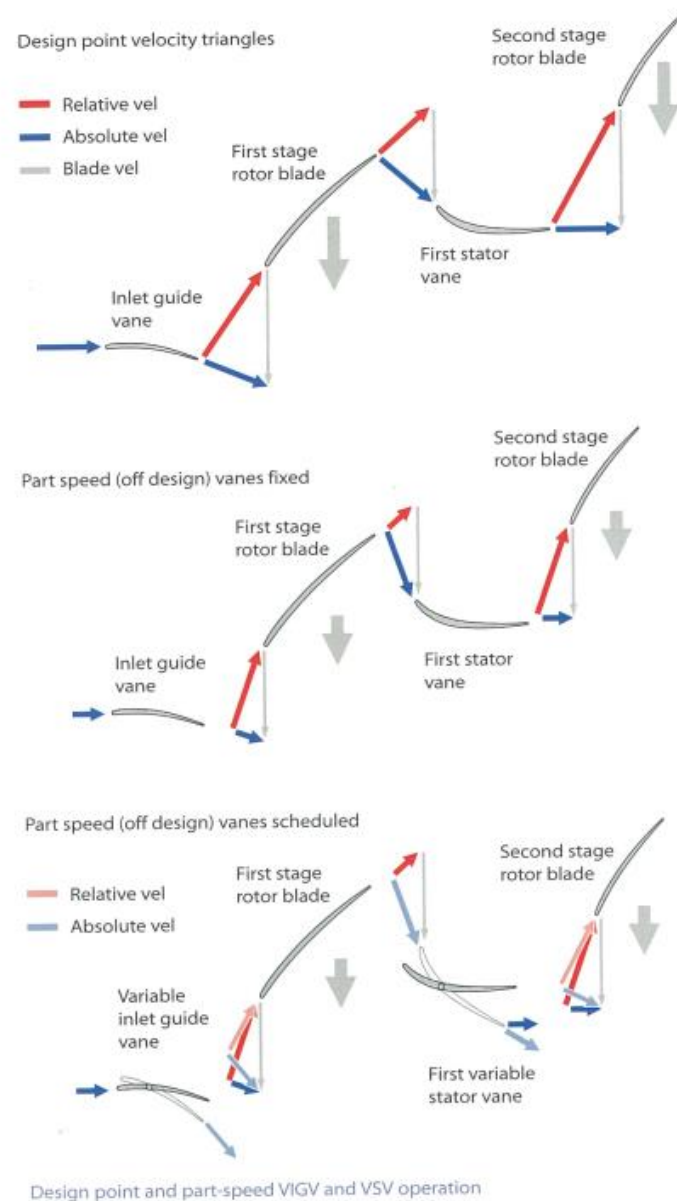
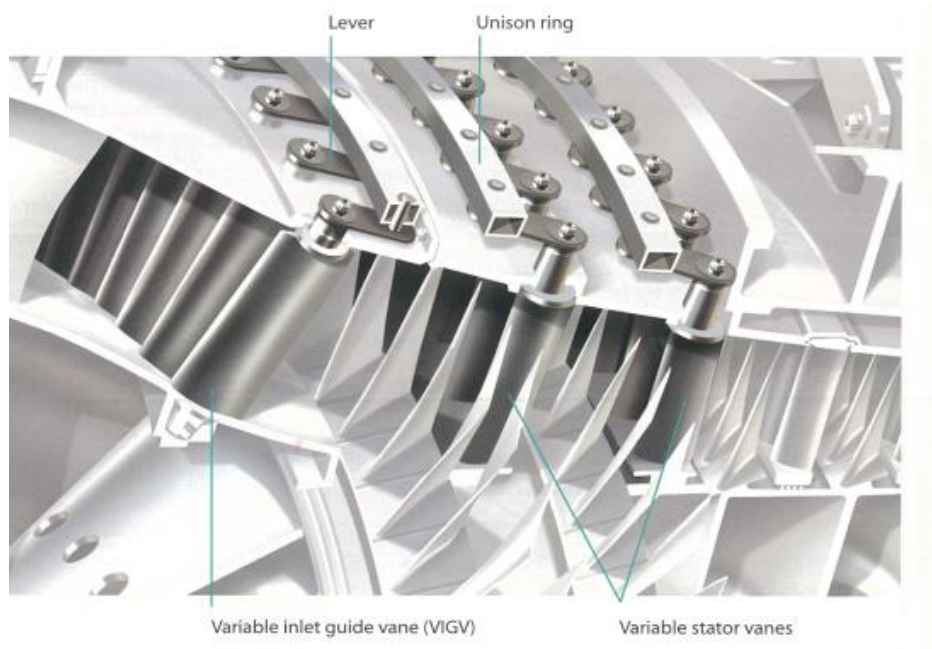
圧力・温度が上昇: 険しい山を登るようなもの

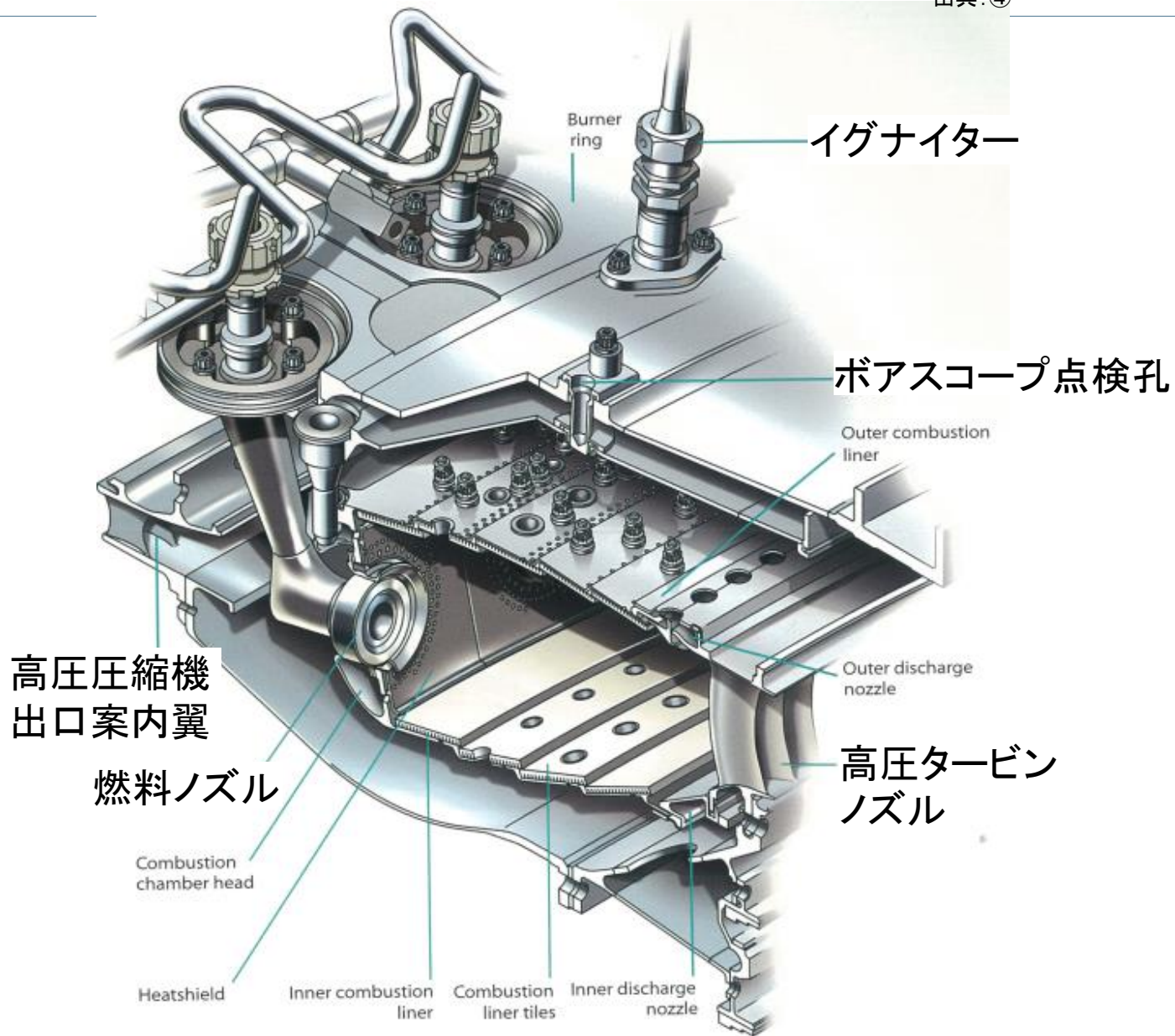


サージ

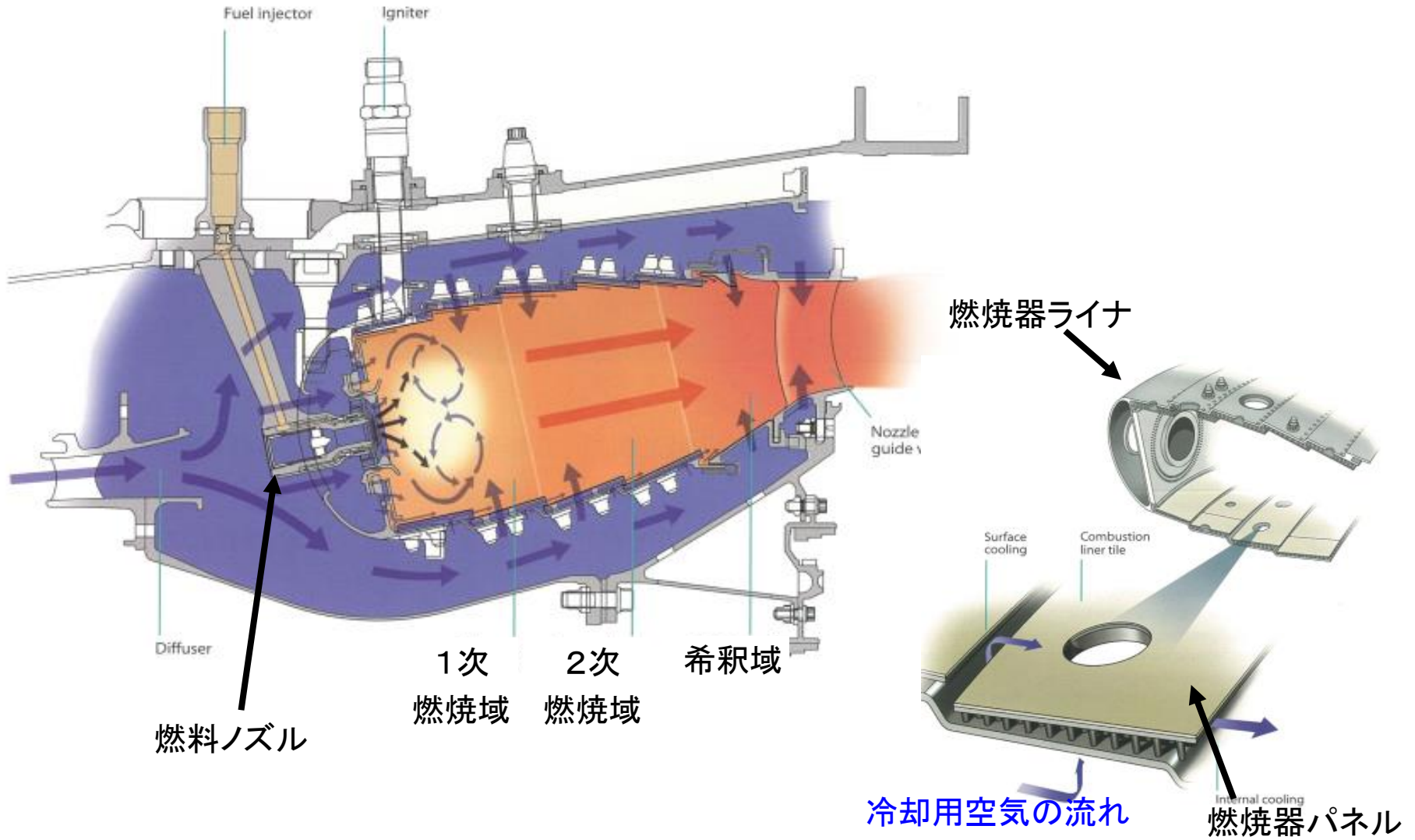
- ・圧縮機だけでなく上流側ダクト、下流の燃焼器、タービンノズルを含めたシステムの不安定現象
- ・静翼と動翼の失速が引き金になることが多い
- ・圧縮機内の流れが下流側の管路抵抗に勝って流れきれるかどうか。険しい山を登り切れるかどうか。
- ・サージが発生すると下流の高温・高圧のガスが圧縮機内を逆流。この逆流がいったん終わると流れが元に戻るが、サージが発生する状態は残っており再び逆流が発生。
- ・こういった不安定な状態が繰り返し発生し圧縮機などの損傷を起こす。

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

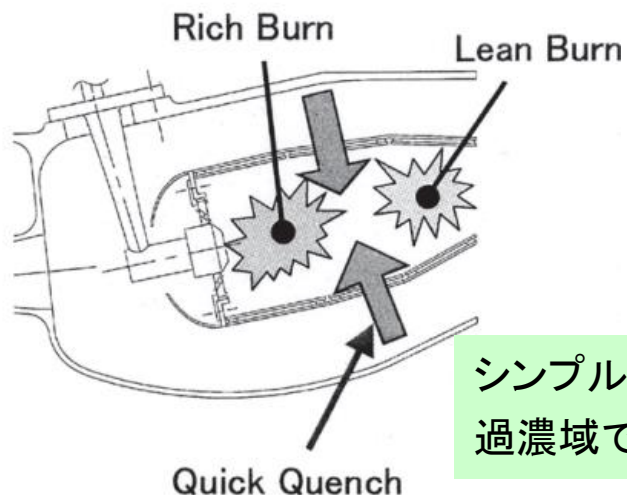




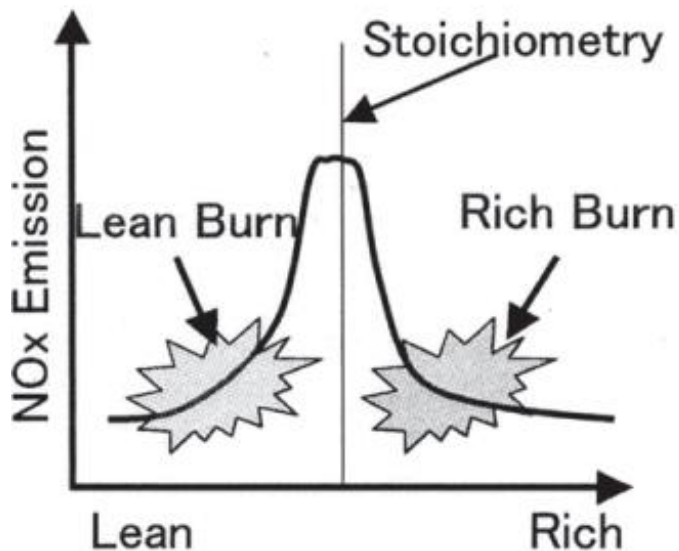
# 燃焼器内部の流れ



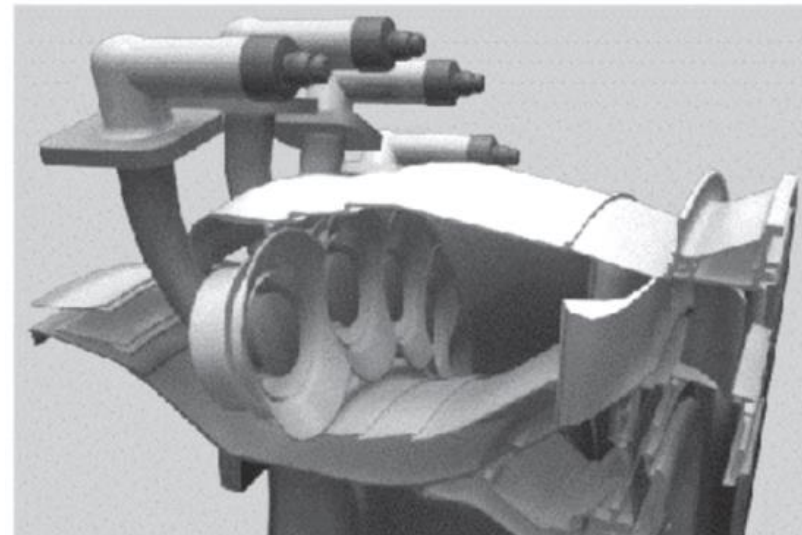
## RQL方式(過濃・急希釈・希薄燃焼)



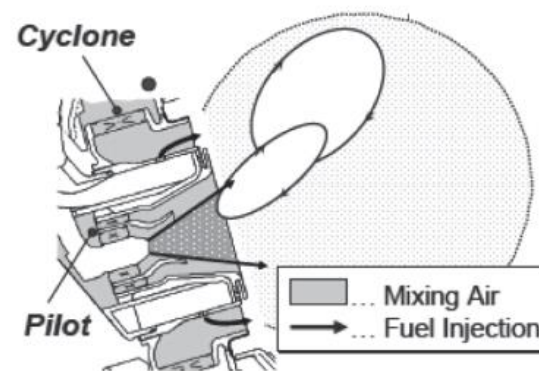
シンプルで安定作動  
過濃域でのSmoke発生



## 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

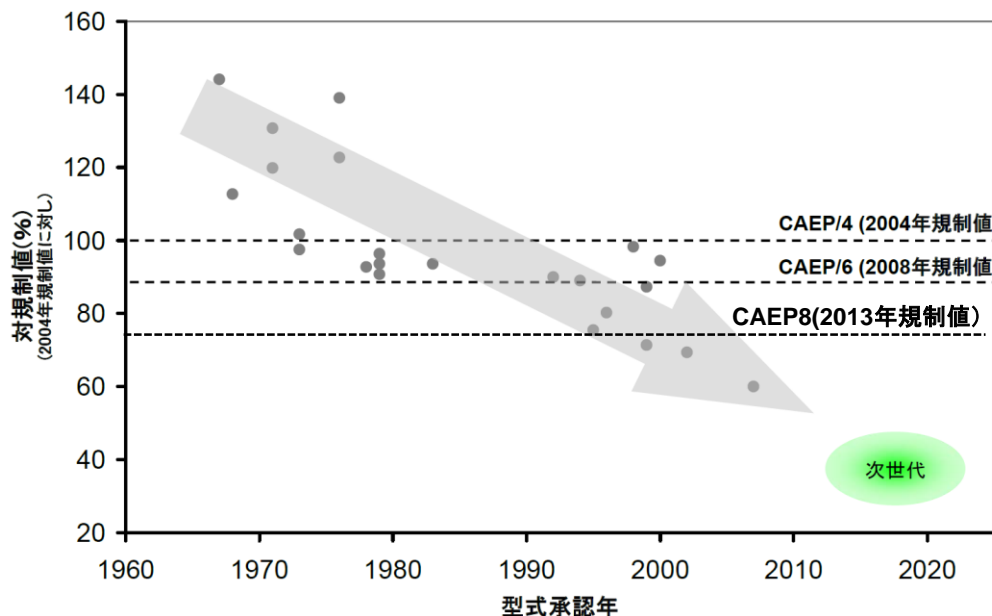


**TAPS Fuel Nozzle & Swirler Arrangement**

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

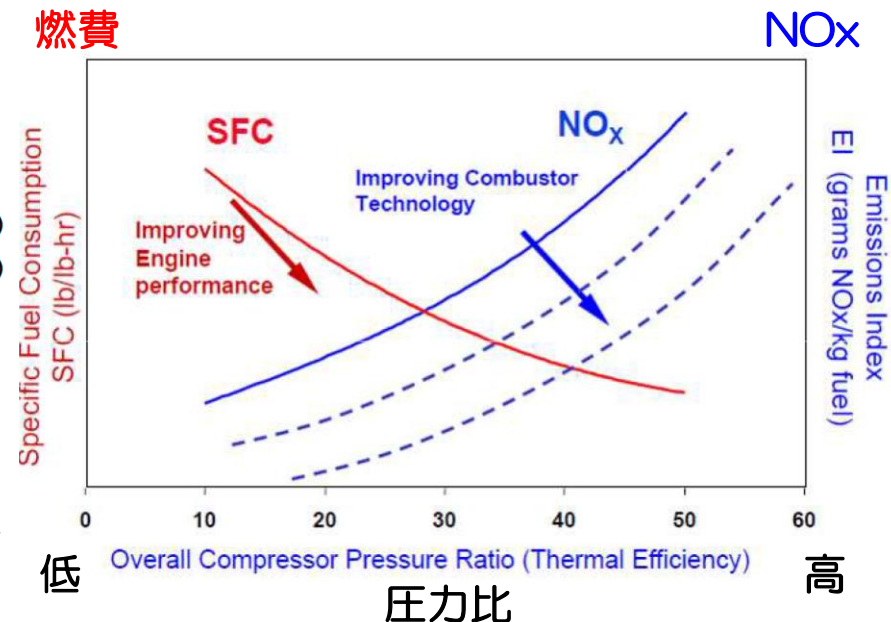
- 低燃費化とエミッション抑制との両立が課題  
低燃費化(SFC低減)⇒高圧力比・高温化⇒NO<sub>x</sub>増大
- さらに厳しい規制値(CAEP10)が2020年から適用される計画であり、これに対応可能な次世代低減技術開発が進められている

※CAEP: Committee on Aviation Environmental Protection



NO<sub>x</sub> 規制値の動向

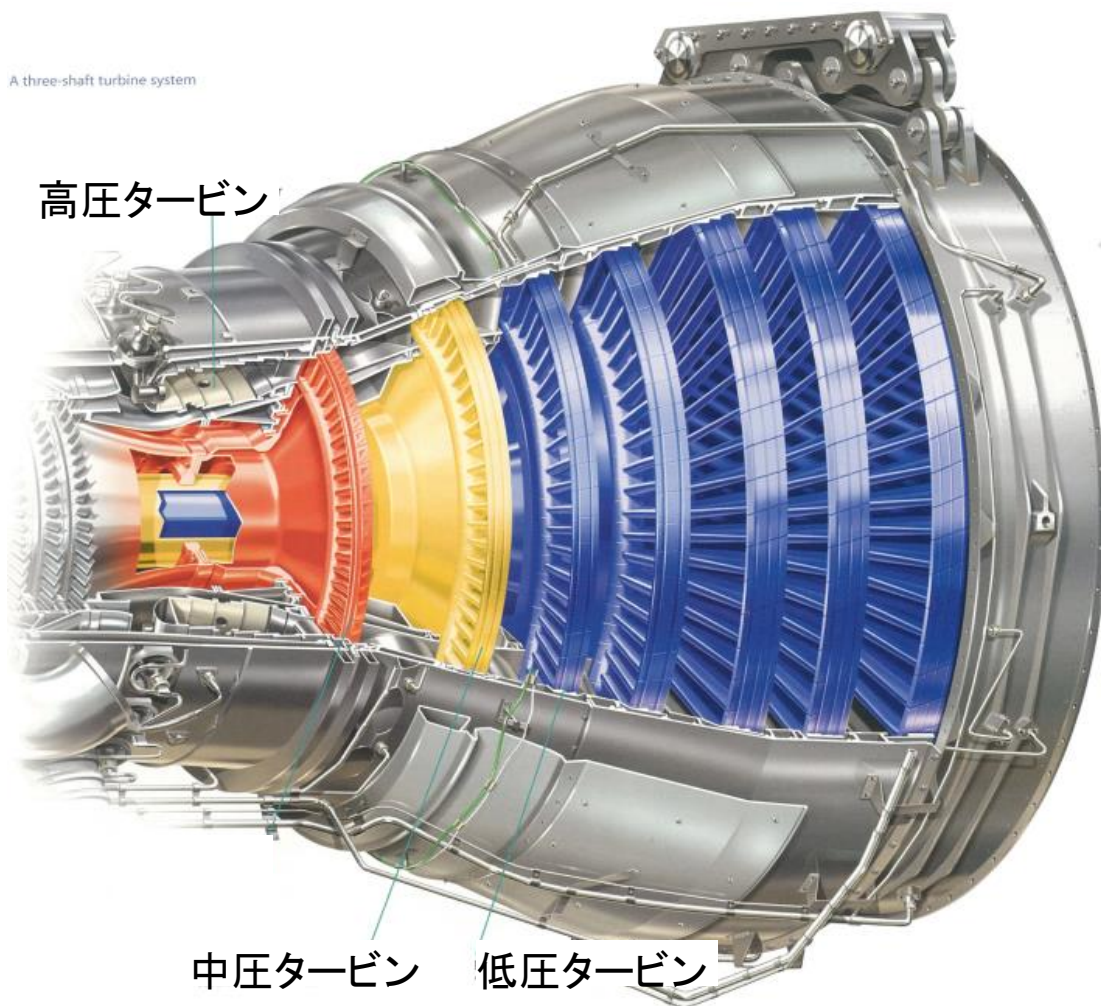
出典: (一財)日本航空機エンジン協会「民間航空機用エンジンの動向と展望等について」  
[http://www.mext.go.jp/b\\_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/004/shiryo/\\_icsFiles/afieldfile/2010/06/08/1292853\\_2.pdf](http://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/004/shiryo/_icsFiles/afieldfile/2010/06/08/1292853_2.pdf)



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

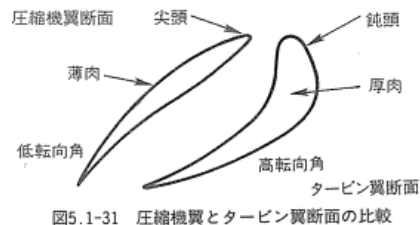
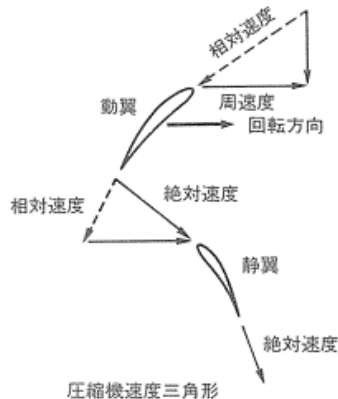
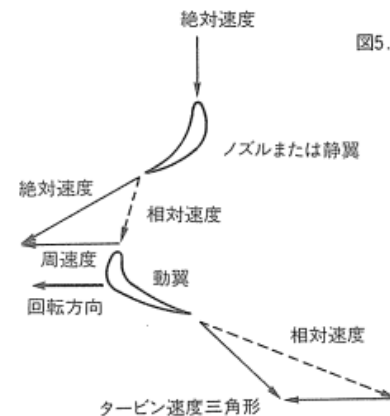


図5.1-31 圧縮機翼とタービン翼断面の比較

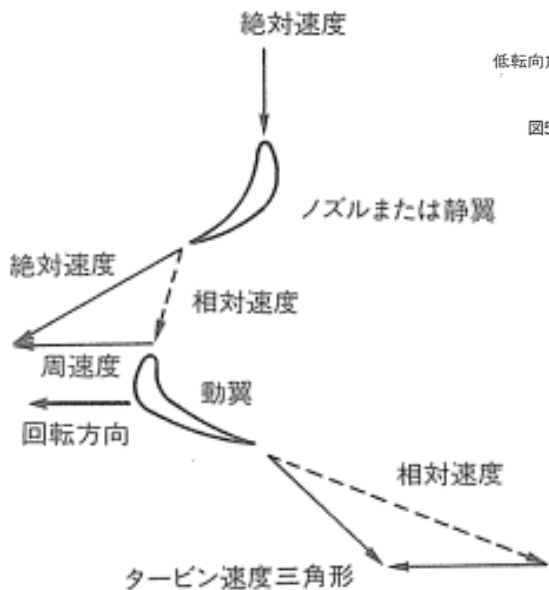


圧縮機速度三角形



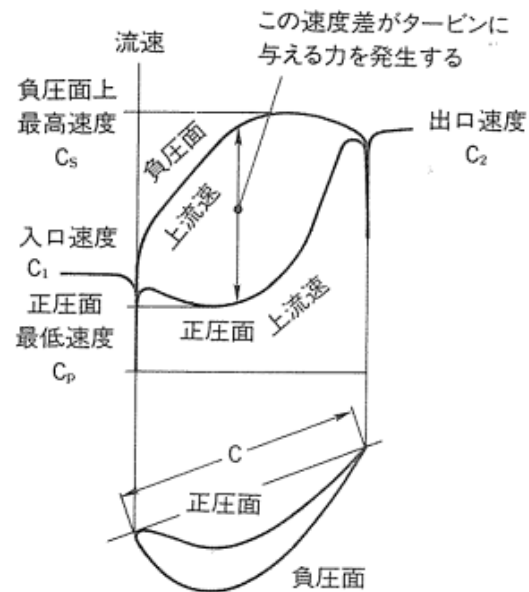
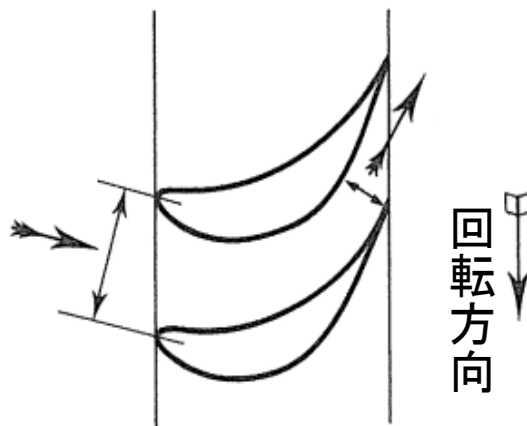
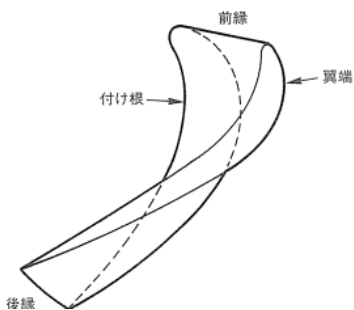
タービン速度三角形

図5.1-27 軸流圧縮機と軸流タービンの速度三角形



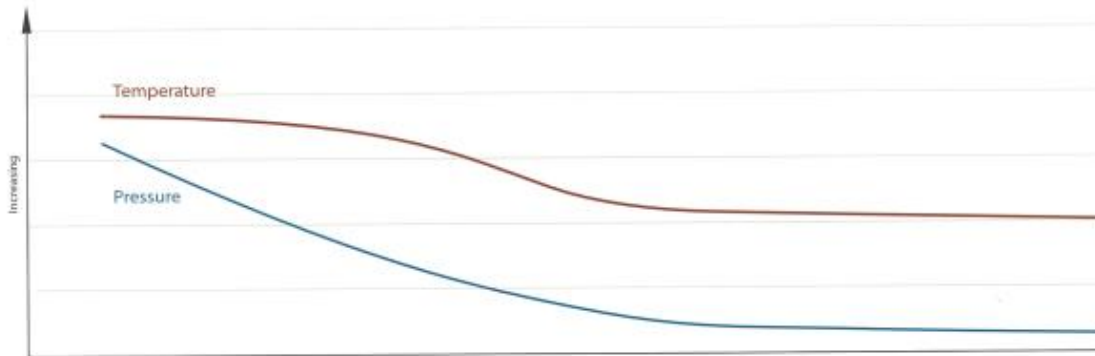
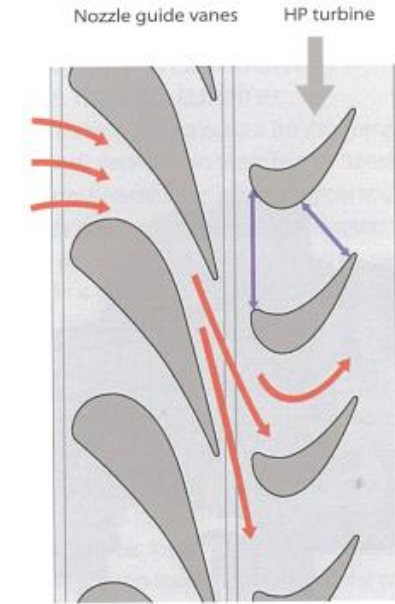
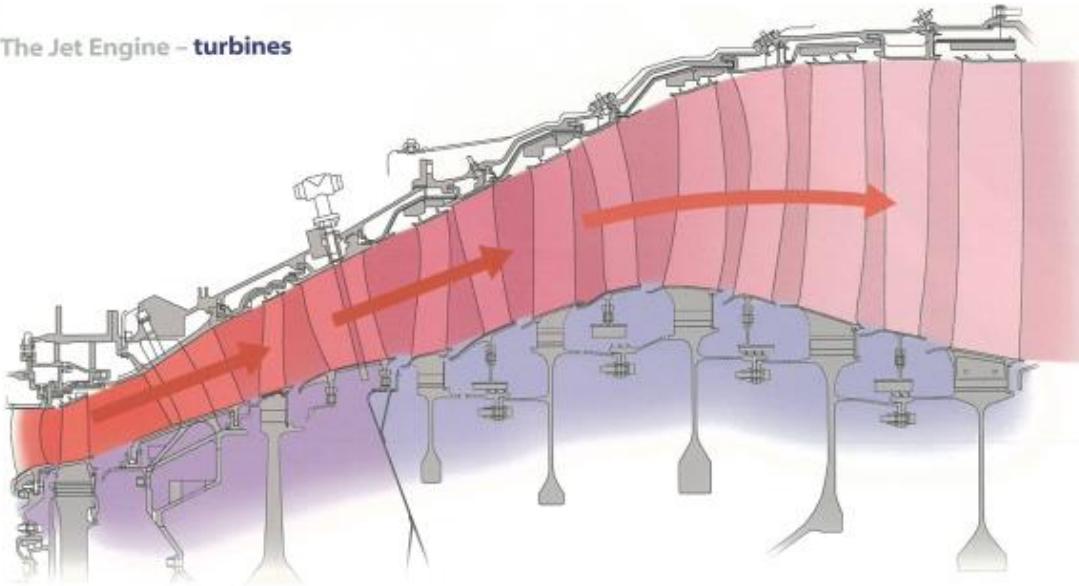
タービン速度三角形

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

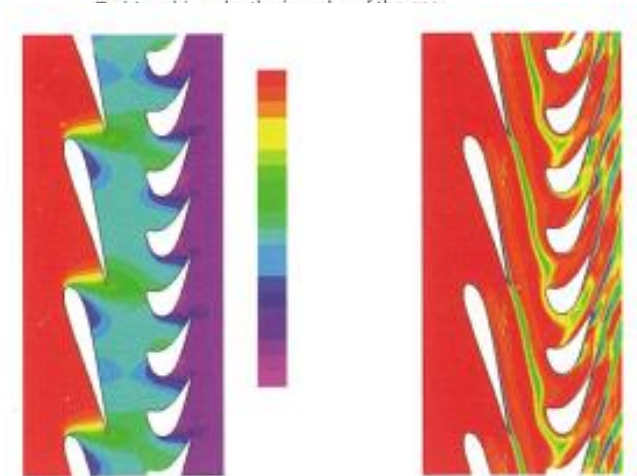


圧力と温度は減少

The Jet Engine - turbines



Reducing pressure and temperature through turbines

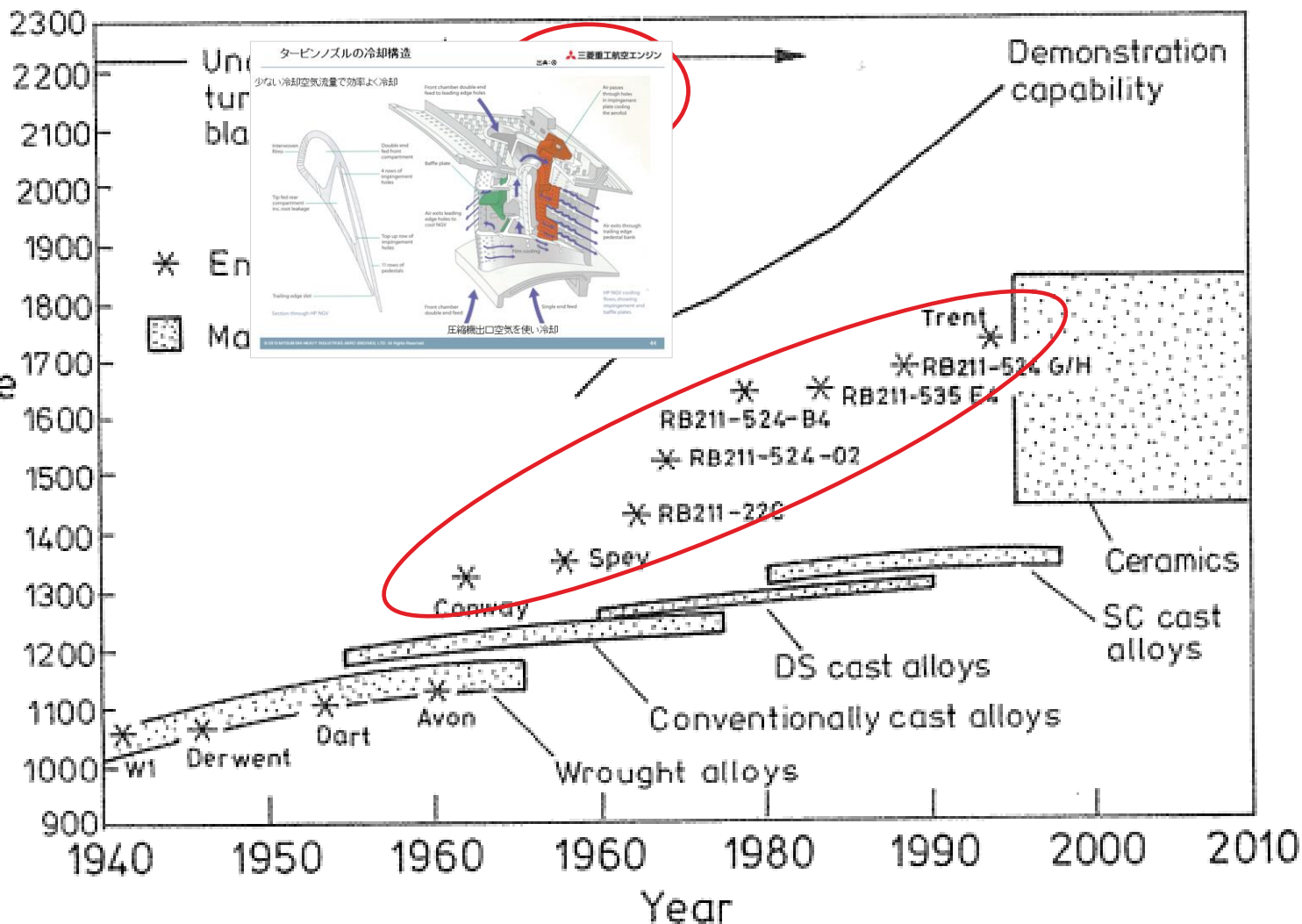


CFD analysis of HP turbines

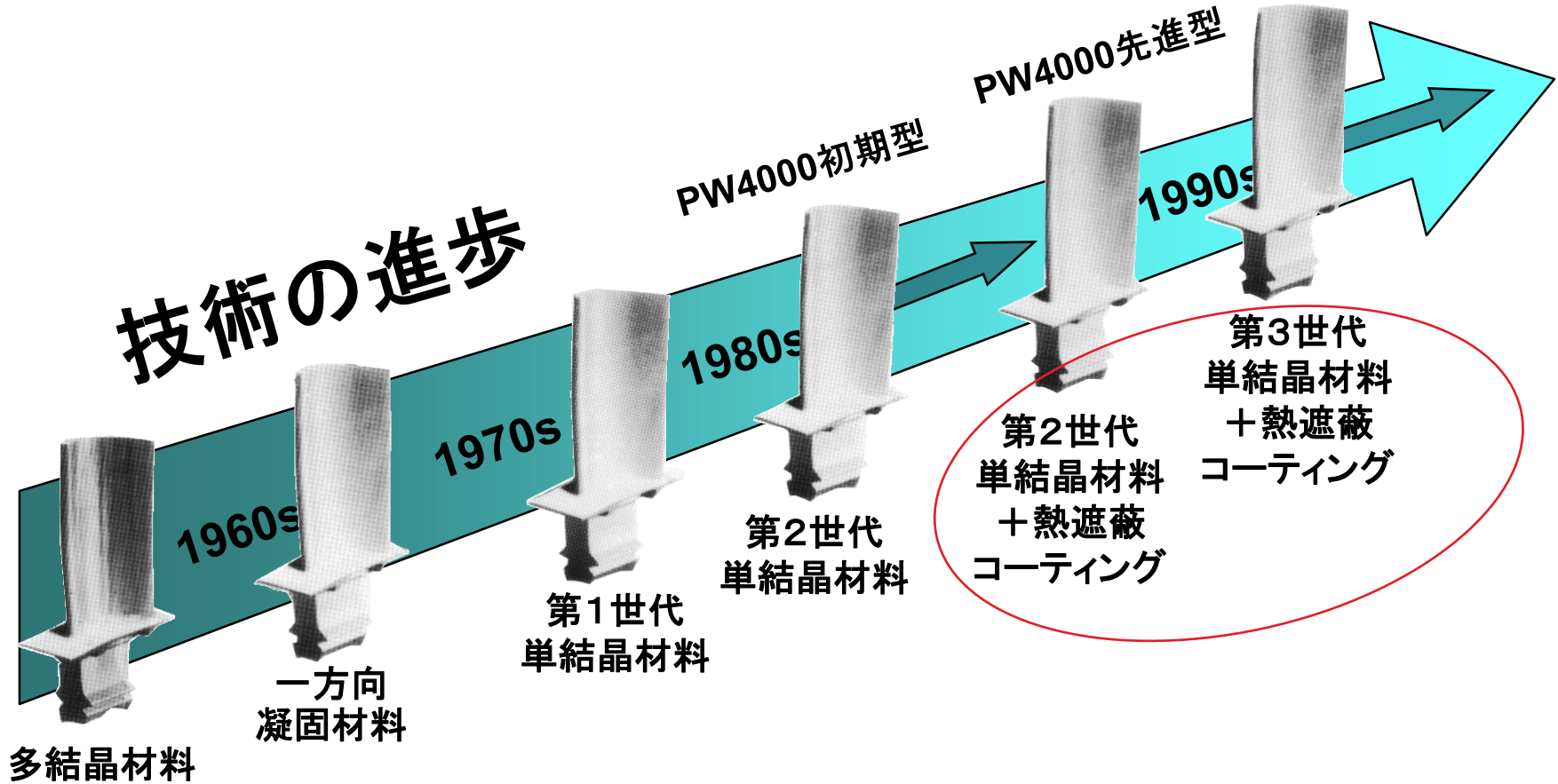
# タービン入り口温度と材料の耐熱温度

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)

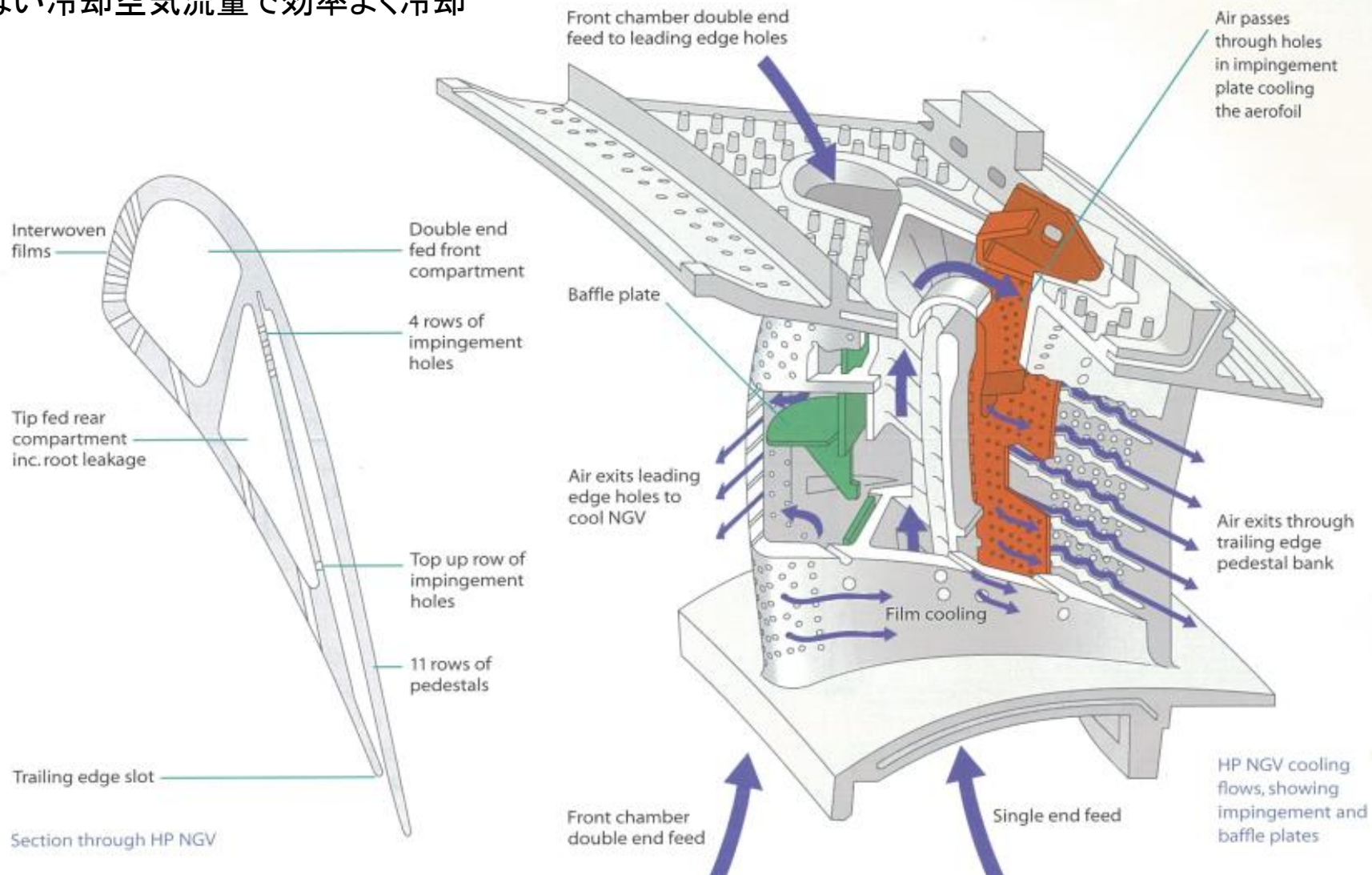


耐熱温度向上



# 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

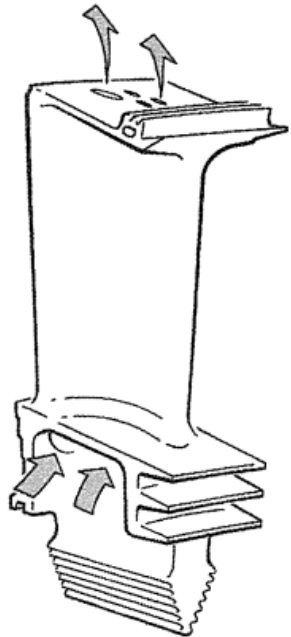


圧縮機出口空気を使い冷却

# タービンブレードの冷却構造

■ LP cooling air

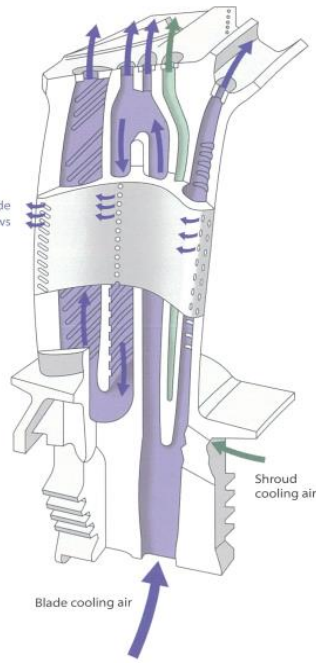
■ HP cooling air



Single pass,  
internal cooling  
(1960s)

through an IP  
blade showing  
triangular angle

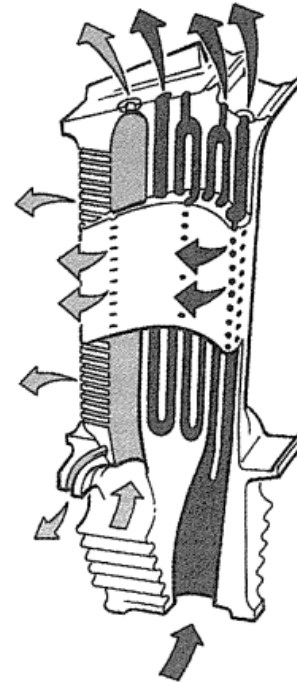
HP turbine blade  
cooling flows



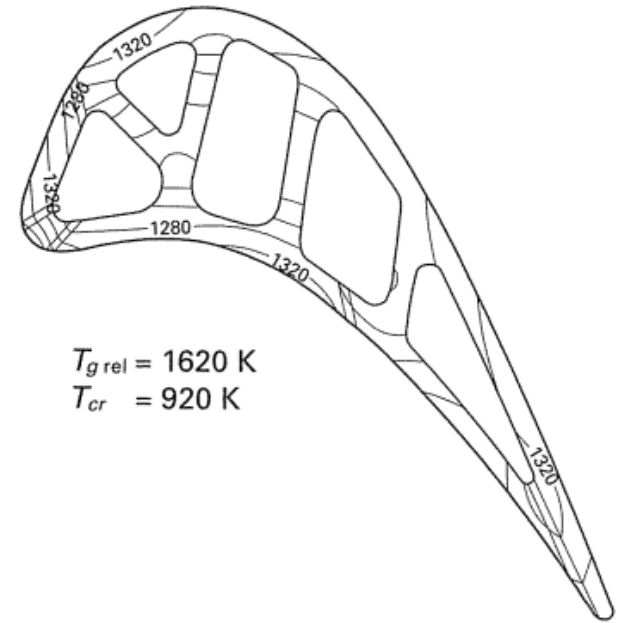
Single pass,  
multi-feed  
internal cooling  
with film cooling  
(1970s)

Shroud  
cooling air

Blade cooling air



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)

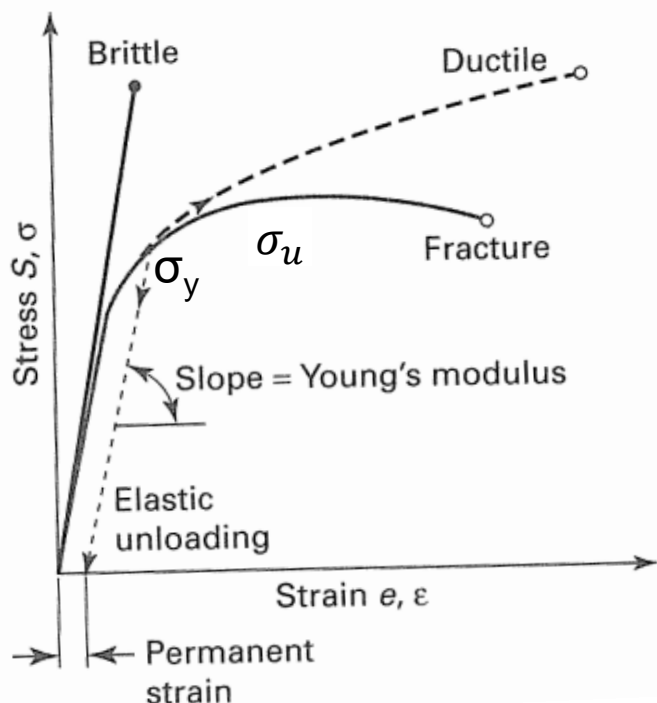
低サイクル疲労(LLPの寿命予測)    LLP:Life Limited Parts

クリープとLCFの相乗効果

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

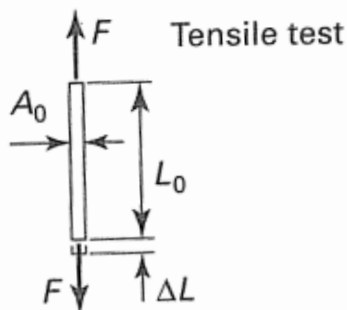
酸化(Oxidation)と高温腐食(Hot Corrosion)

## 短時間での引張試験結果⇒ロータ健全性設計

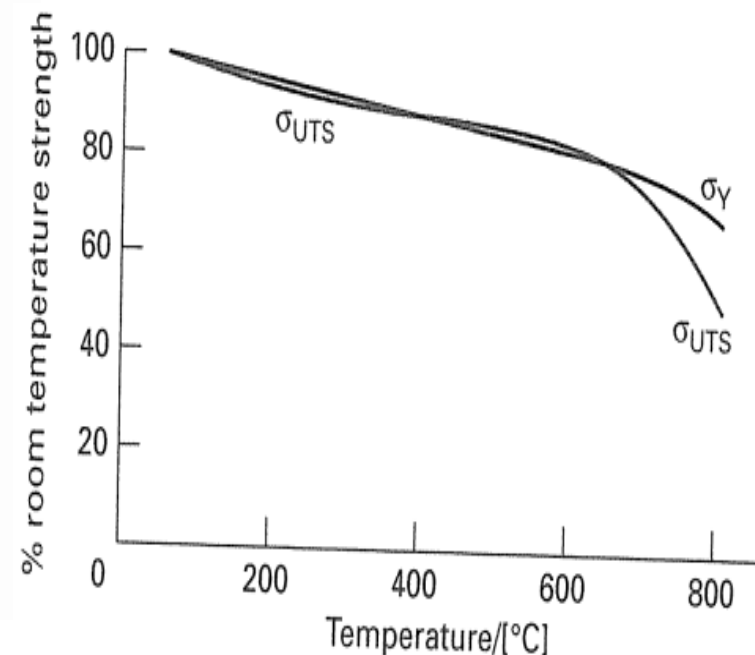


True stress  $\sigma = S(e + 1)$   
 True strain  $\epsilon = \ln(e + 1)$

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

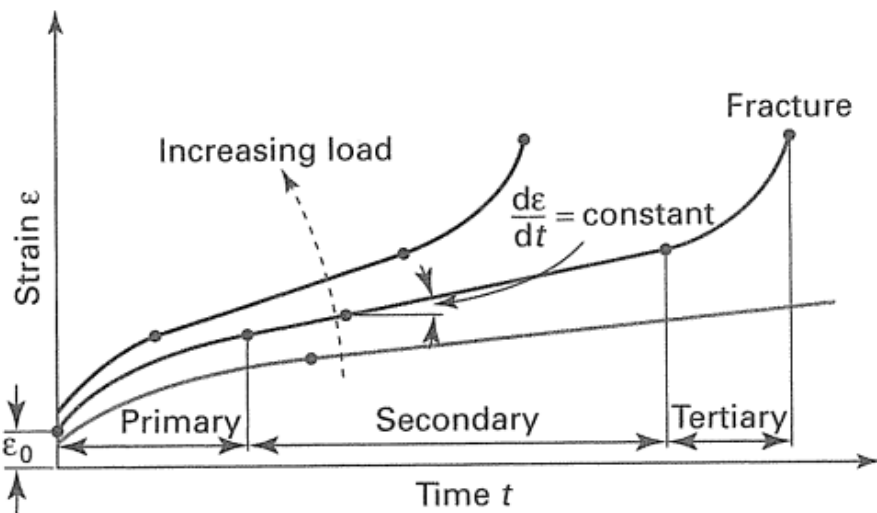
負荷がかかったまま長時間高温にさらされていると降伏強度より十分低くても永久ひずみが発生し、時間とともにそれが増加最終的には破断⇒ブレードが変形し、ケースとラッピングする可能性も考慮

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

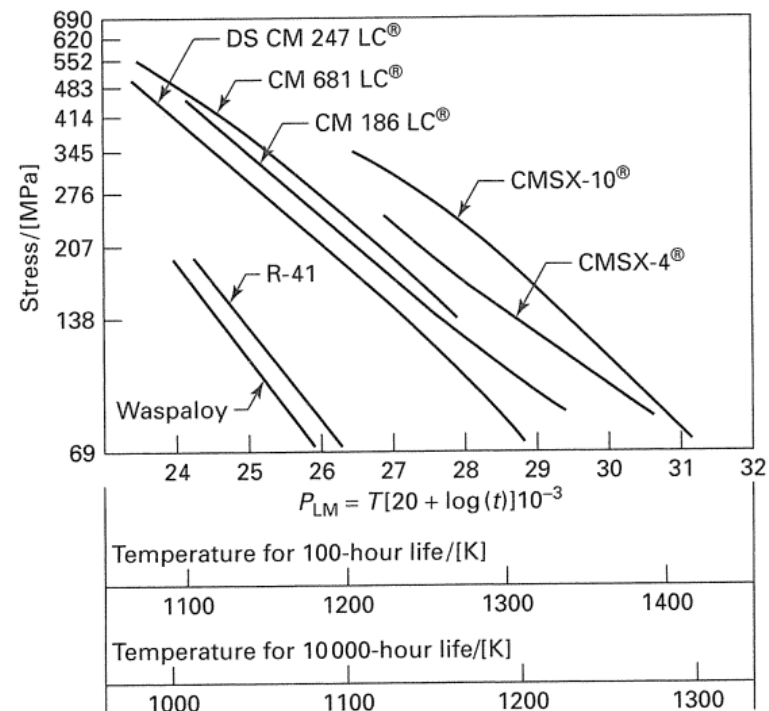
$P_{LM} = T(C + \log t)$  T:絶対温度 t:時間 C:活性化エネルギーにより決まる定数でNi合金は20

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

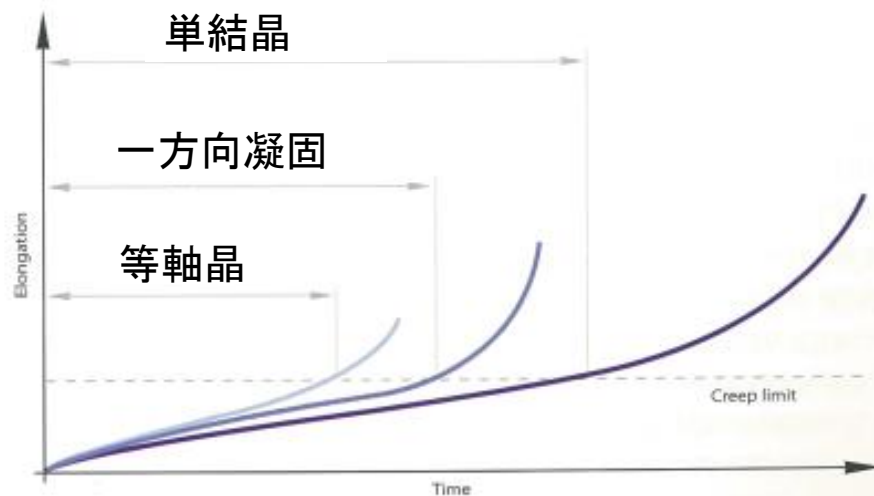
一方向凝固

単結晶



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

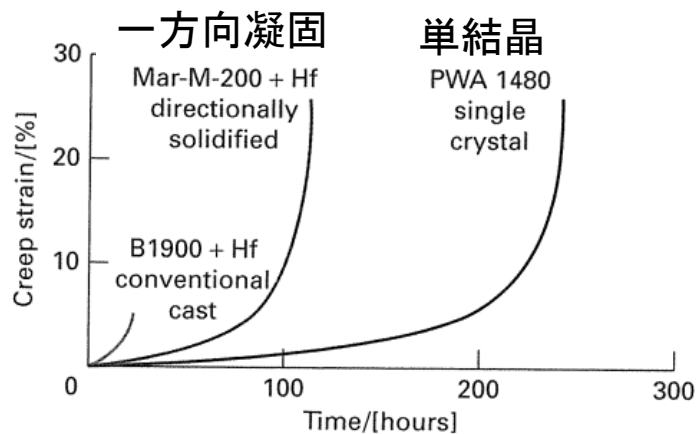
Comparison of turbine blade life properties



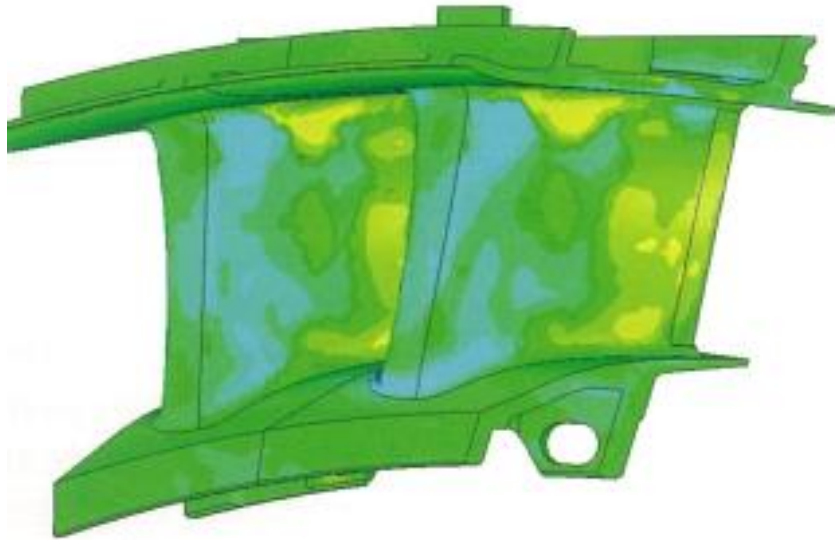
耐クリープ性は結晶粒界を減らすことで向上  
半径方向の結晶粒界を減らす

一方向凝固 : 半径方向の結晶粒界無し

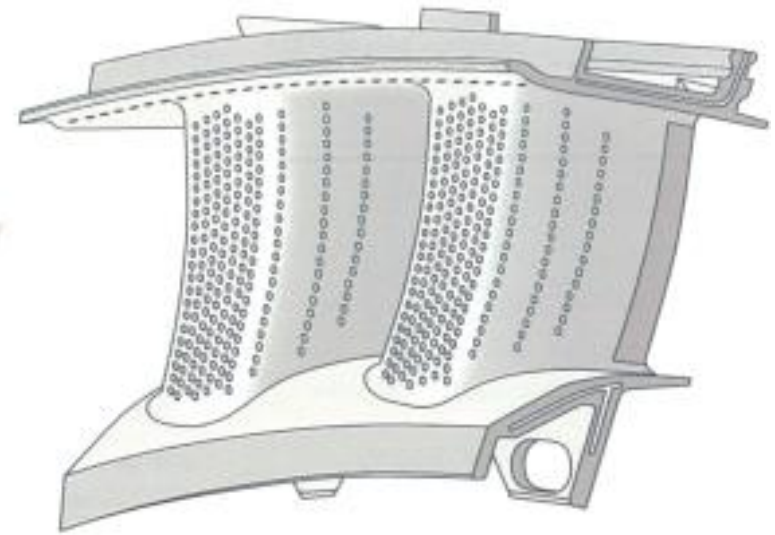
単結晶 : 結晶粒界無し



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

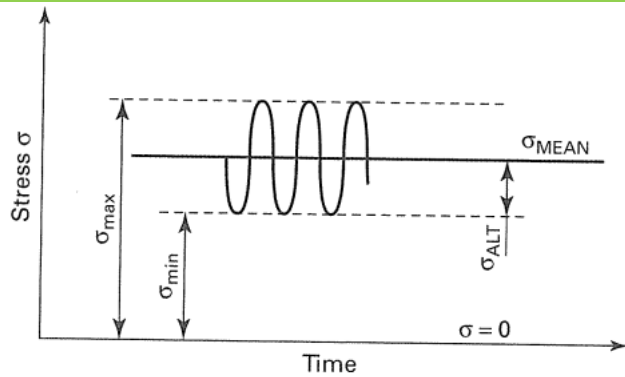
# 高サイクル疲労 (HCF: High Cycle Fatigue)

疲労: 繰り返し荷重がかかり部材が破損。

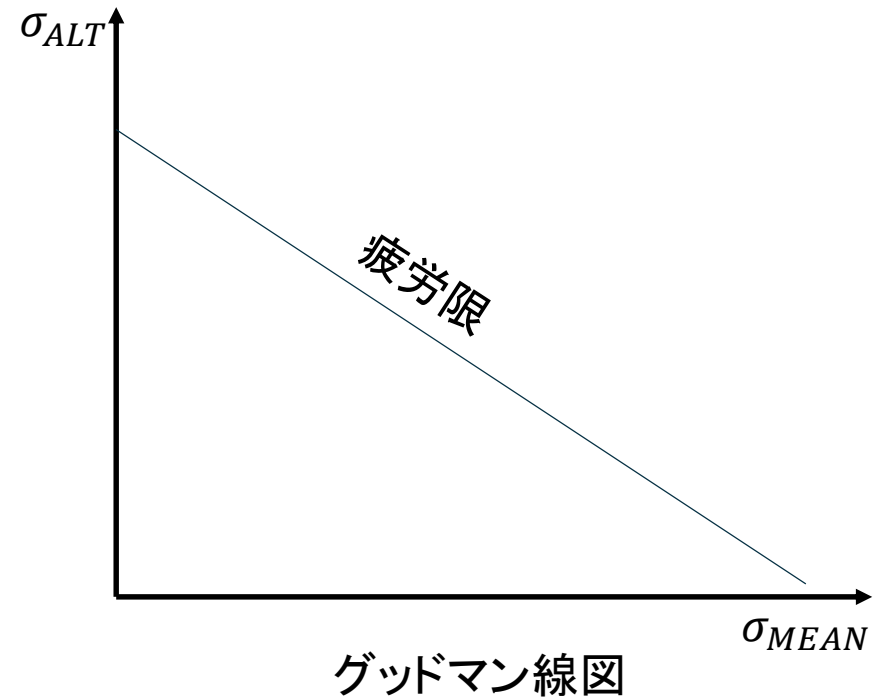
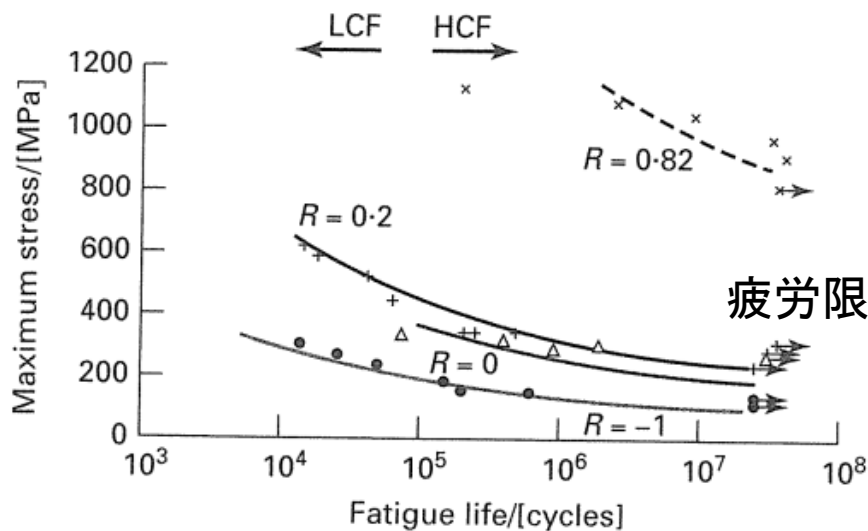
疲労限: 部材に無限回 ( $3 \times 10^7$ ) 繰り返し荷重を与えても破損しない応力

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

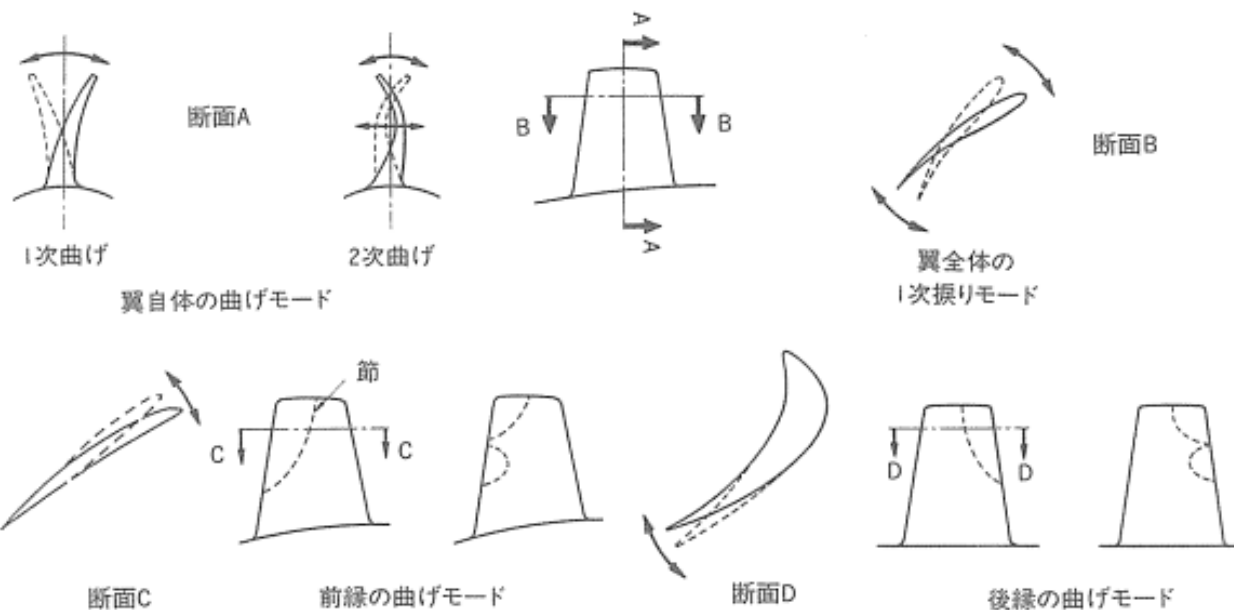
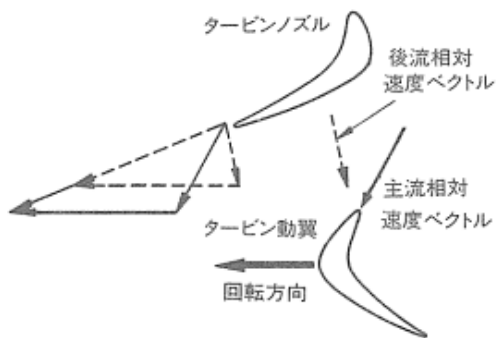


振動応力の時間変動



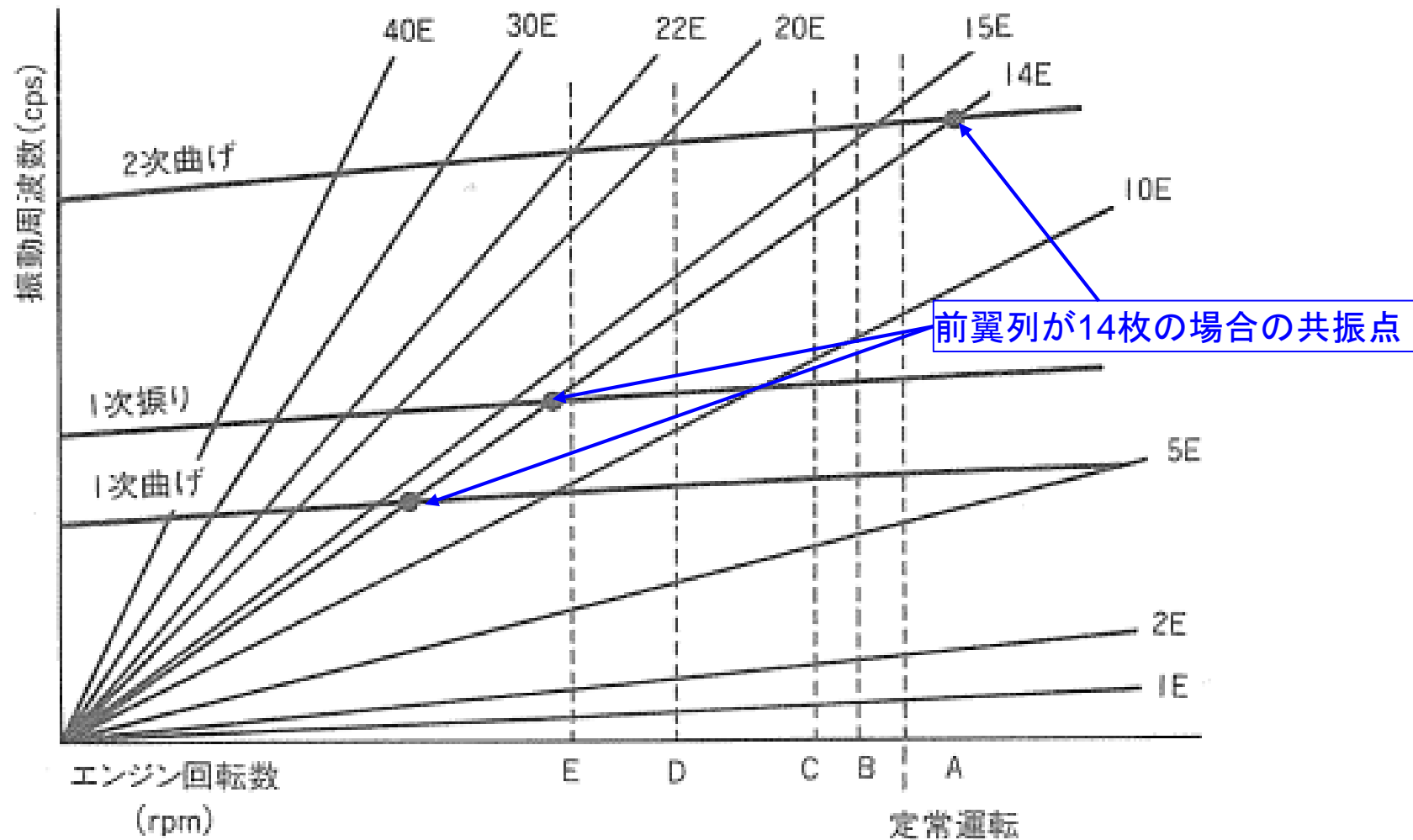
# 高サイクル疲労(HCF):翼振動

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



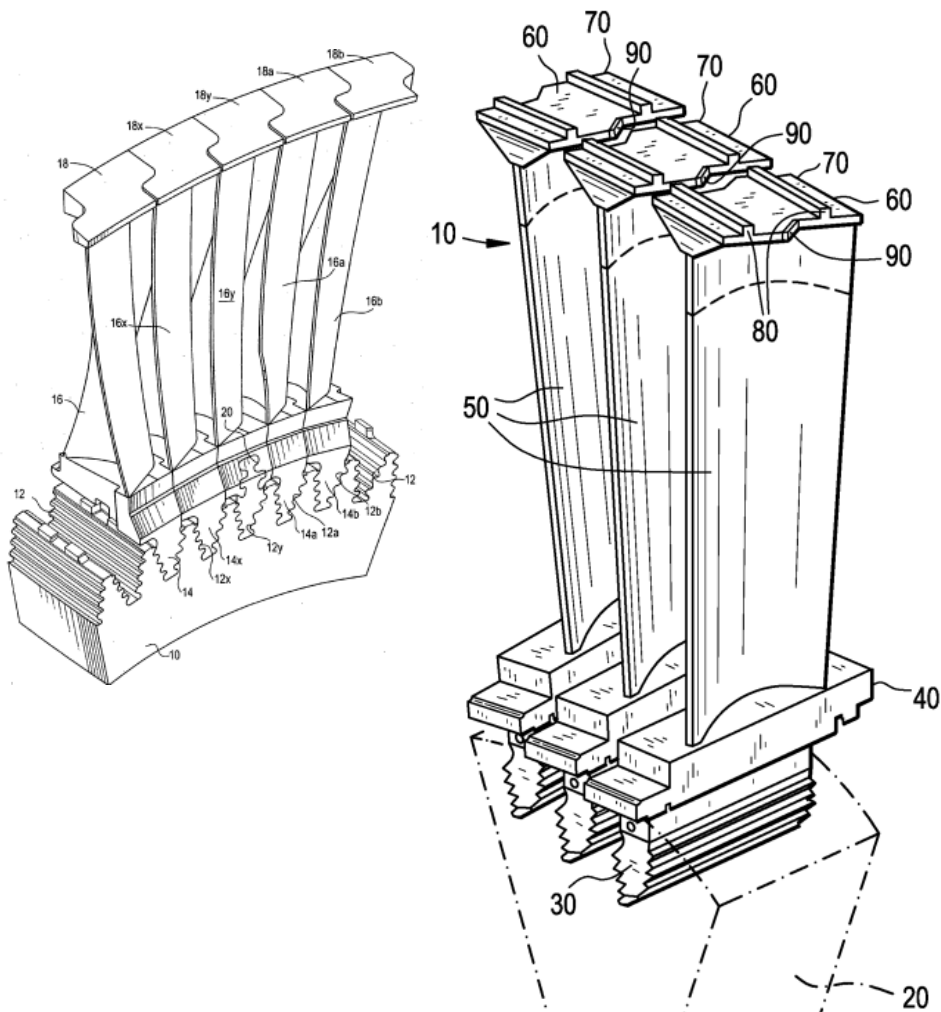
周波数 = 前翼列の枚数 × 回転数

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

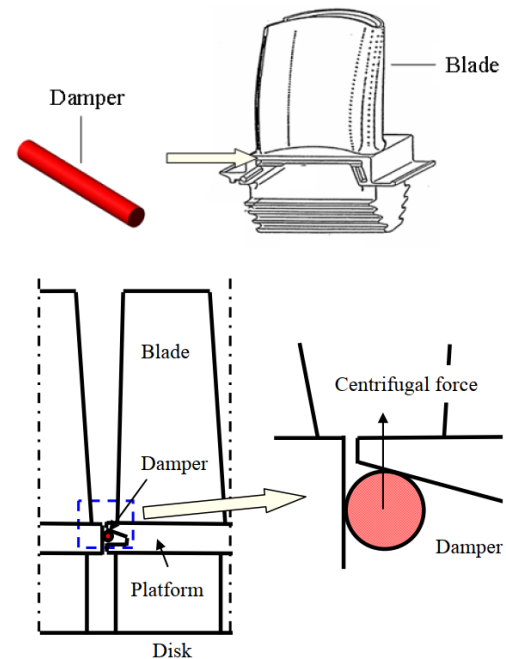
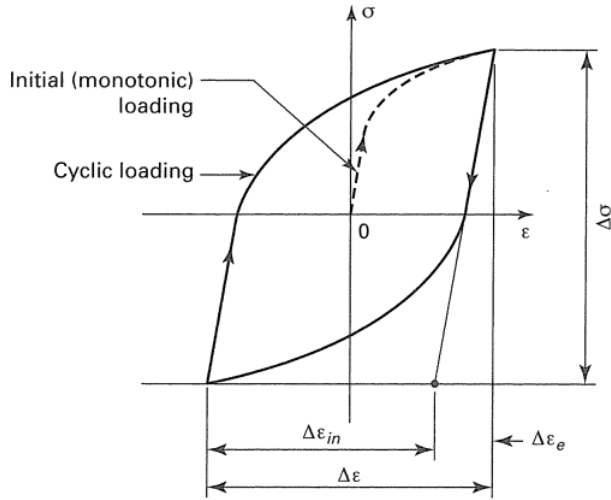


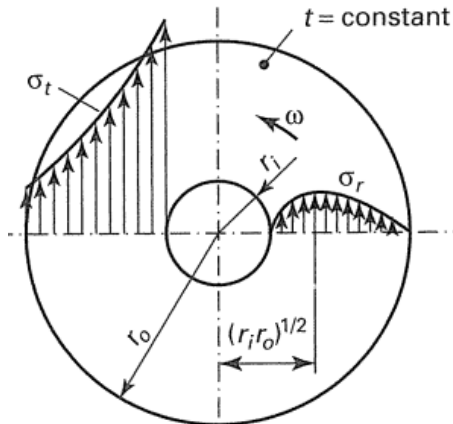
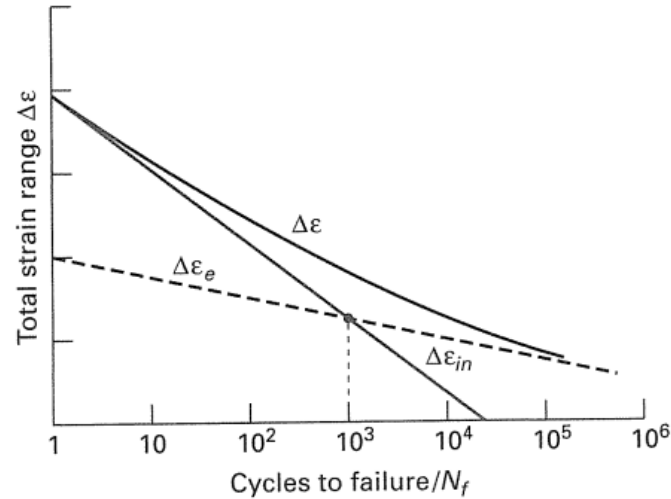
Figure 1 Under platform dampers

# 低サイクル疲労 (Low Cycle Fatigue)

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)

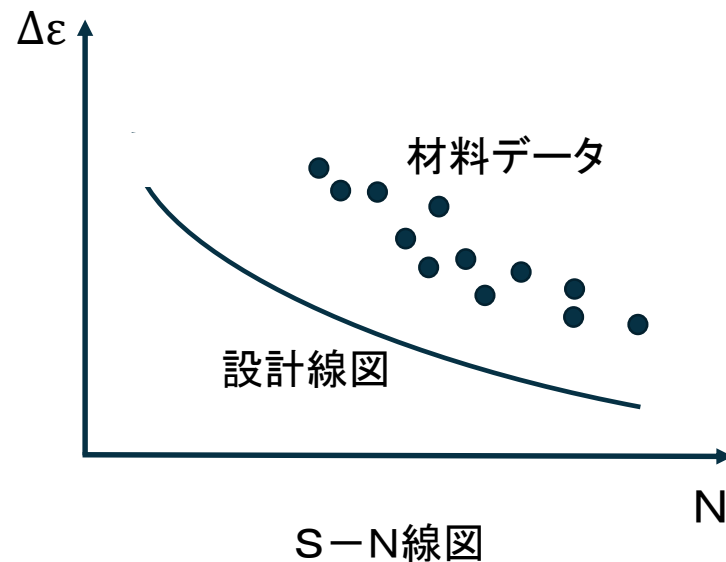
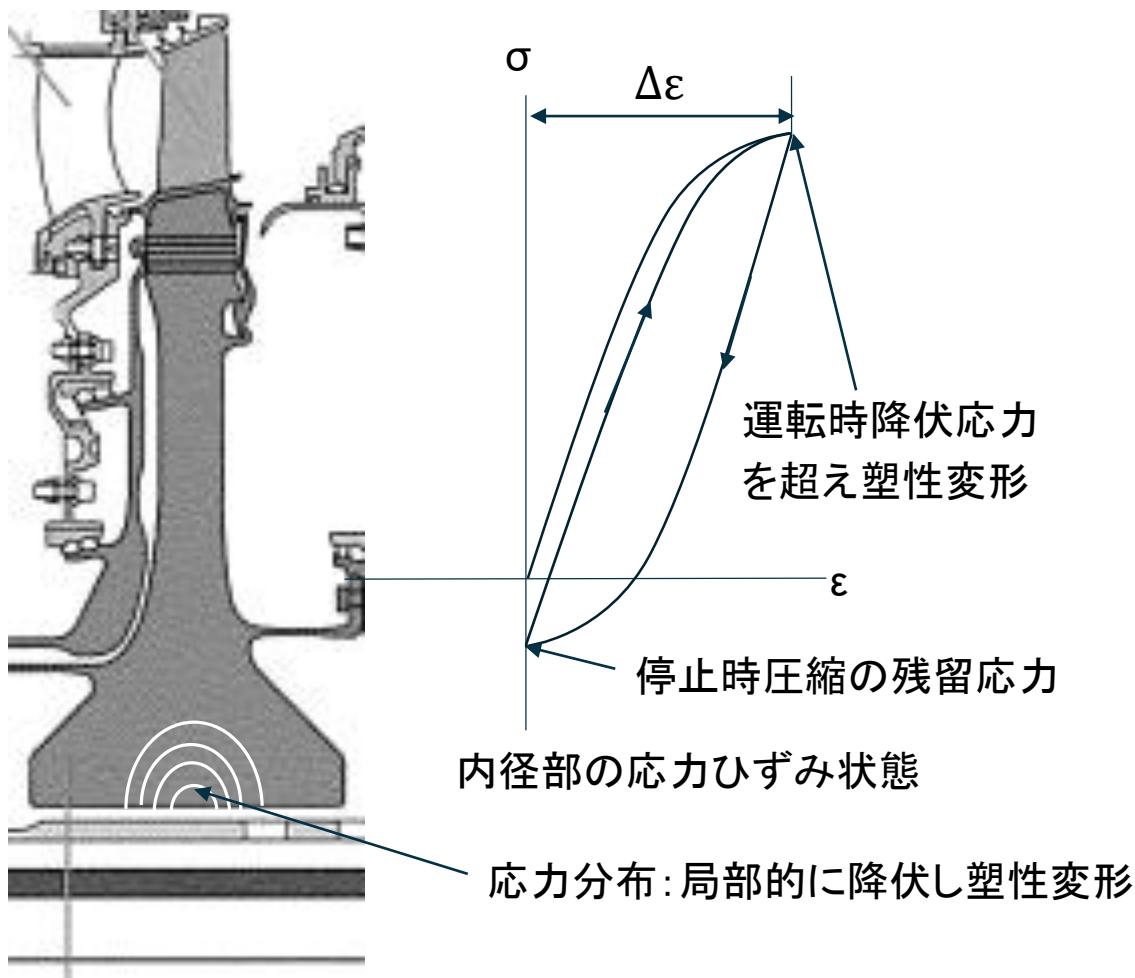
多軸応力状態⇒等価応力の導入し評価

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

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



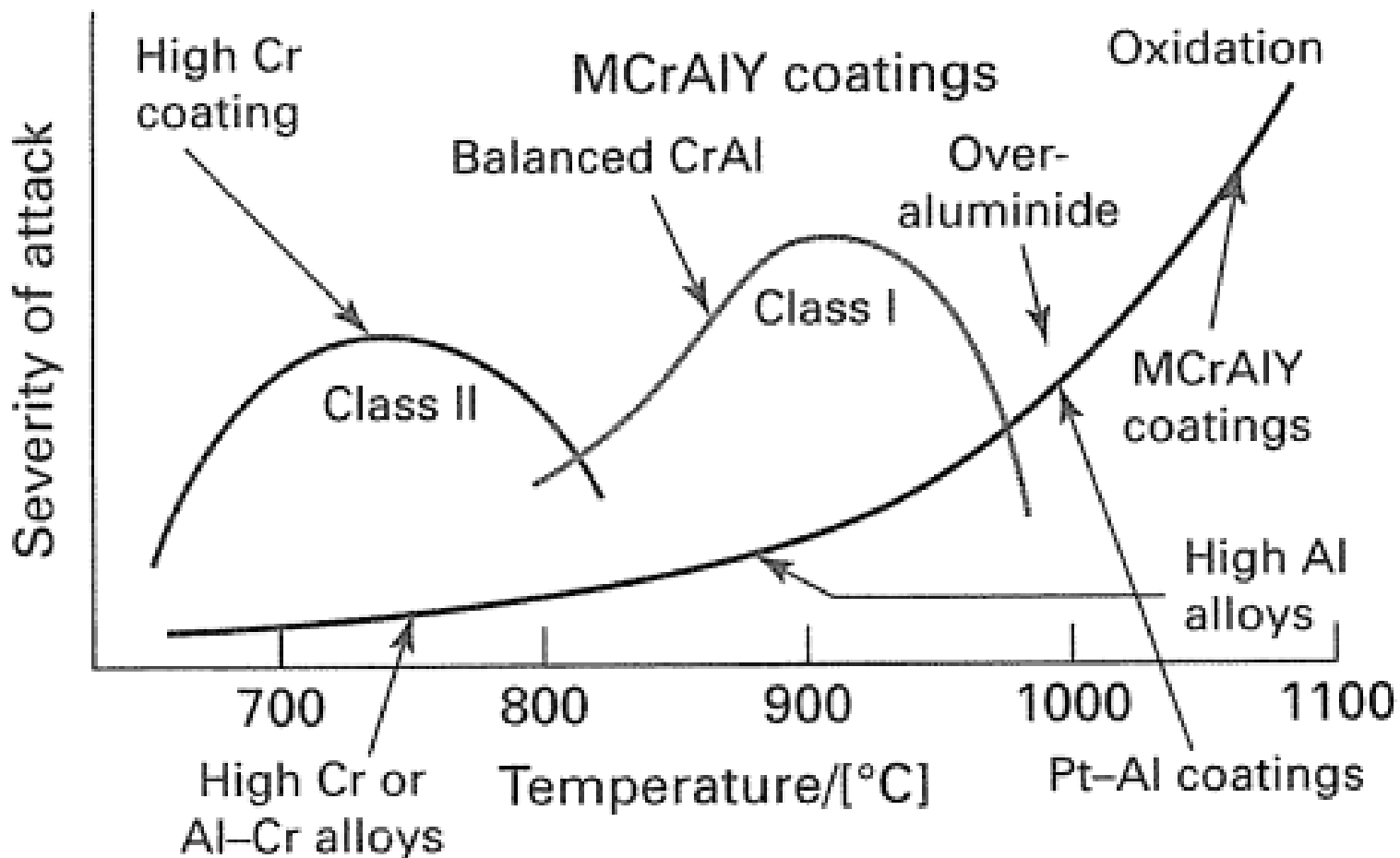
ディスク等有限寿命部品(Life Limited Parts)の寿命評価  
材料データと寿命予測手法の構築(=Lifing)は重要な技術  
予測寿命をFAAやEASA等は認許⇒整備時期が決定



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

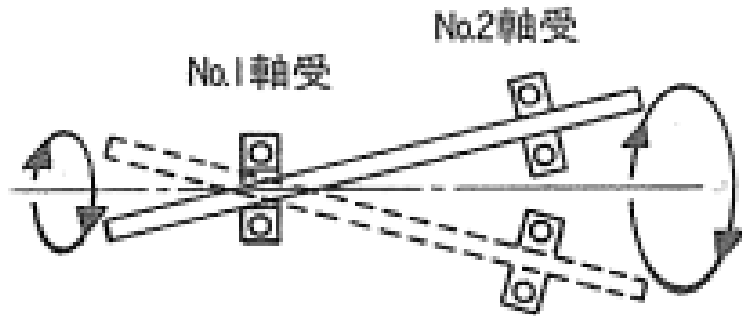
あるOEMのエンジニアの言葉  
「LifingはエンジンOEMそのもの」

コーティング等の表面処理で対策

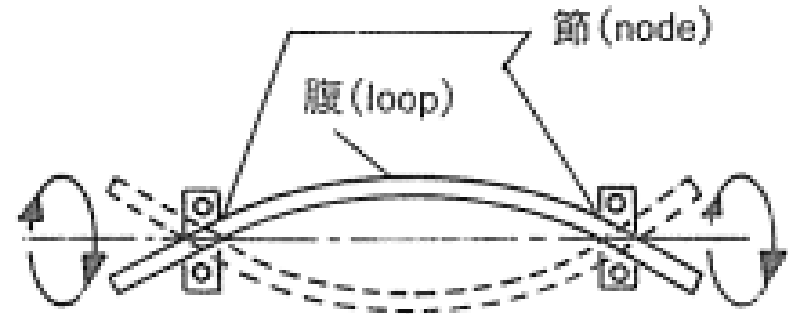


耐酸化・耐高温腐食の各種方法 (文献[9])

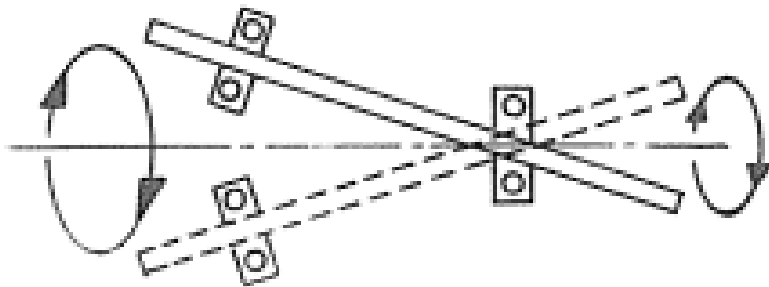
## 回転軸振動の基本的なモード



第2軸受における剛体モード



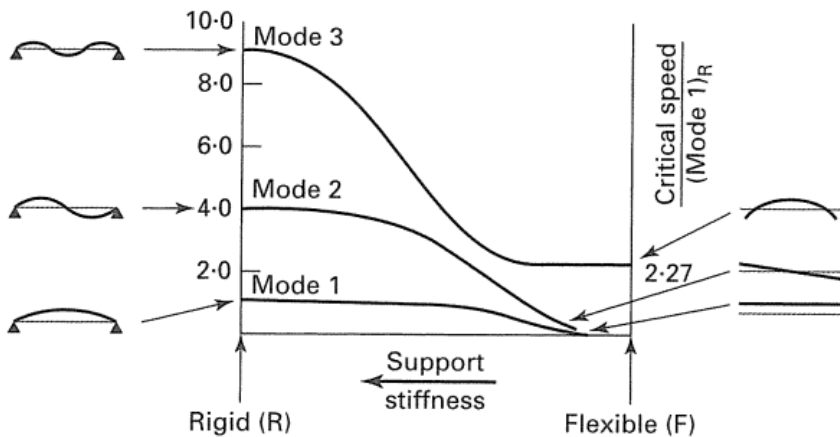
1次たわみモード



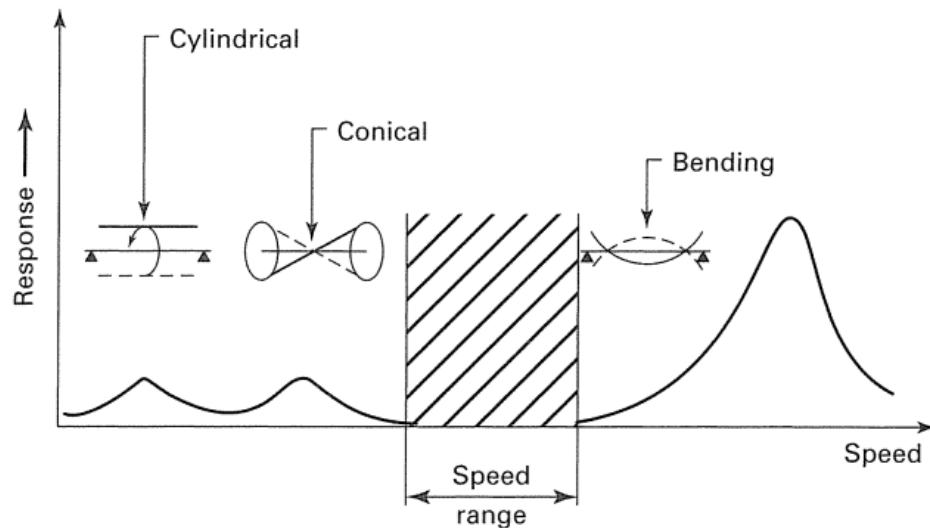
第1軸受における剛体モード



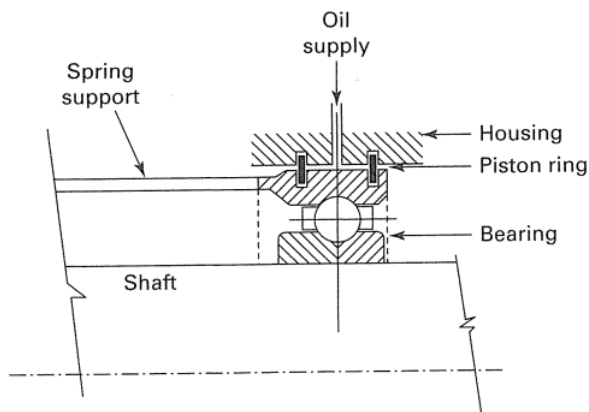
2次たわみモード



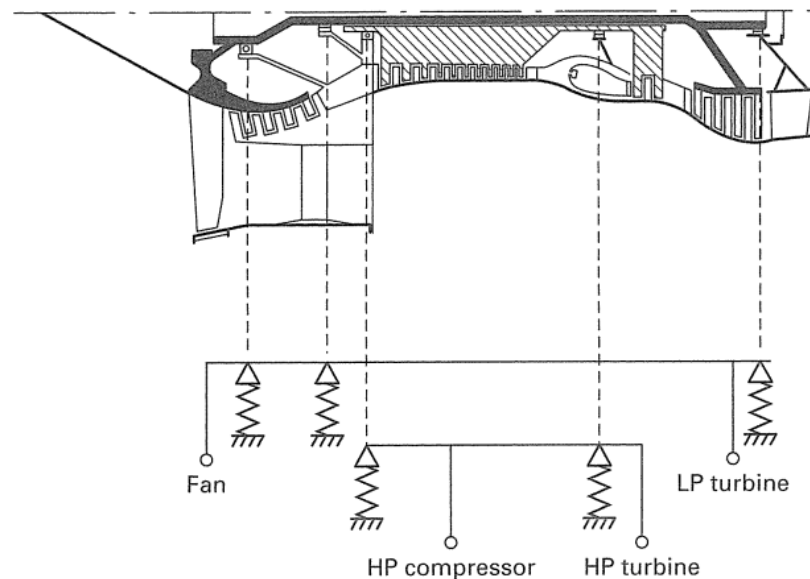
軸受剛性と振動モードの変化



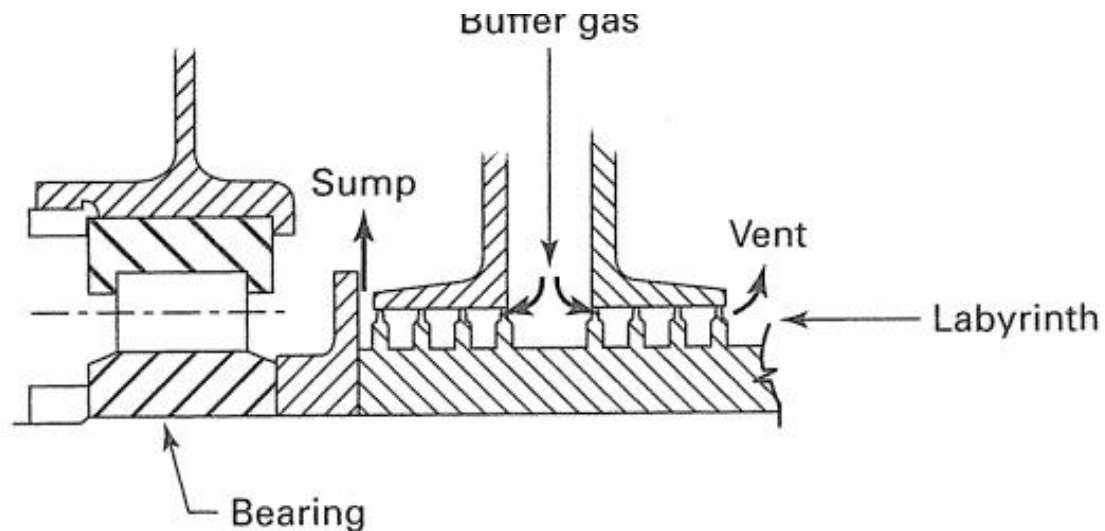
1 フレキシブル軸受での回転軸の振れ回り振動特性 (斜線部が安全な回転数範囲)



軸受の減衰構造

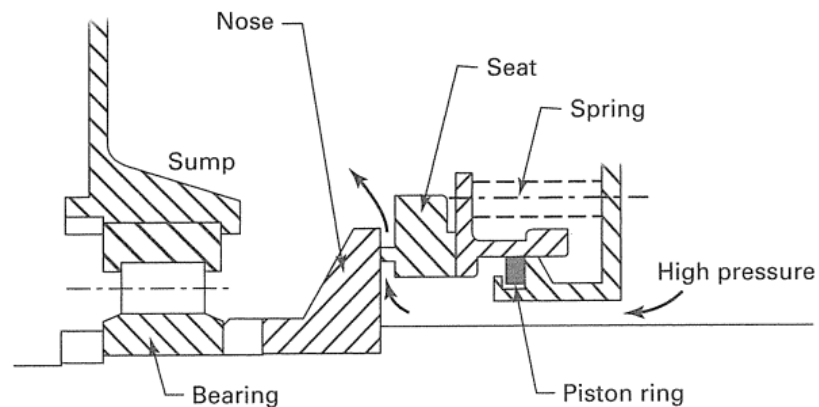


非接触タイプ : ラビリンスシール



バッファ・ガス付のラビリンス・シール

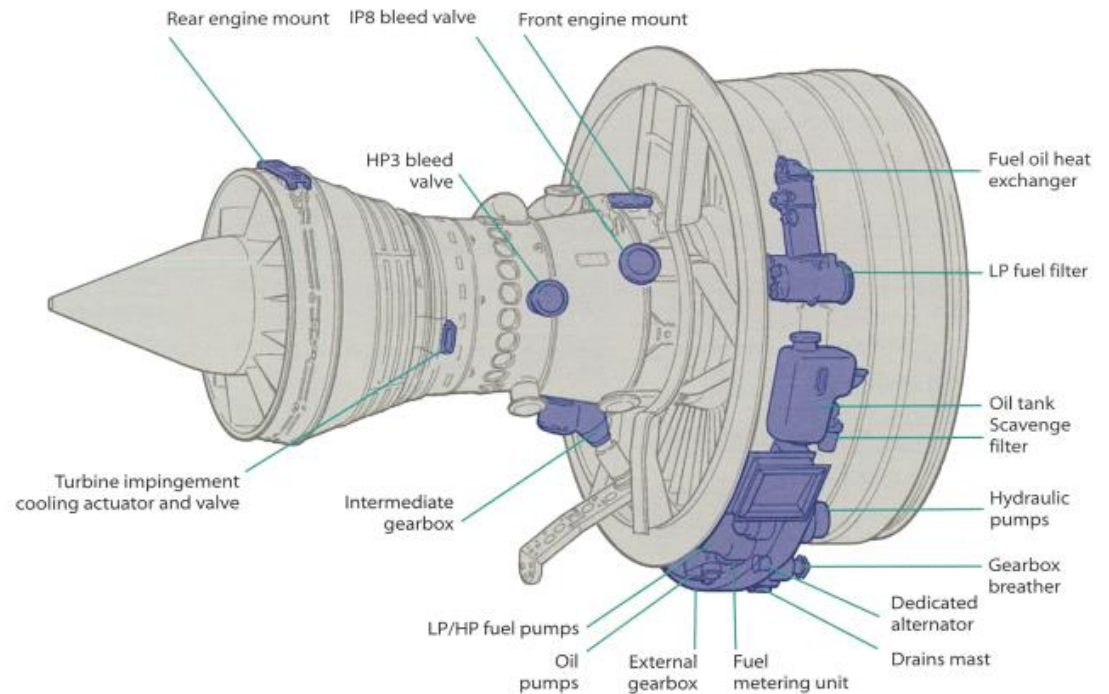
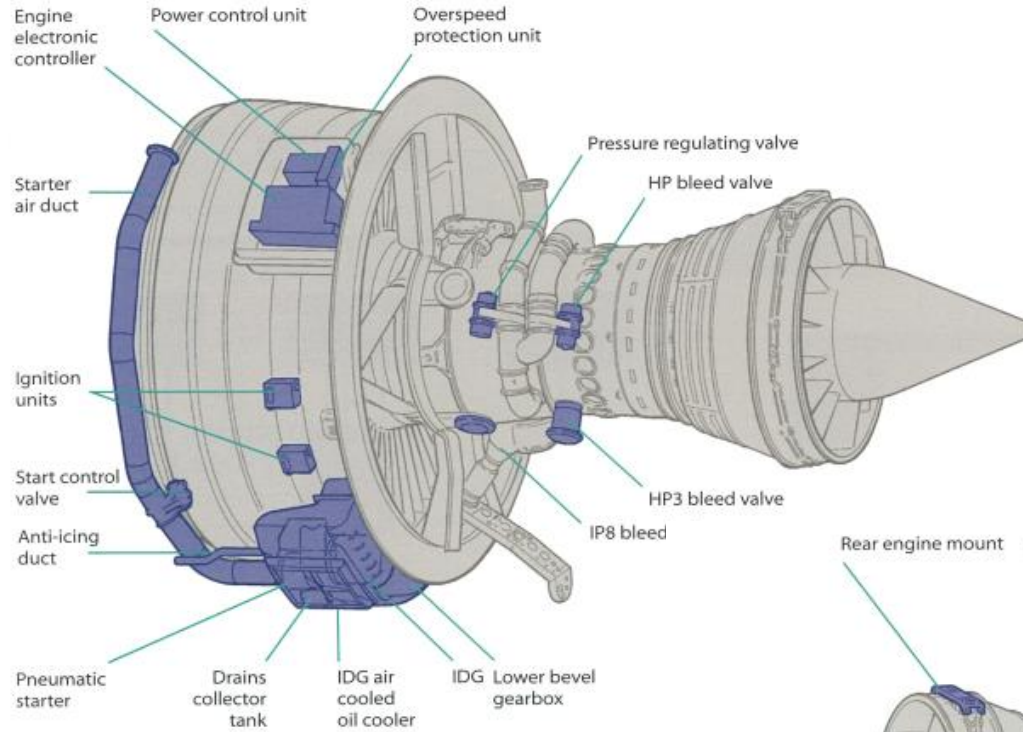
接触タイプ : カーボンシール



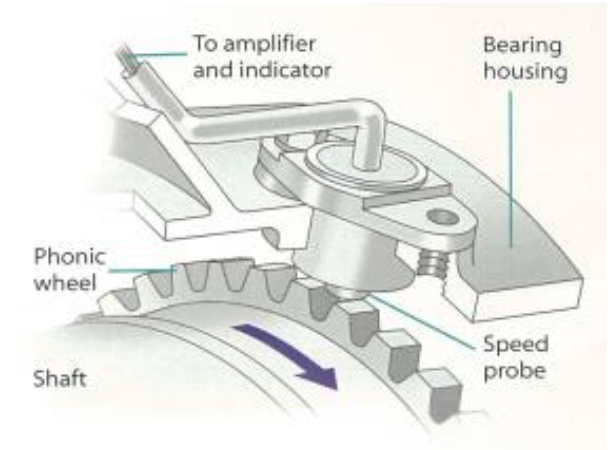
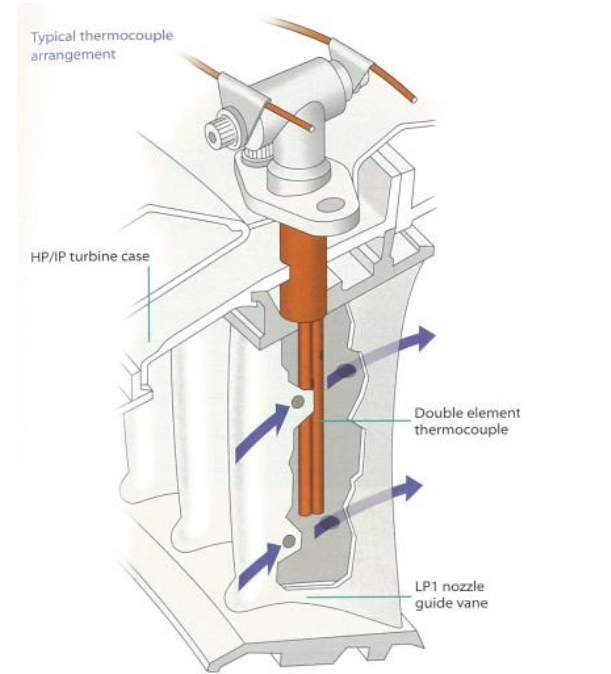
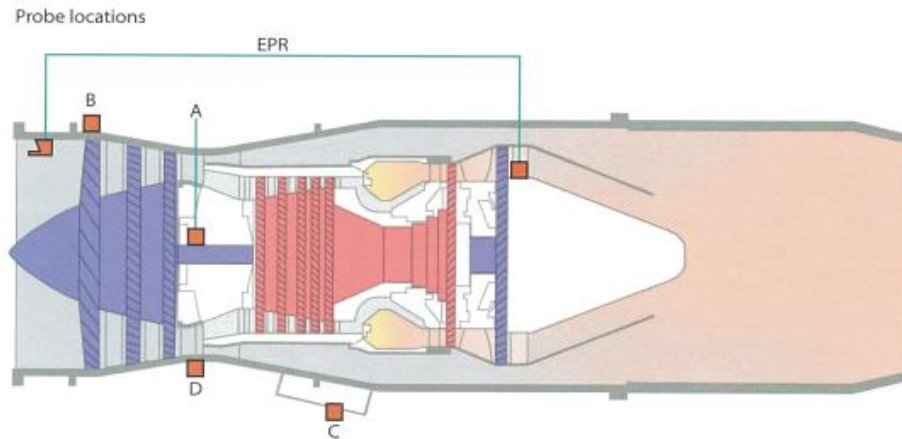
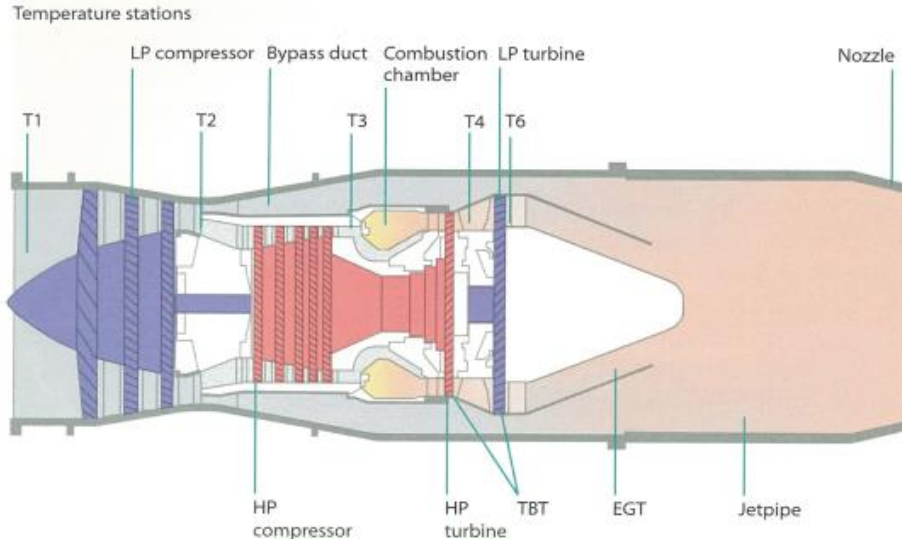
接触式のメカニカル・シール

# 外装品のマウント

Engine left hand view

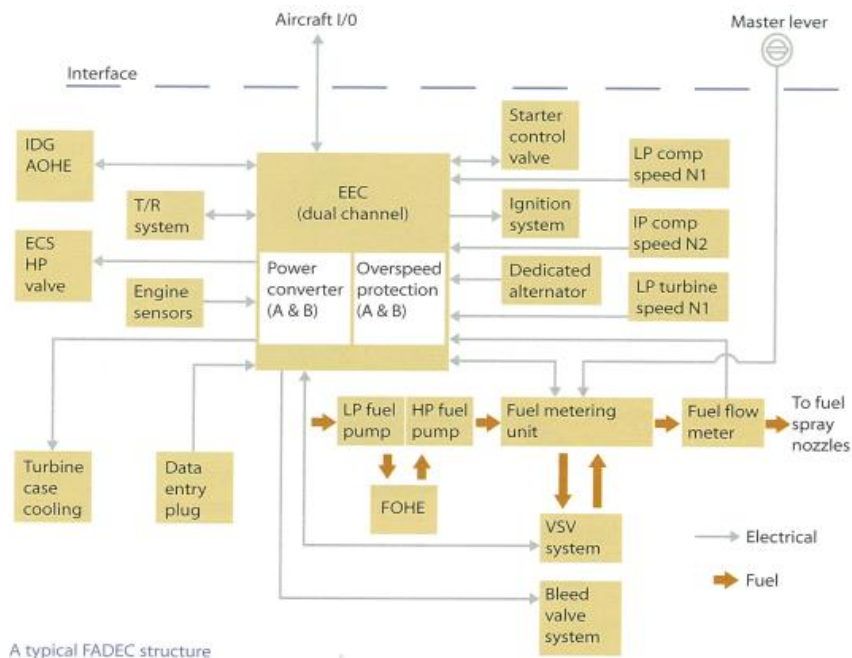


センサ情報(圧力、温度、回転数、振動)をもとに制御

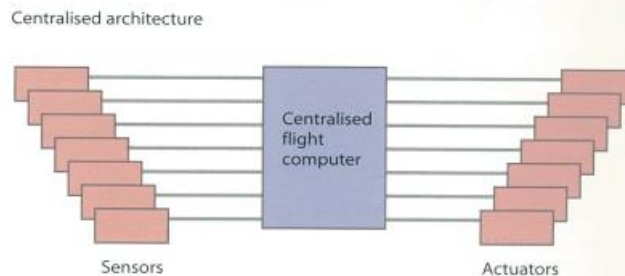
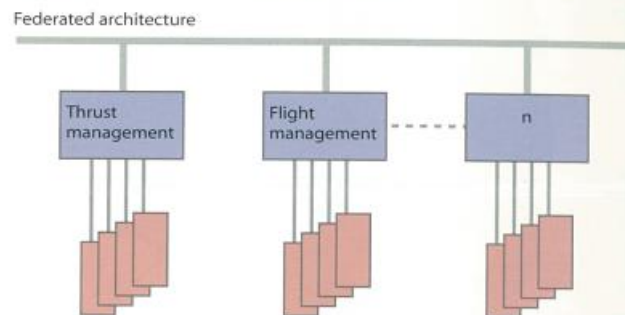
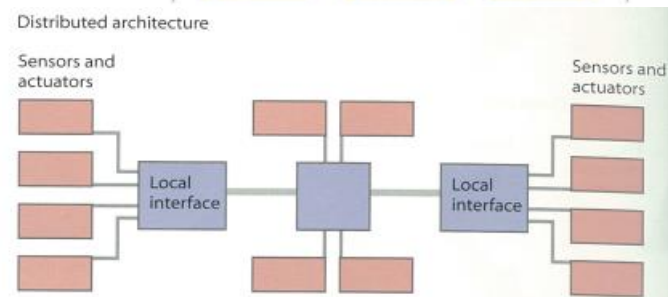
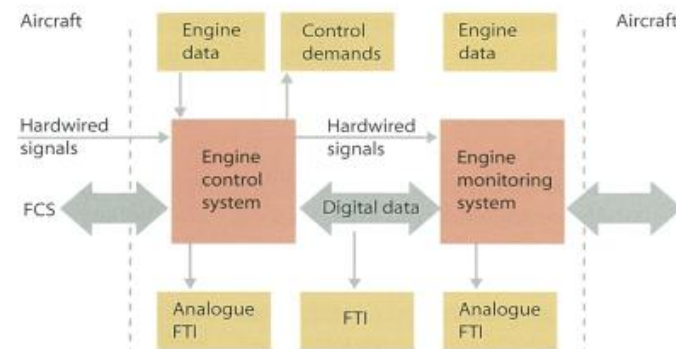
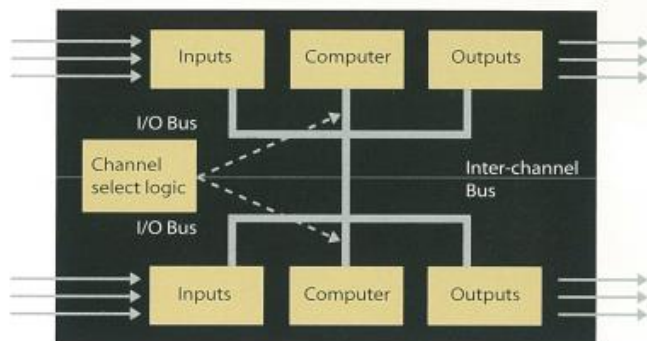


## FADEC: Full Authority Digital Engine Control

### 2重系+他パラメータからの計算



A typical FADEC structure





開発は長期間

要素試験

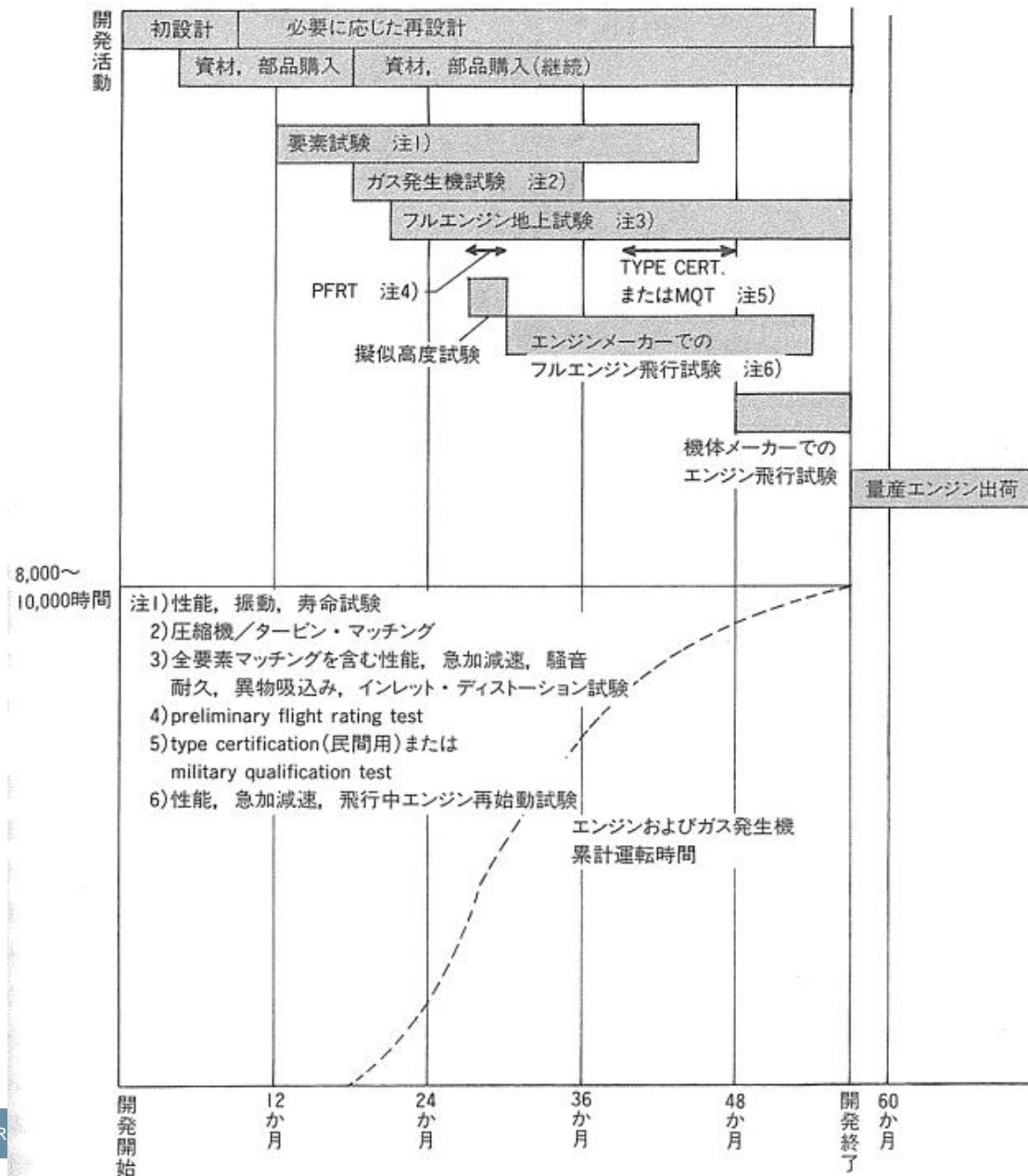
高圧系のためのエンジン試験

エンジン全体の地上試験

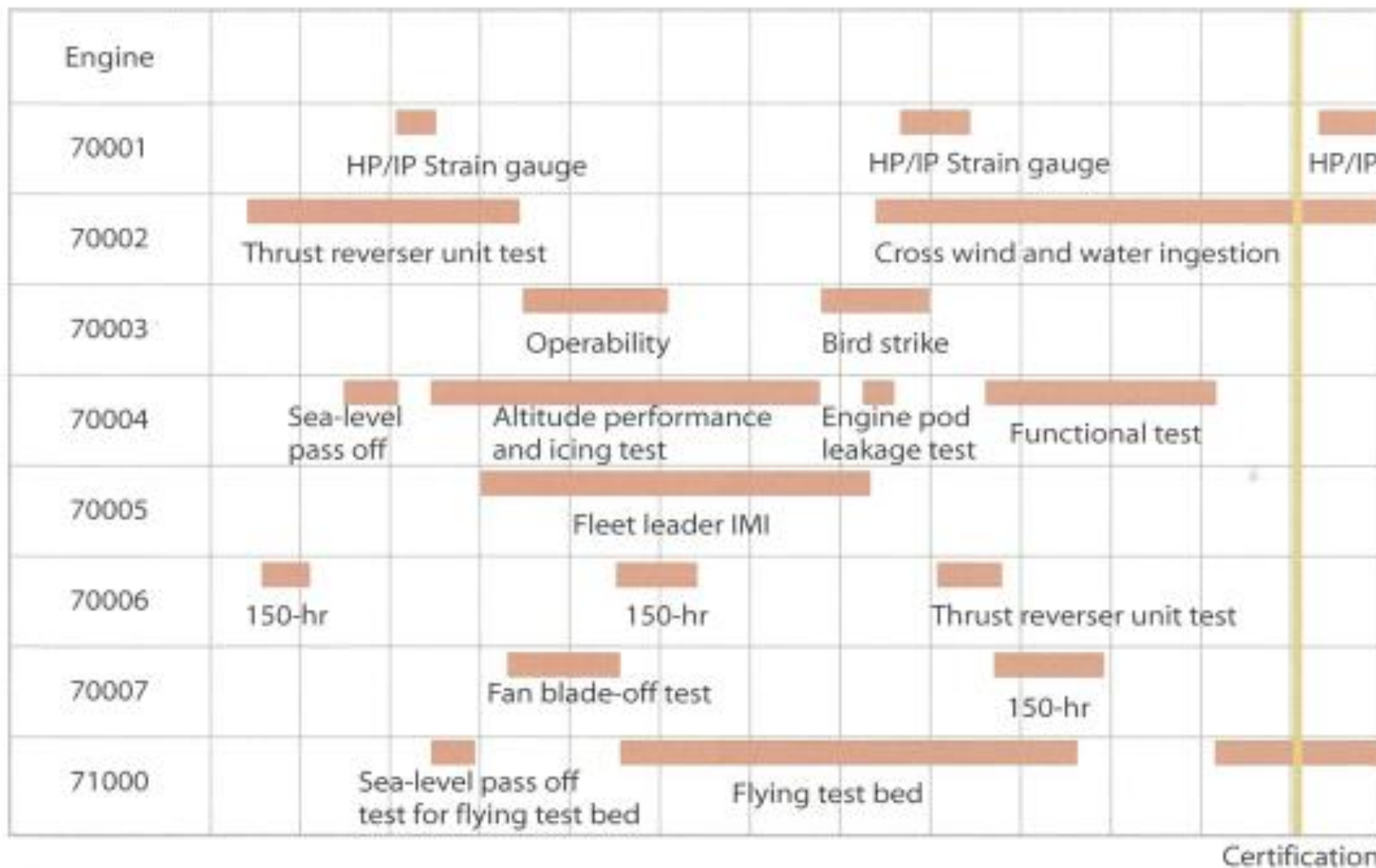
既存機体搭載し飛行試験

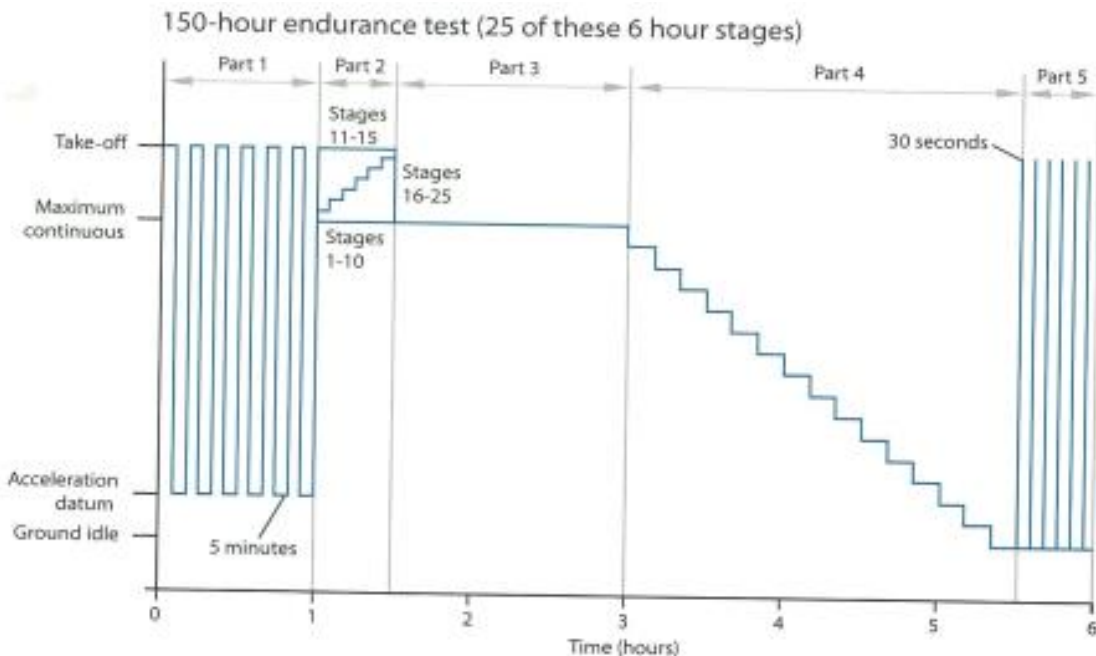
開発機体へ搭載した飛行試験

量産開始後もFleet Lead 試験



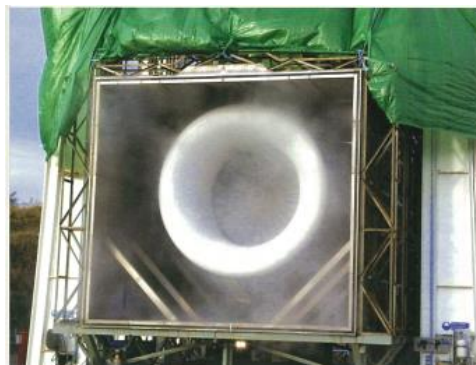
7台の地上試験と飛行試験(FTB試験)をへてエンジンとしての型式認証取得





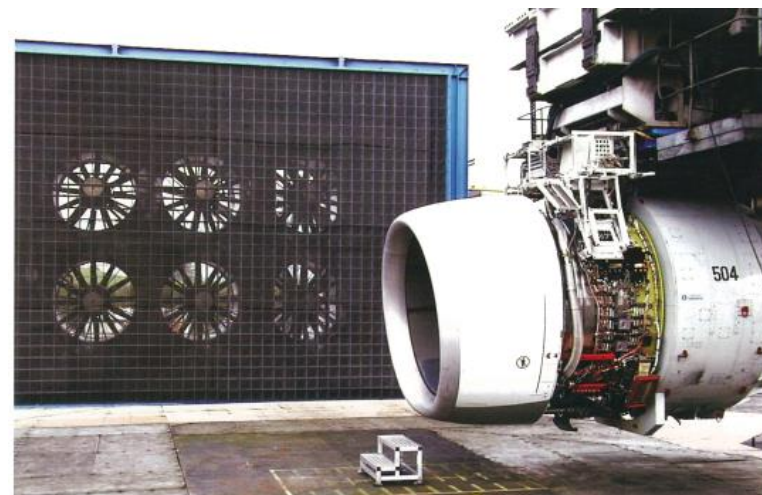
騒音試験

150時間耐久試験(6時間運転試験×6回)

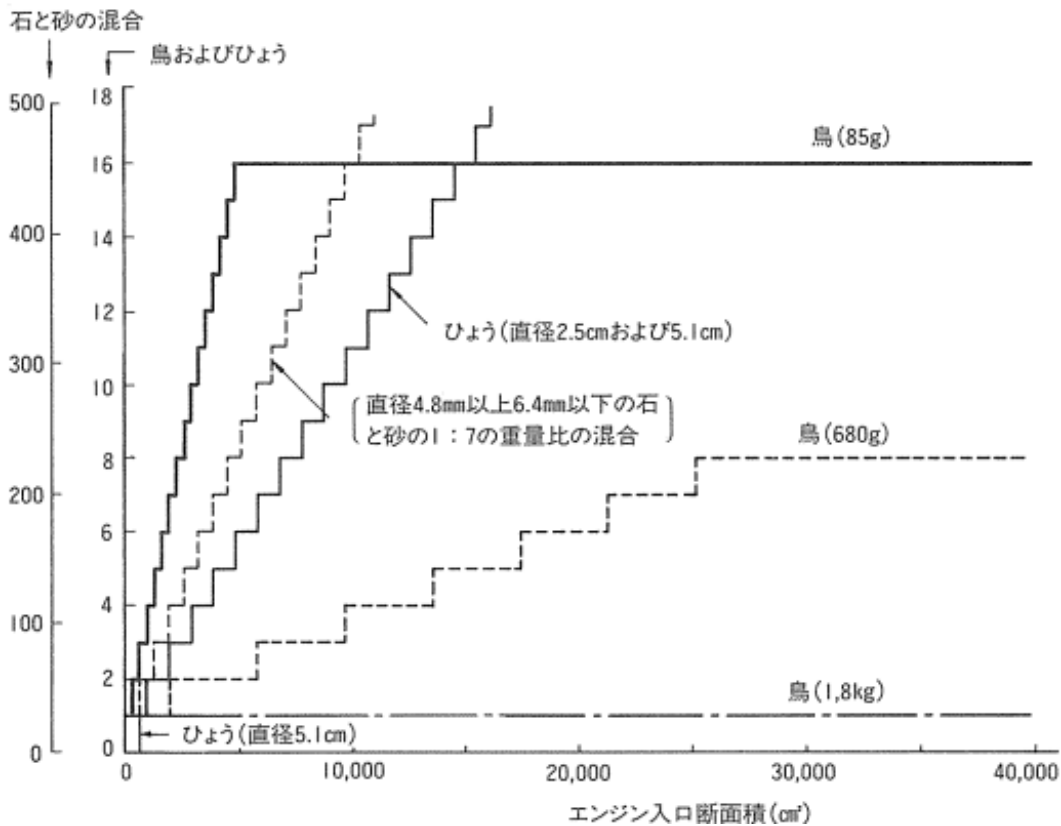


低温始動試験

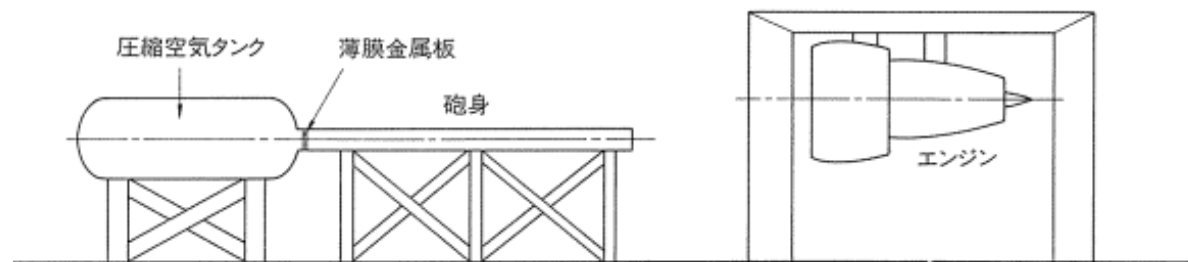
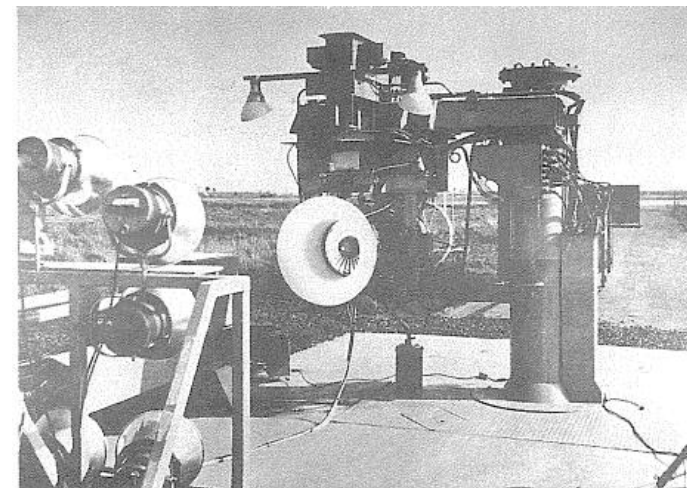
・低温(-40°C)状態に保持して始動



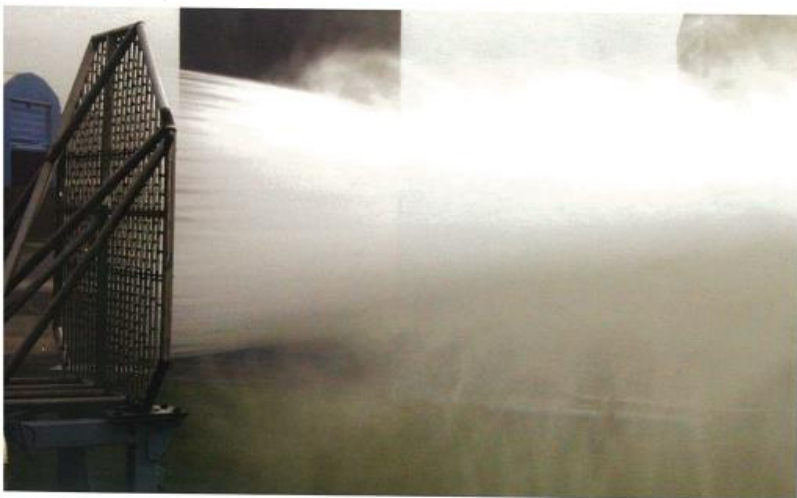
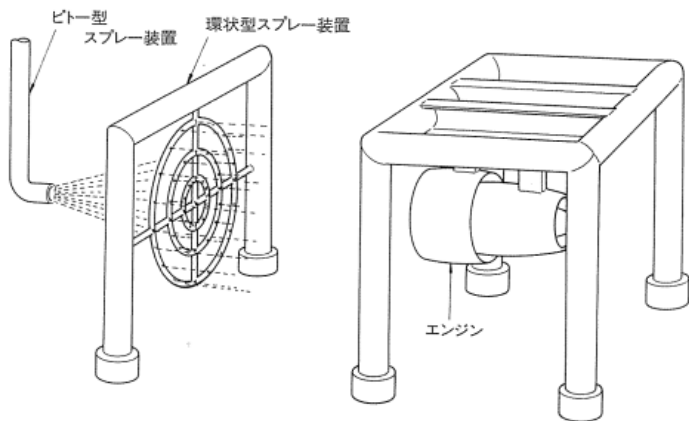
横風試験



鳥、石と砂の吸い込み量



鳥吸い込み試験装置



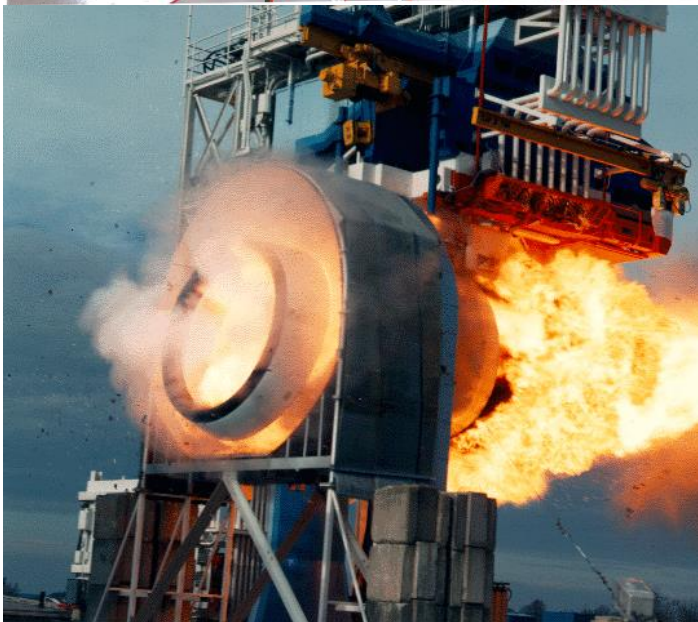
## 水吸い込み試験

- ・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

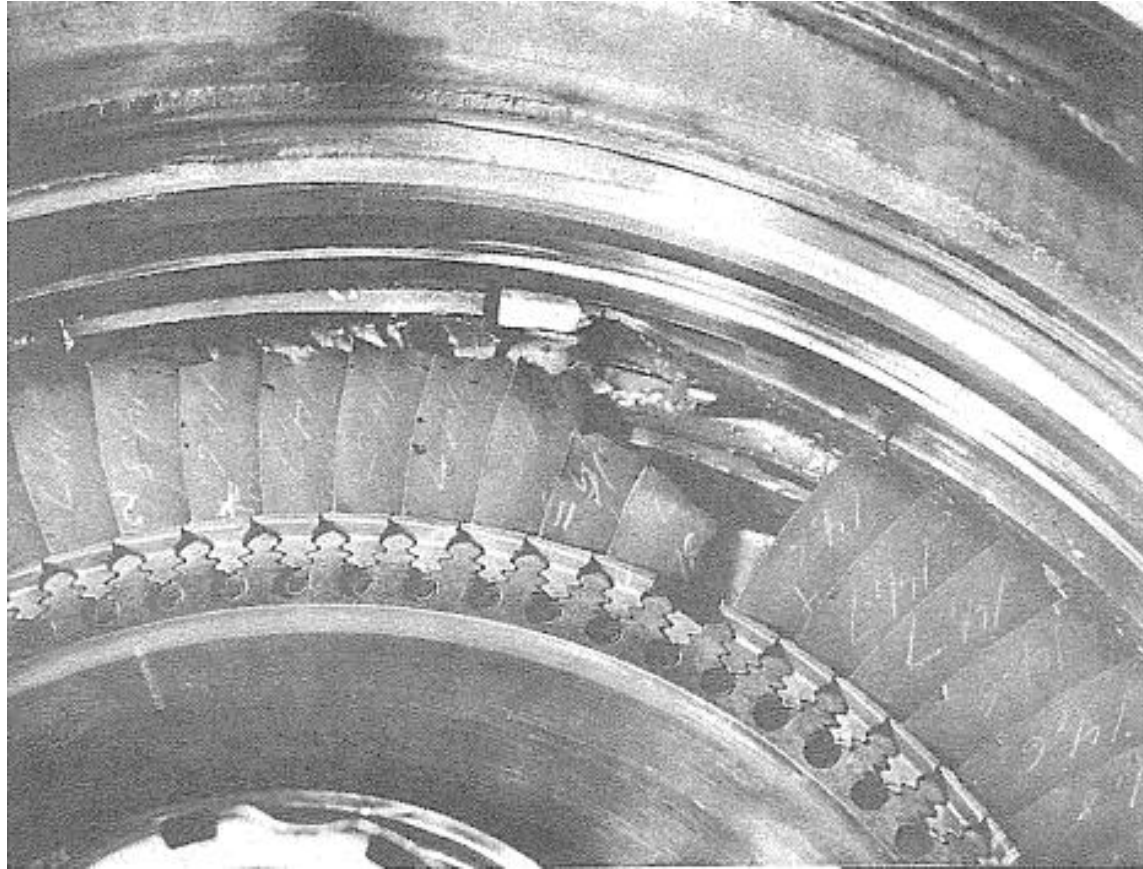


## FTB試験 (Flying Test Bed試験)

# 今テイメント試験とFan Blade Off試験



Fan Blade Off試験



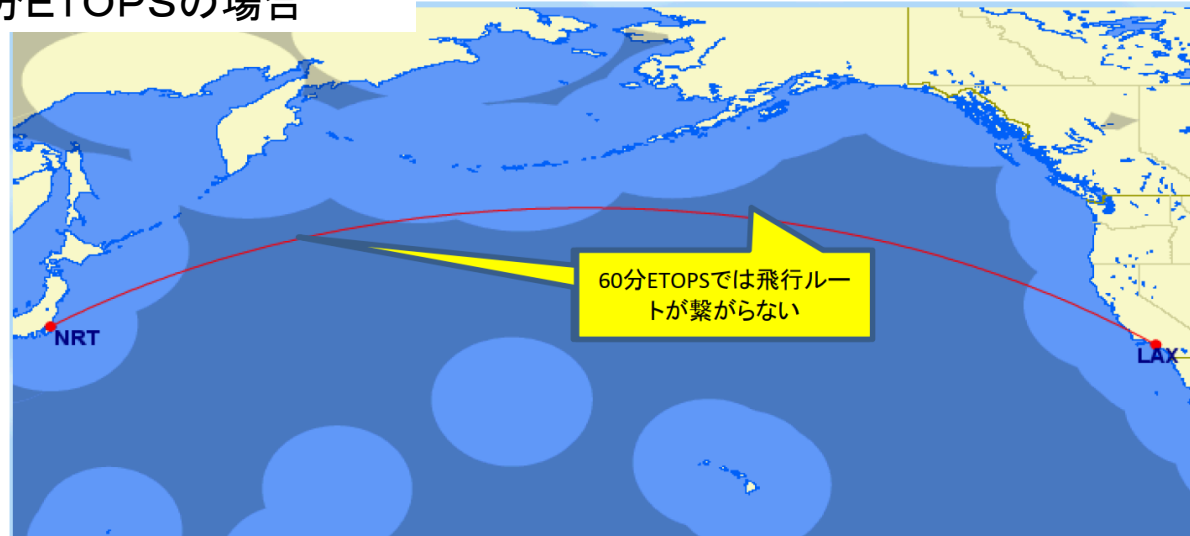
コンテインメント試験

民間旅客機の安全性確保のためのルール

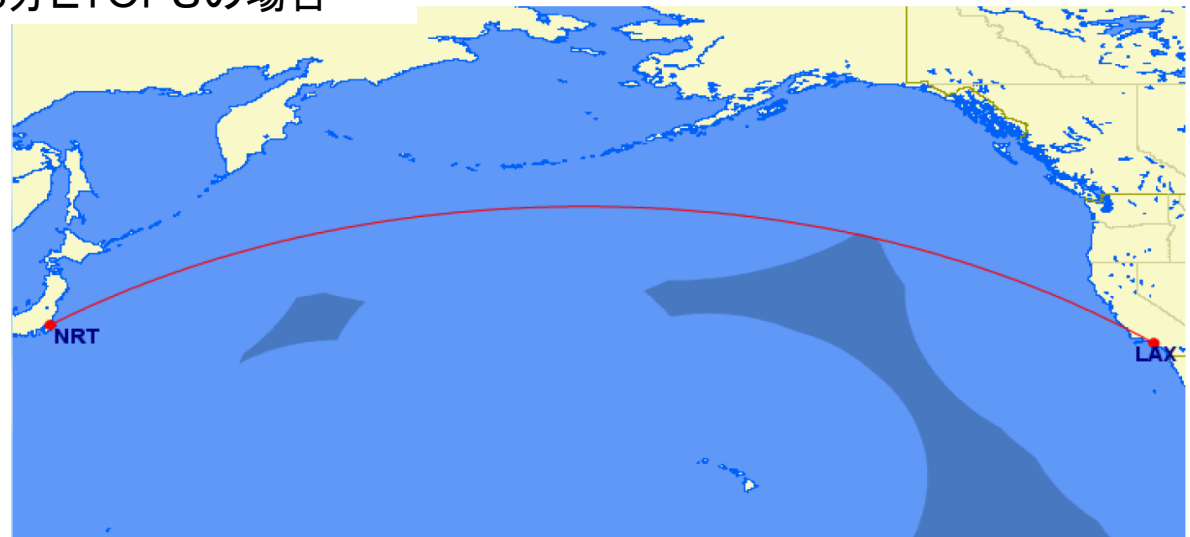
エンジンを2基のうちの1基が飛行中に停止した場合、一定時間以内に代替の空港へ緊急着陸することが可能な航空路でのみ飛行が許可

国際民間航空機関 (ICAO) が取り決めたもの

## 60分ETOPSの場合



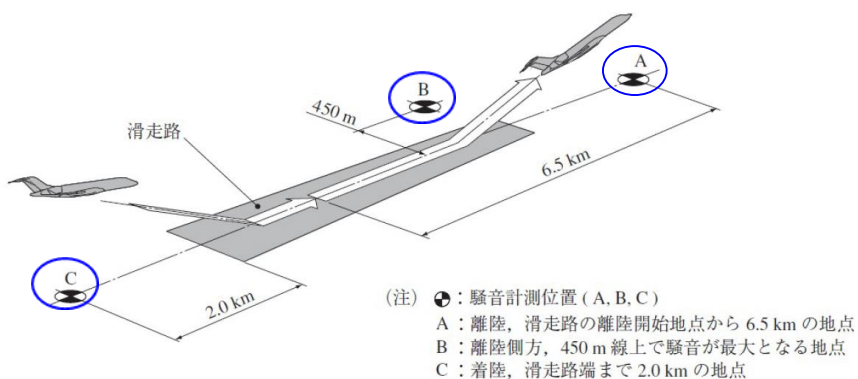
## 138分ETOPSの場合



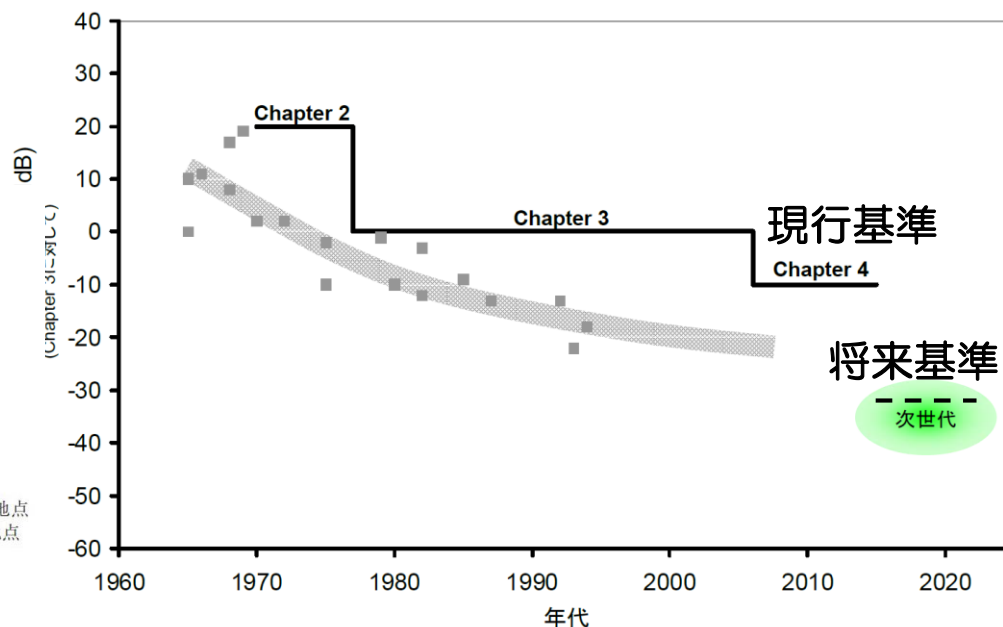
騒音規制は年々厳しくなっており、1970年～2000年代規制値 (Chapter3) より 10dB 厳しい規制値 (Chapter4) が適用されている

- 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/>

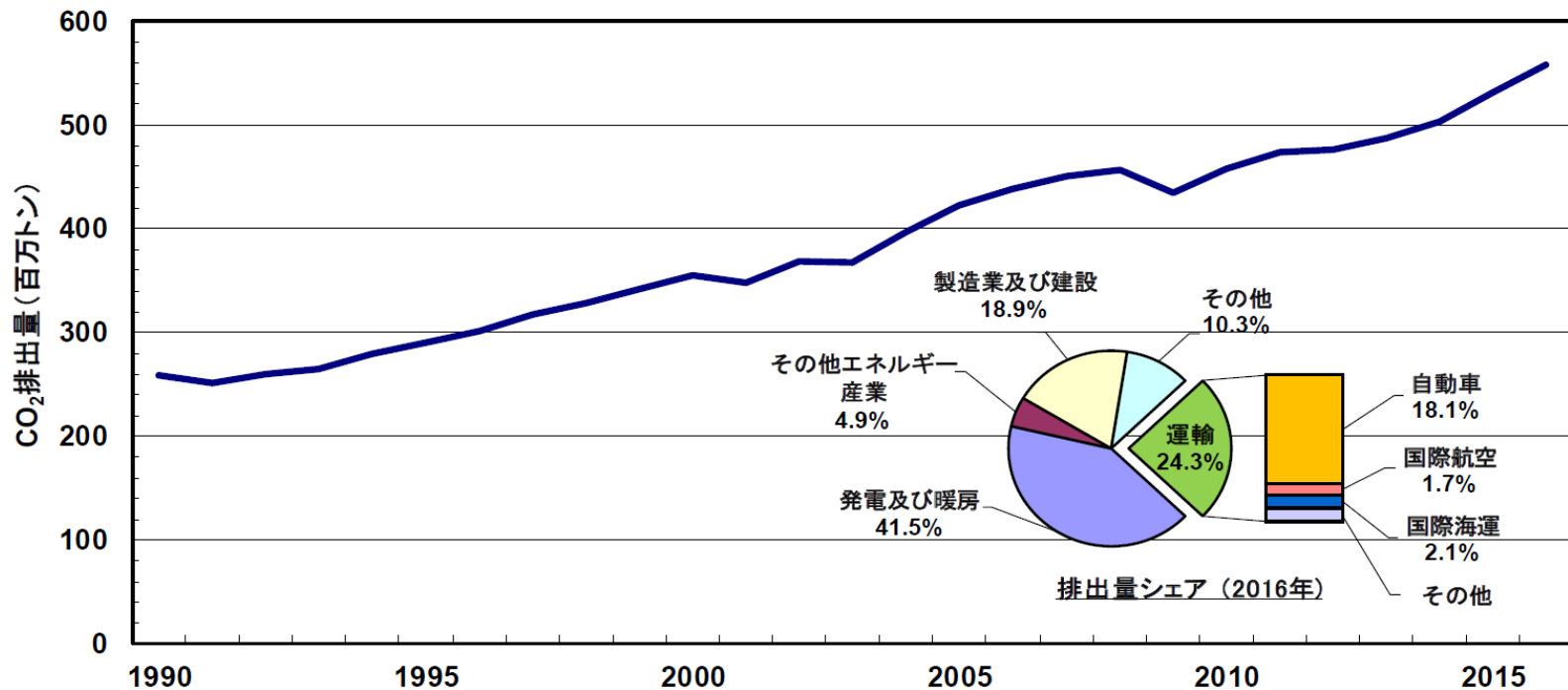
出典: (一財)日本航空機エンジン協会「民間航空機用エンジンの動向と展望等について」  
[http://www.mext.go.jp/b\\_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/004/shiryo/\\_icsFiles/afieldfile/2010/06/08/1292853\\_2.pdf](http://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/004/shiryo/_icsFiles/afieldfile/2010/06/08/1292853_2.pdf)



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

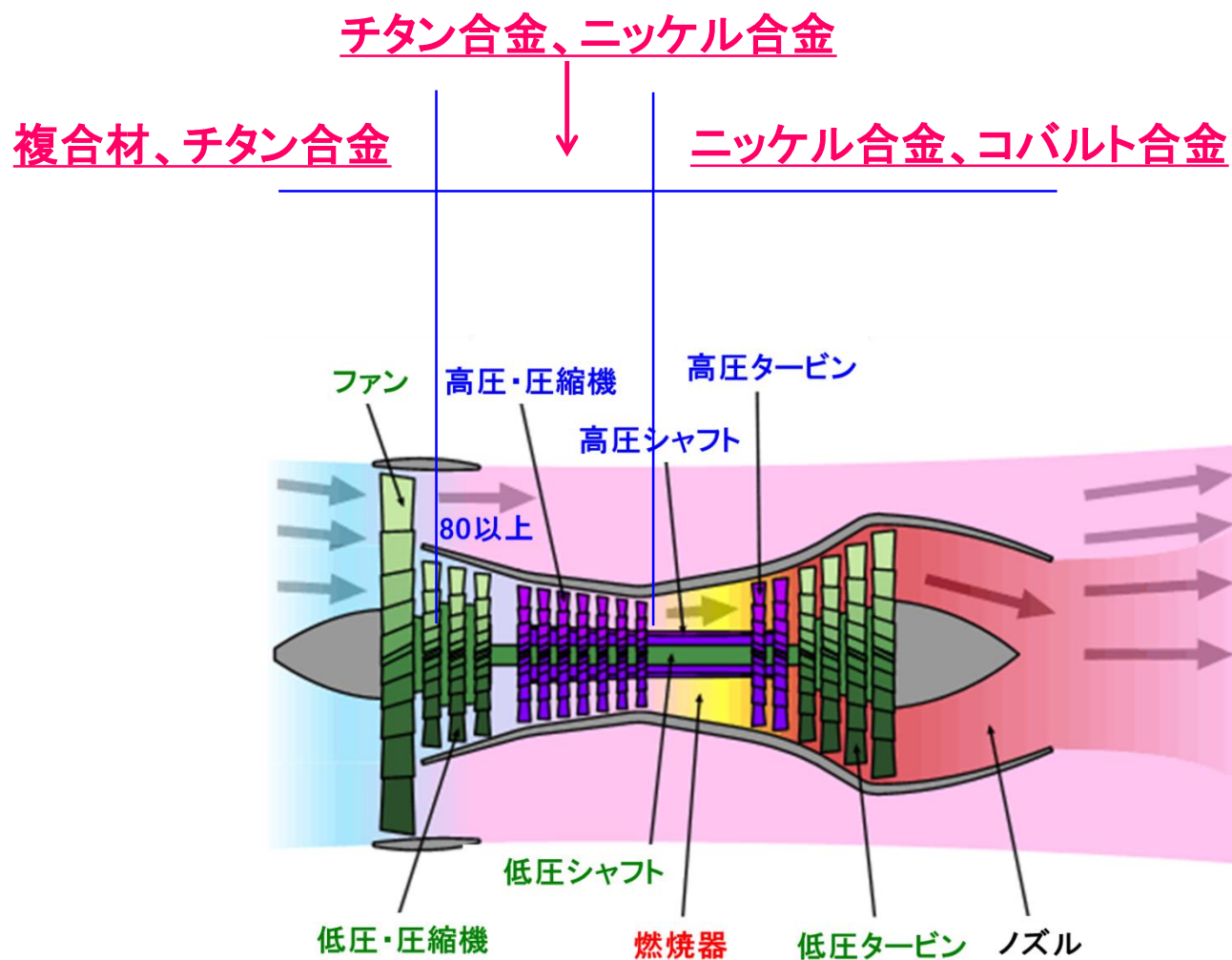
## 名古屋大学BP講座

# 航空機用エンジンの設計と製造 製造編

2020.12.12(土)

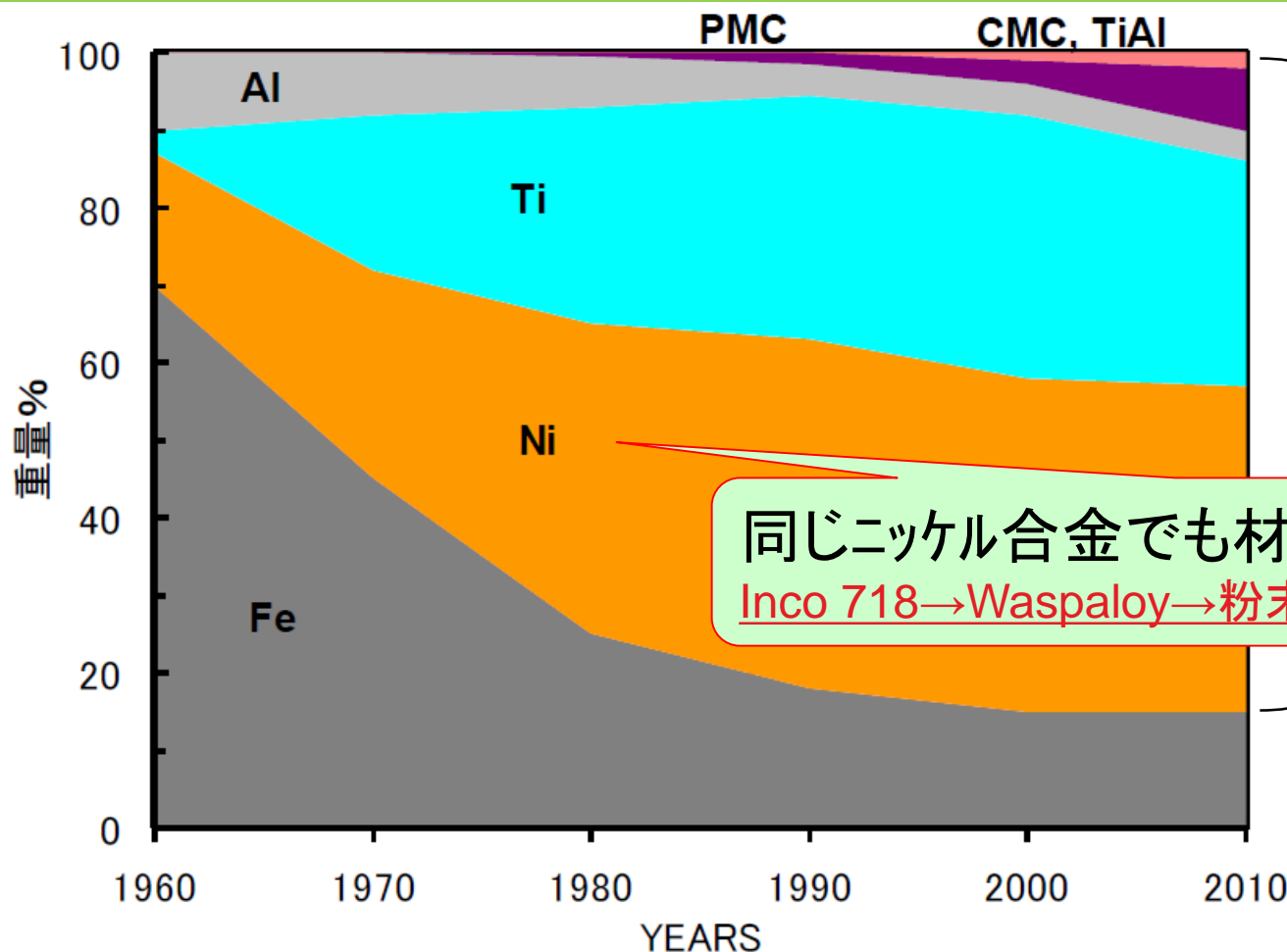
1. エンジン材料
2. 加工技術
3. 鋳造
4. 鍛造
5. 接合
6. 表面処理
7. 特殊工程
8. 複合材
9. 品質保証

# 航空エンジンの使用材料



# 航空エンジン使用材料の変遷

最新のエンジンではニッケル合金やチタン合金等の難削材が約70%



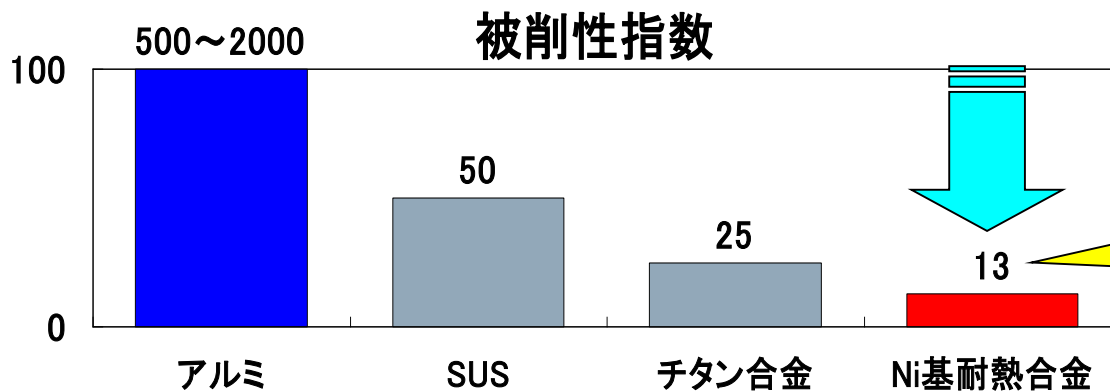
エンジン全般でチタン合金、ニッケル合金、新材料などの難削材が増加

同じニッケル合金でも材料が更に難削化  
Inco 718→Waspaloy→粉末冶金材

PMC: Polymer Matrix Composites = FRP : Fiber Reinforced Plastics  
CMC: Ceramic Matrix Composites

出典: (公財)航空機国際共同開発促進基金「航空エンジンにおけるレアメタルと非レアメタル化」2010年

1. エンジン材料
2. 加工技術
3. 鋳造
4. 鍛造
5. 接合
6. 表面処理
7. 特殊工程
8. 複合材
9. 品質保証



アルミと比較して  
30倍以上削り難い  
(工具が30倍磨耗)

ニッケル基耐熱合金を効率的に加工するかが勝負！



<アルミ>

切削速度  
約1/40  
送り速度  
約1/120



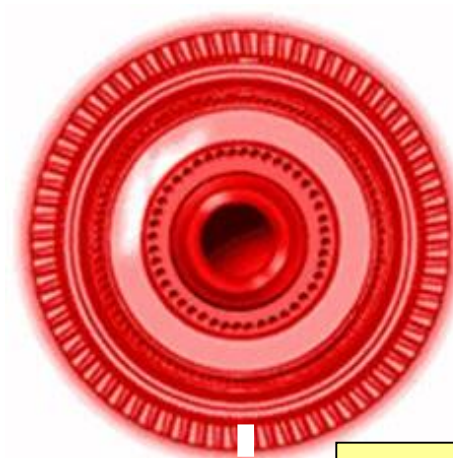
<インコネル718(Ni基耐熱合金)>



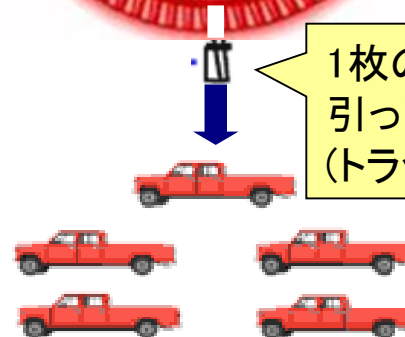
- ブレードを保持し、その力を受けてシャフトを回転させる
- 高温(～700℃)で高回転(10,000rpm以上)



クリスマスツリー構造  
(ディスクとブレードの固定)

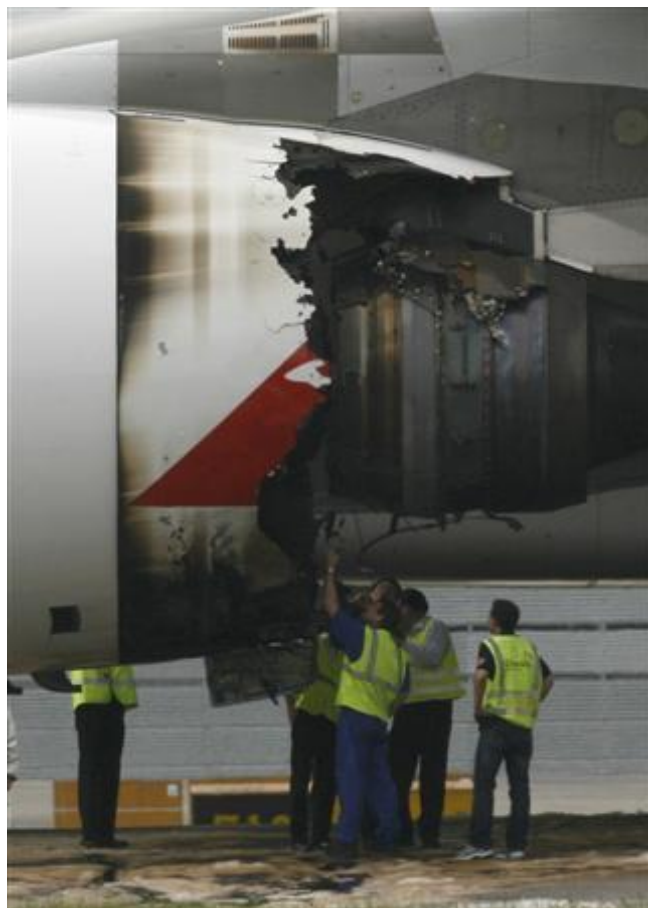


1枚のブレードが  
引っ張る力は約10トン  
(トラック5台の重さ)



運転中のディスクへの  
負荷イメージ

Disk破損はコンテインメントできず⇒寿命管理(LLP)と厳格な工程管理



破損したエンジン



飛散したエンジン部品により損傷した翼

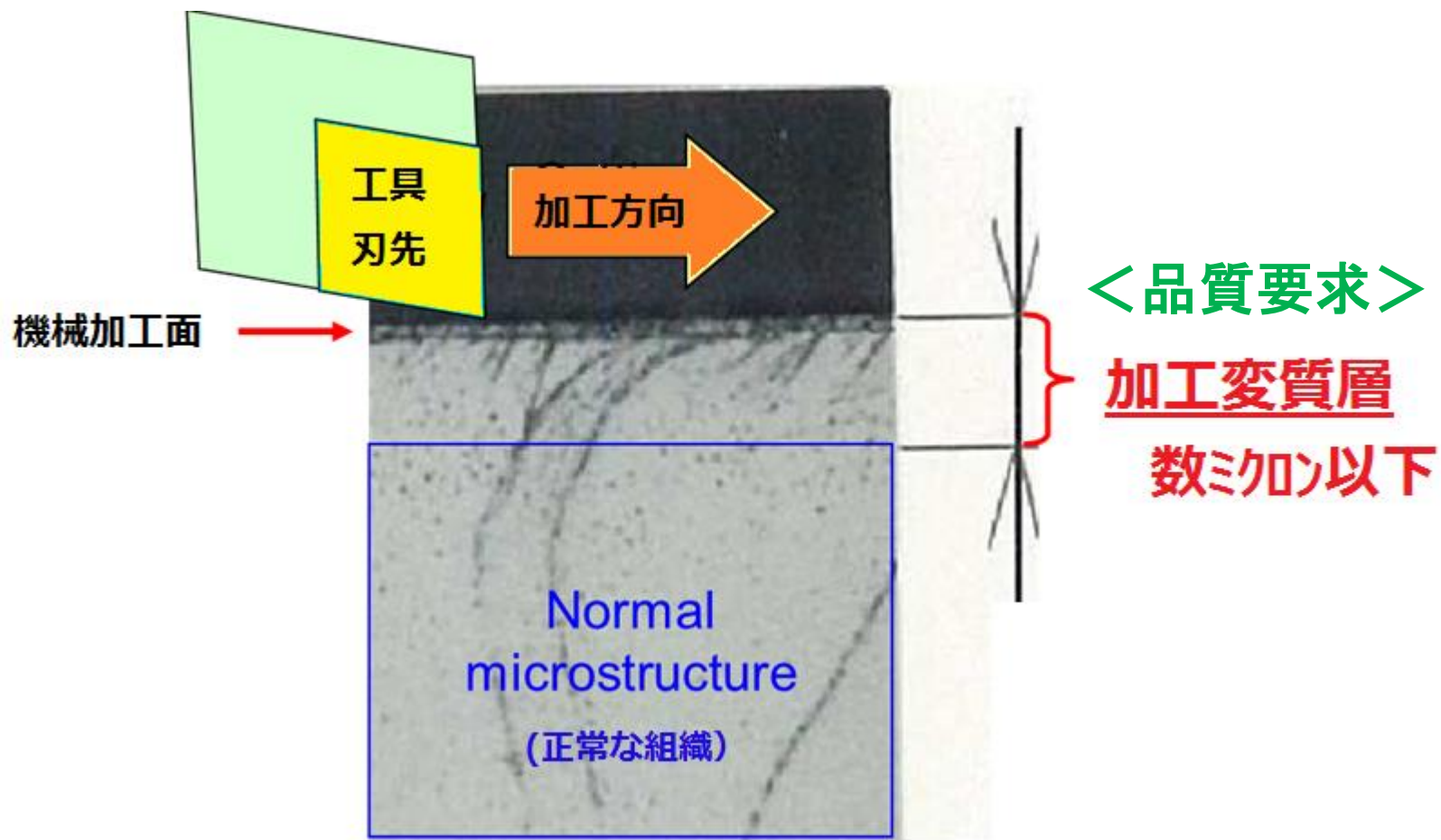


飛散した中圧タービンディスク

LLP:  
Life Limited Parts

カンタス航空 QF32便事故(エアバスA380)2010年11月4日

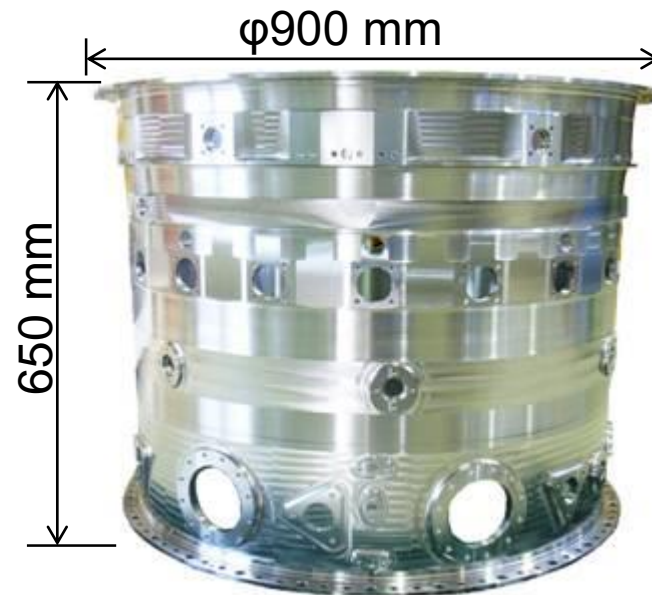
## ディスク機械加工表面のマイクロ組織



- 燃焼器を包み込む耐圧容器
- 高温強度(600°C、40気圧)、信頼性
  - ニッケル基耐熱合金(難削材)から削り出し・・・加工時間 / 工具費 大
  - 大物薄肉部品・・・加工歪を考慮した製造技術



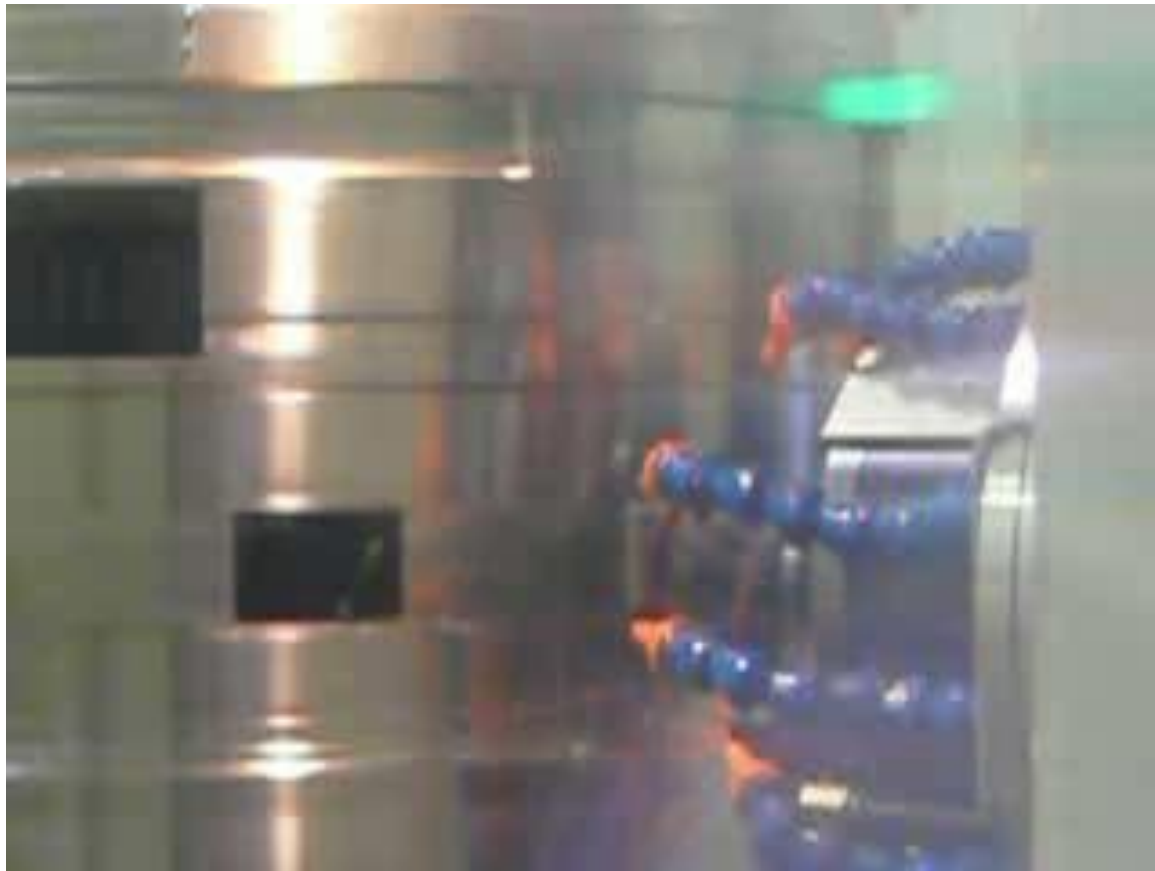
<素材>  
重量: 320kg



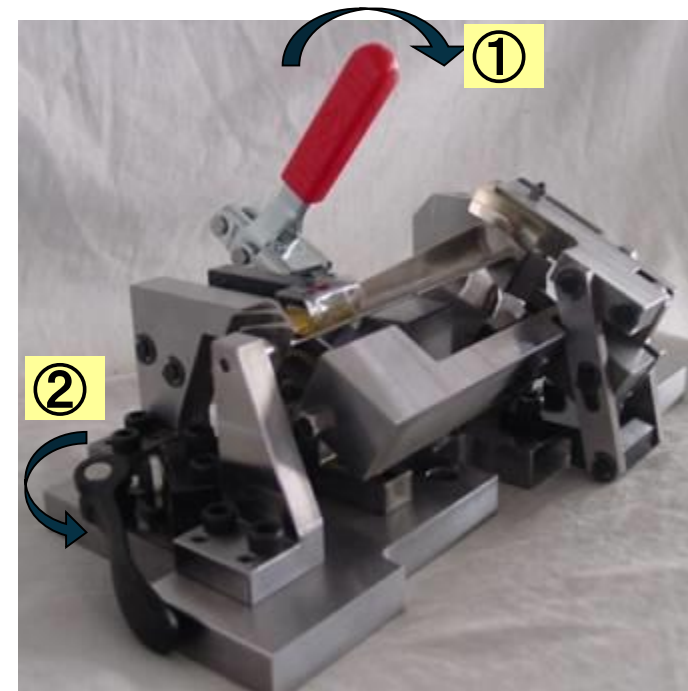
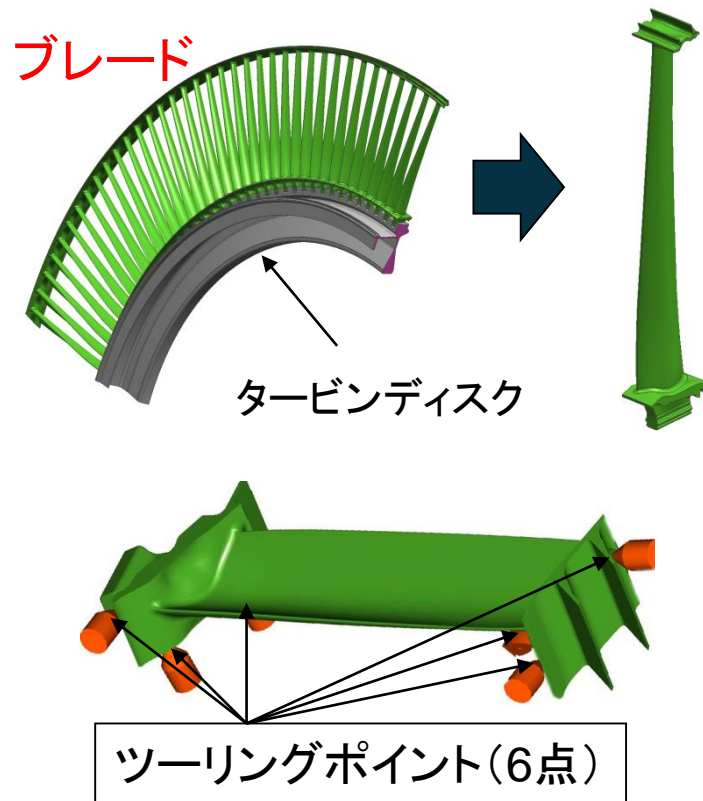
<製品>  
重量: 90kg

約7割を除去

- 高温(1,000°C以上)に耐えるセラミック工具により高速切削
  - 最適な工具材質と加工条件の導出
  - 工具に負荷をかけない加工パスの最適化

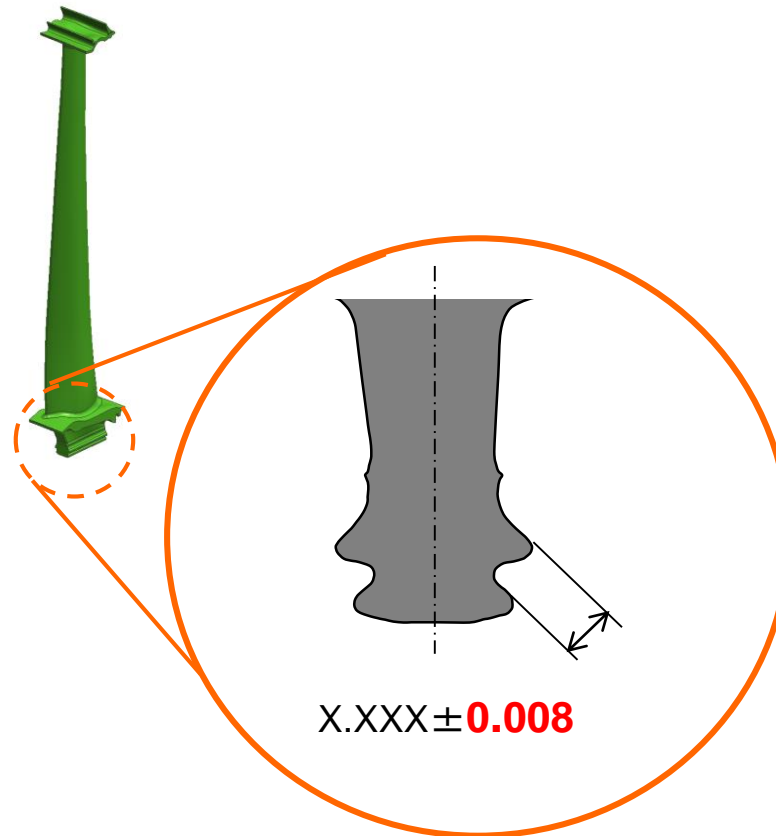


- 燃焼ガスから運動エネルギー（回転）を取り出す動翼
- 薄肉素材で低剛性、鑄肌基準でワーク拘束力低下
  - ワークを歪ませず、加工負荷にも耐え、取り付け簡単な治具の開発



2ステップ取り付け治具

- 生産数が多く(1000枚/台)、短時間での高精度加工  
(寸法公差  $\pm 8 \mu\text{m}$ )が必要



1. エンジン材料
2. 加工技術
3. **鋳造**
4. 鍛造
5. 接合
6. 表面処理
7. 特殊工程
8. 複合材
9. 品質保証

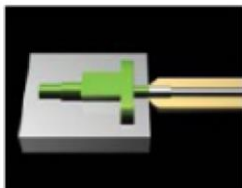




● 金型設計  
Tooling Design



● 金型製作  
Tooling Manufacturing



● ワックス  
模型成形  
Waxing  
Manufacturing



● 組立  
Assembly



● コーティング  
Coating

ワイヤーカット



マシニングセンター



自動射出成形 - 組立装置

自動コーティング装置



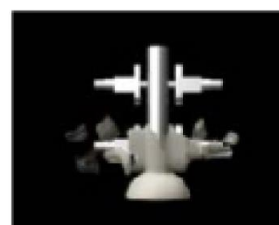
鑄型乾燥ライン



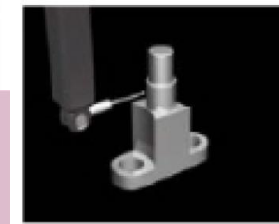
● 脱ロウ  
Dewaxing



● 鑄造  
Casting

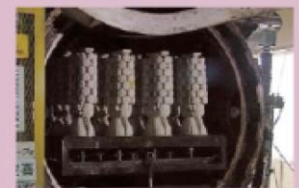


● 型ばらし  
Mold Removal  
● 熱処理  
Heat Treatment



● 検査  
Inspection

● 出荷 Shipment



オートクレーブ



大気・真空鑄造炉



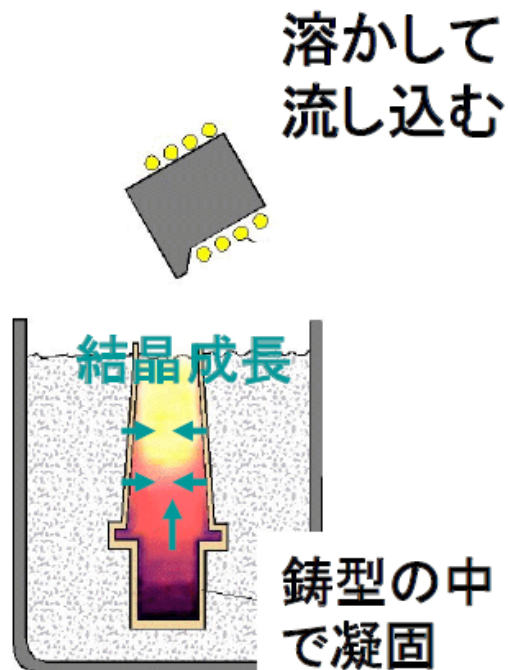
熱処理炉

放射線画像解析システム

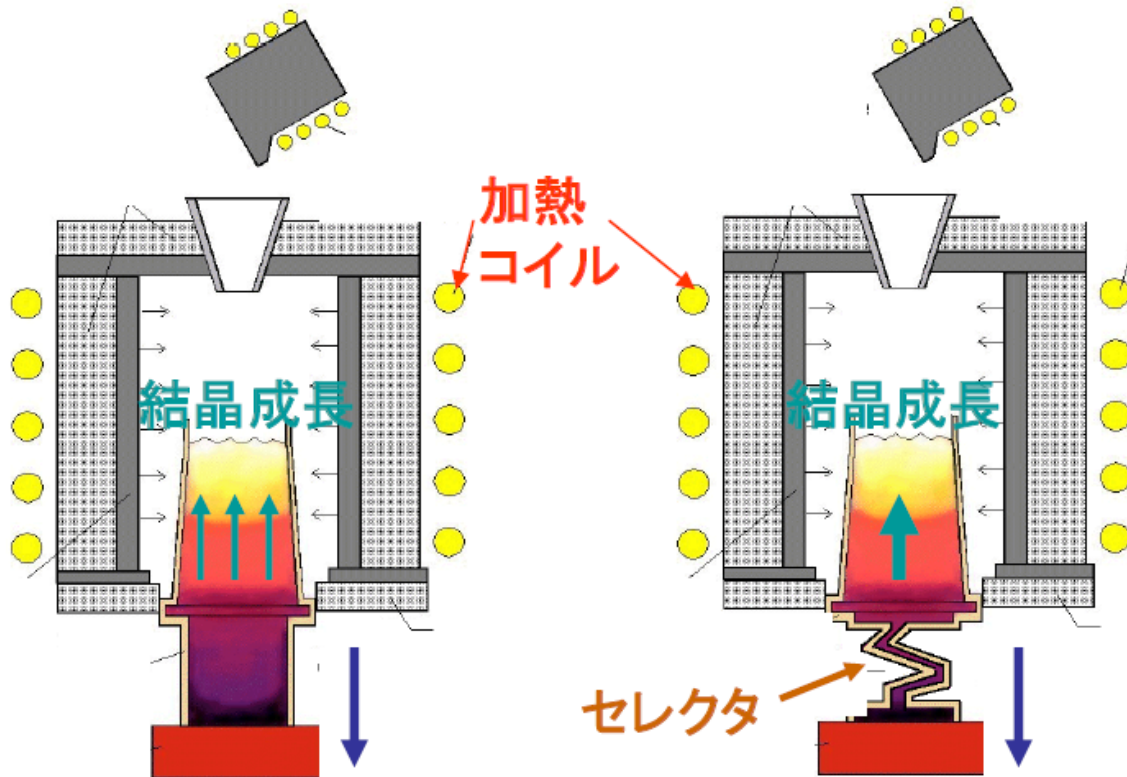


三次元測定機

## 普通 casting



## 一方向凝固



## 単結晶凝固

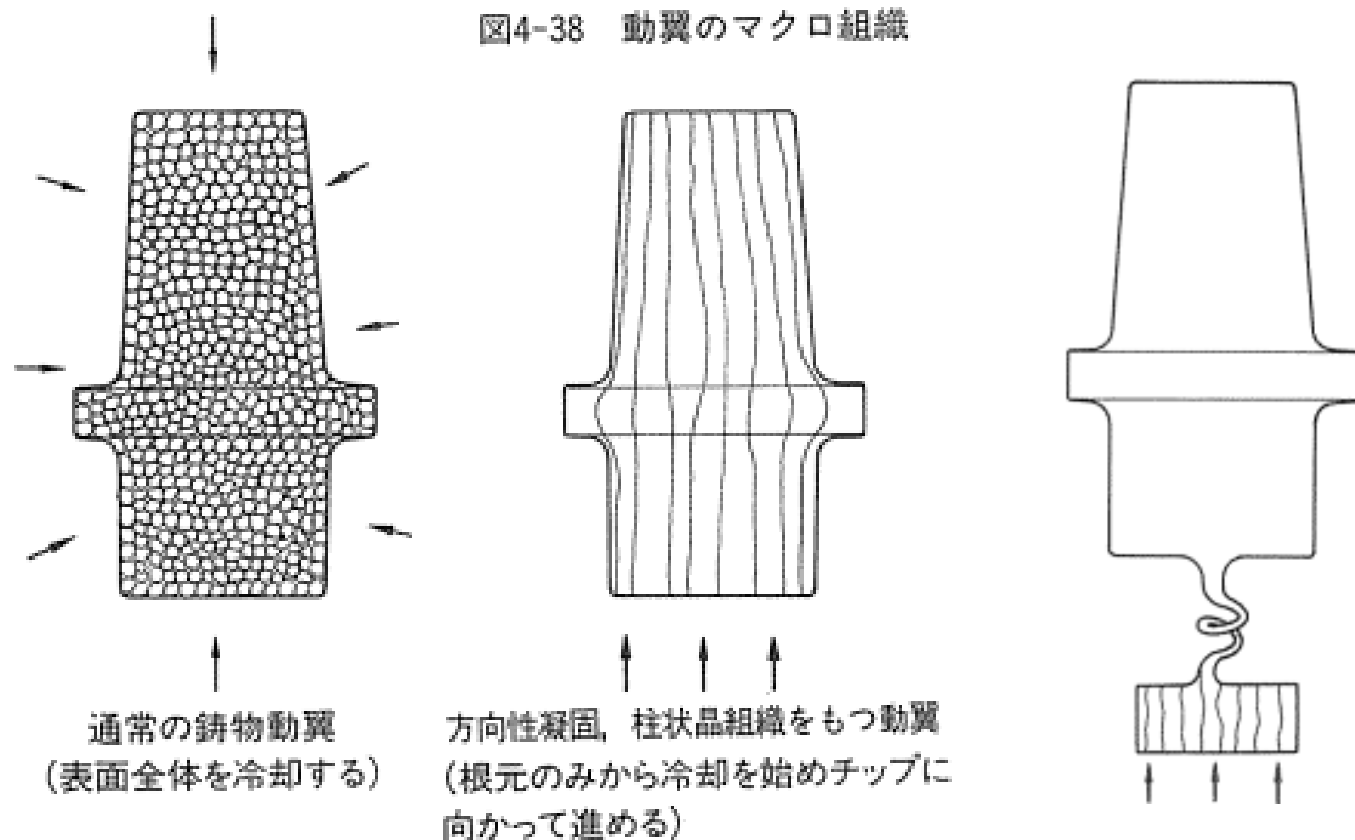
セレクトタ

下端を冷やししながら徐々に引き抜く

<http://www.nistep.go.jp/conference/nt100422/pdf/05harada.pdf>

温度勾配や冷却速度の制御で熔融金属の凝固をコントロール

⇒半径方向の結晶粒界をなくすことで半径方向のクリープ強度を向上



複雑な冷却構造はセラミックコアで実現

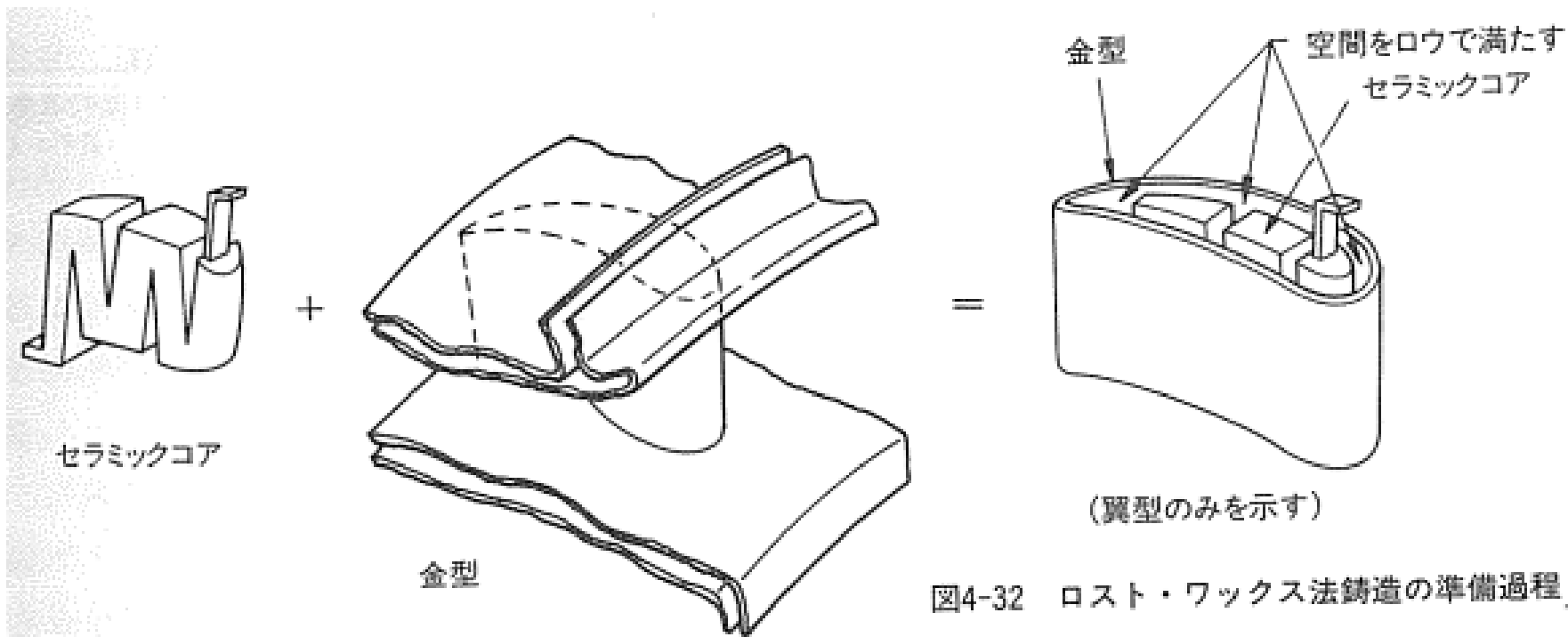
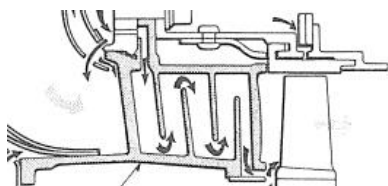


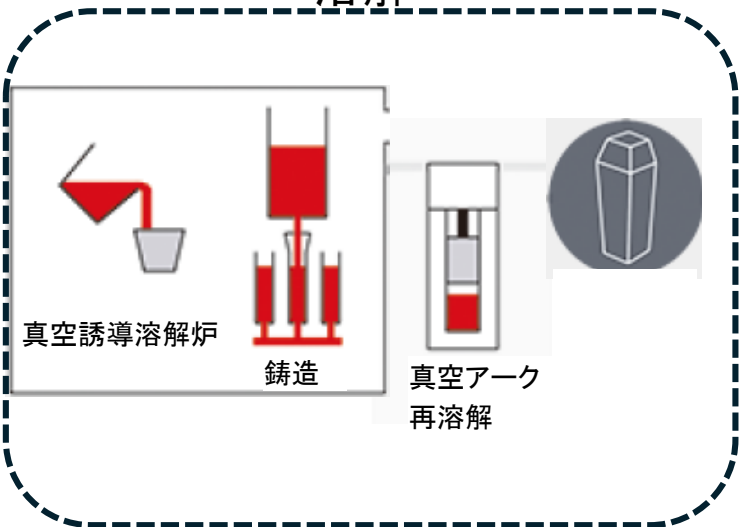
図4-32 ロスト・ワックス法鋳造の準備過程



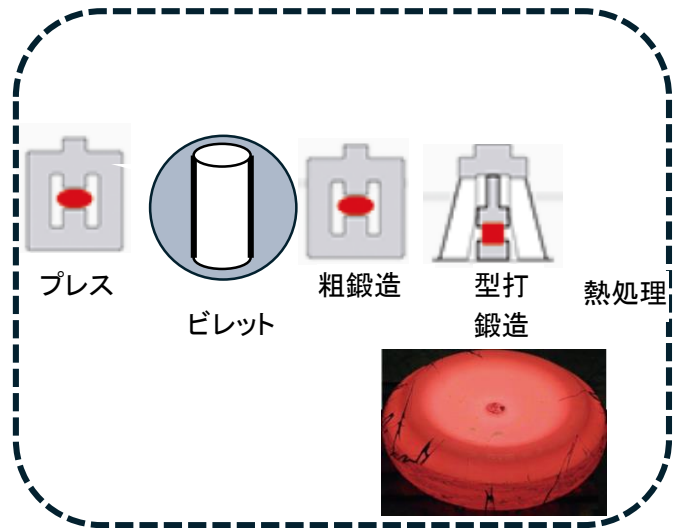
1. エンジン材料
2. 加工技術
3. 鋳造
- 4. 鍛造**
5. 接合
6. 表面処理
7. 特殊工程
8. 複合材
9. 品質保証

## 型鍛造一回転体のディスクや圧力ケースの素材

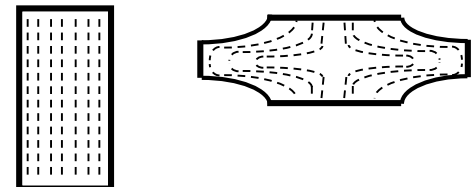
### 溶解



### 熱間加工



### 冷間加工



型打鍛造によるグレフローの変化・グレのコントロール  
結晶粒の細分化でLCF強度向上



鍛造プレス



高速鍛造プレス

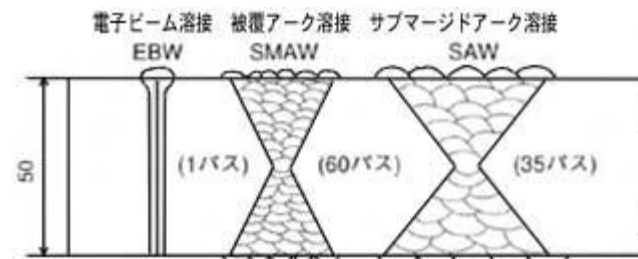
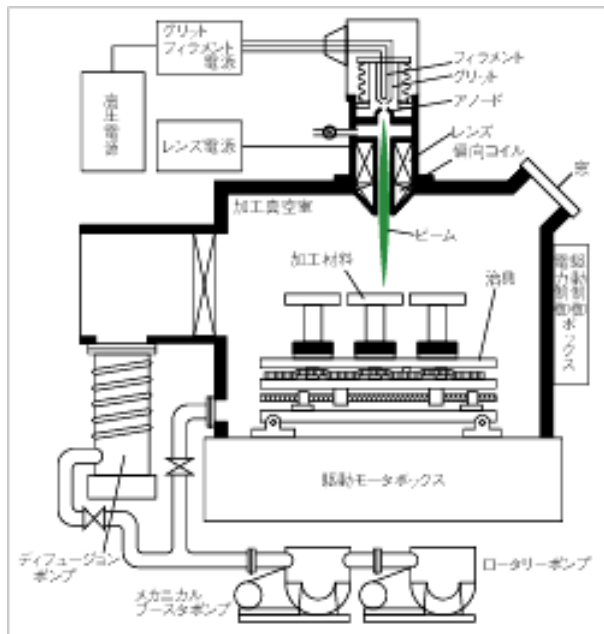


リング鍛造 圧力ケースの素材

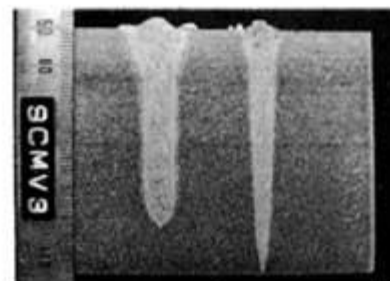


1. エンジン材料
2. 加工技術
3. 鋳造
4. 鍛造
5. **接合**
6. 表面処理
7. 特殊工程
8. 複合材
9. 品質保証

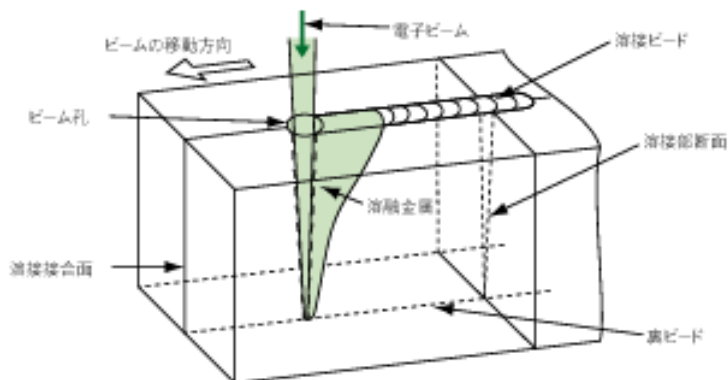
## Electron Beam Welding (EBW:電子ビーム溶接)



各溶接法の開先形状とパス数の比較

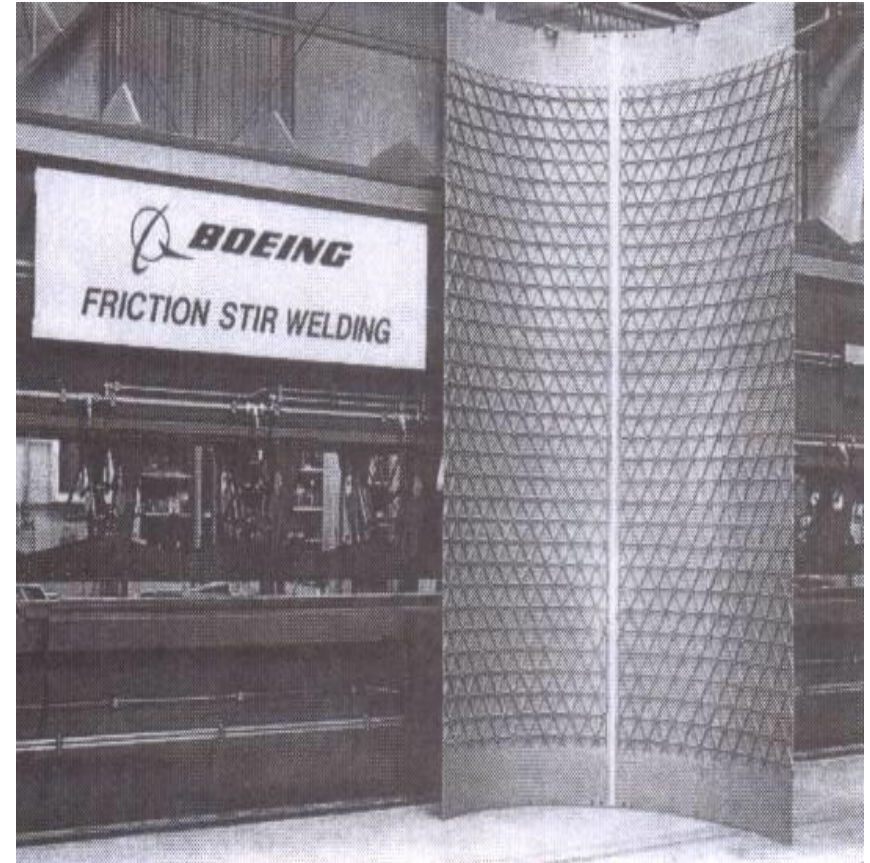
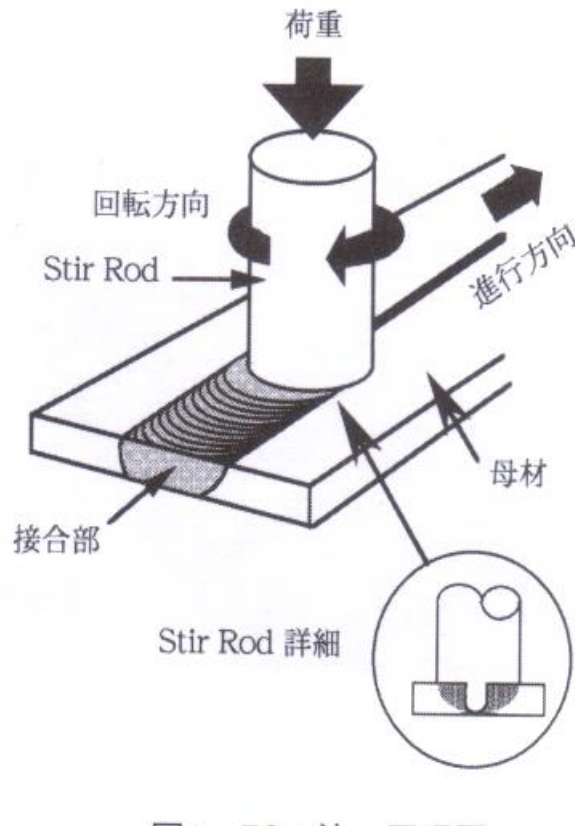


EBWによる深い溶込みマクロ組織



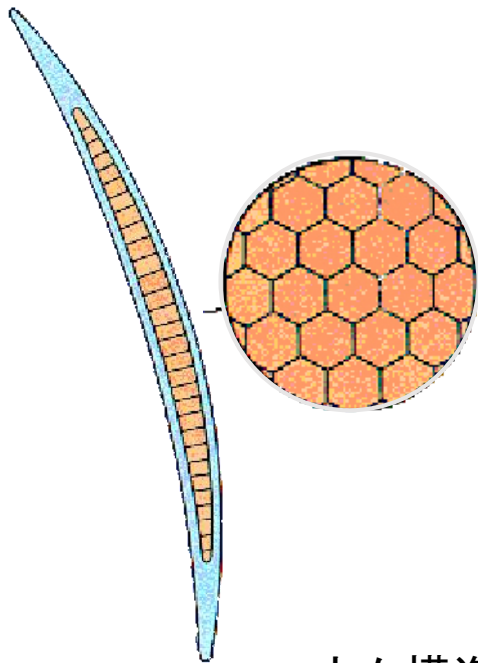
- ・深溶込み可能
- ・真空チャンバー必要
- ・高品質溶接可能

## Friction Stir Welding (FSW:摩擦攪拌接合)



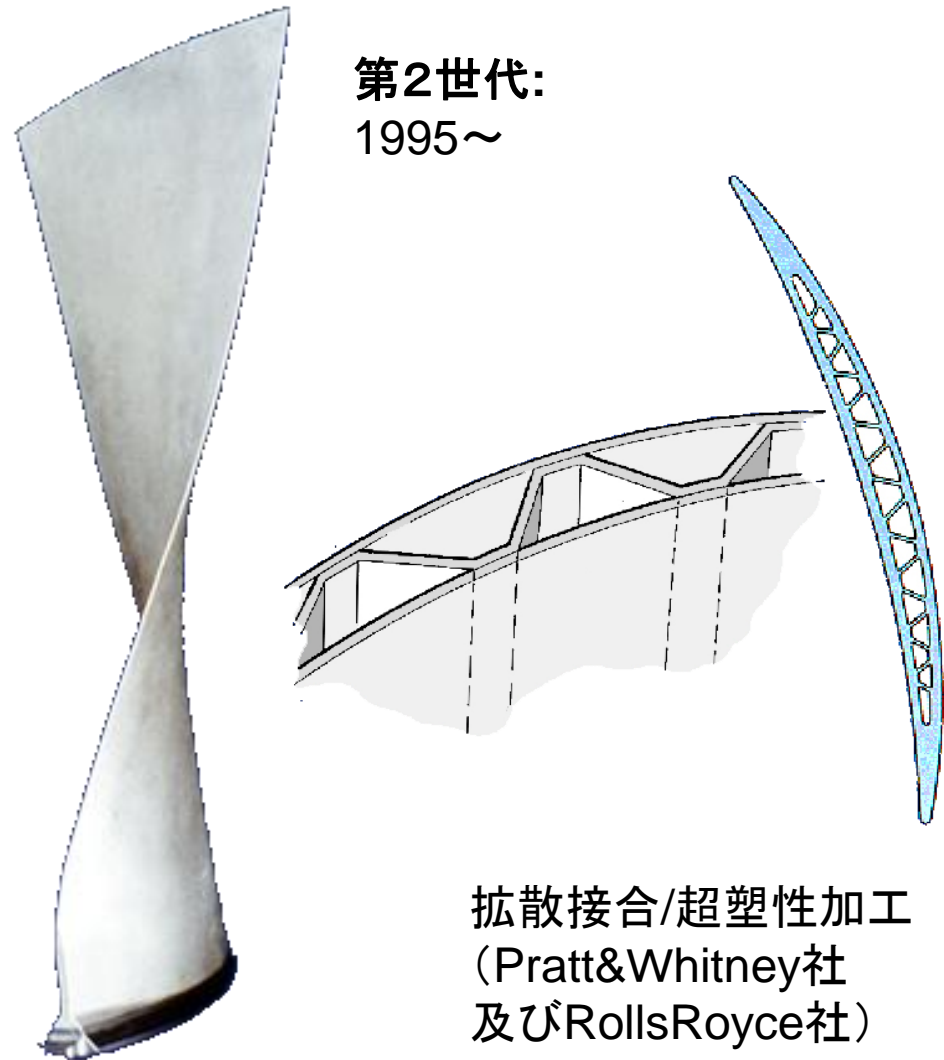
ロケット燃料タンクの接合

第1世代:  
1984～

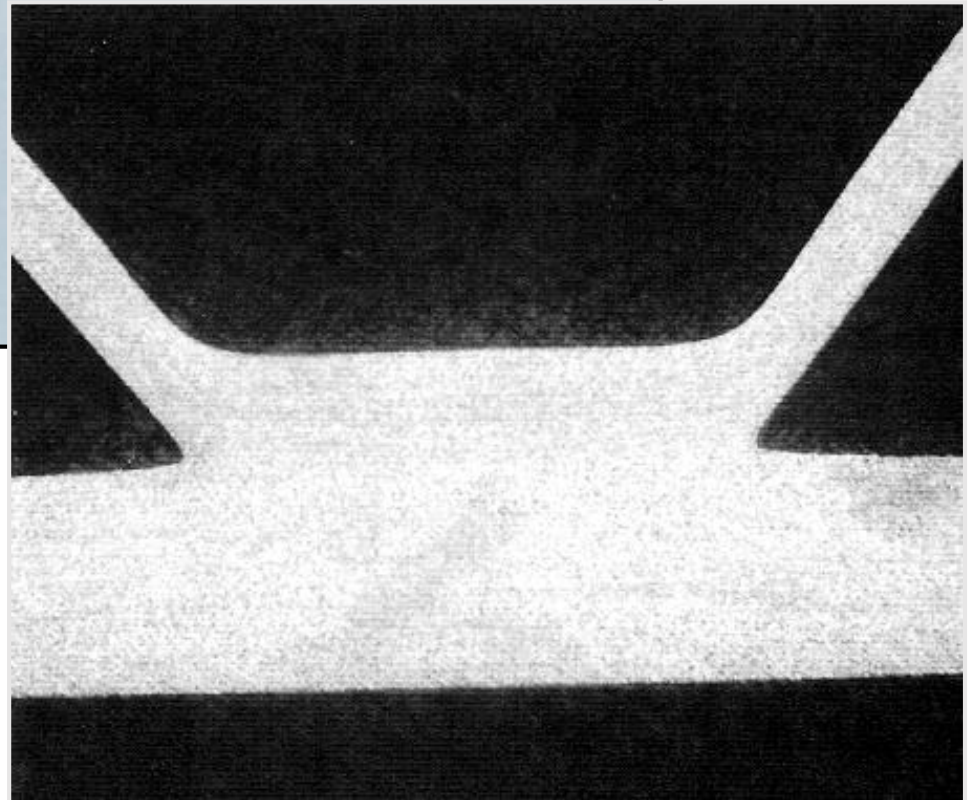
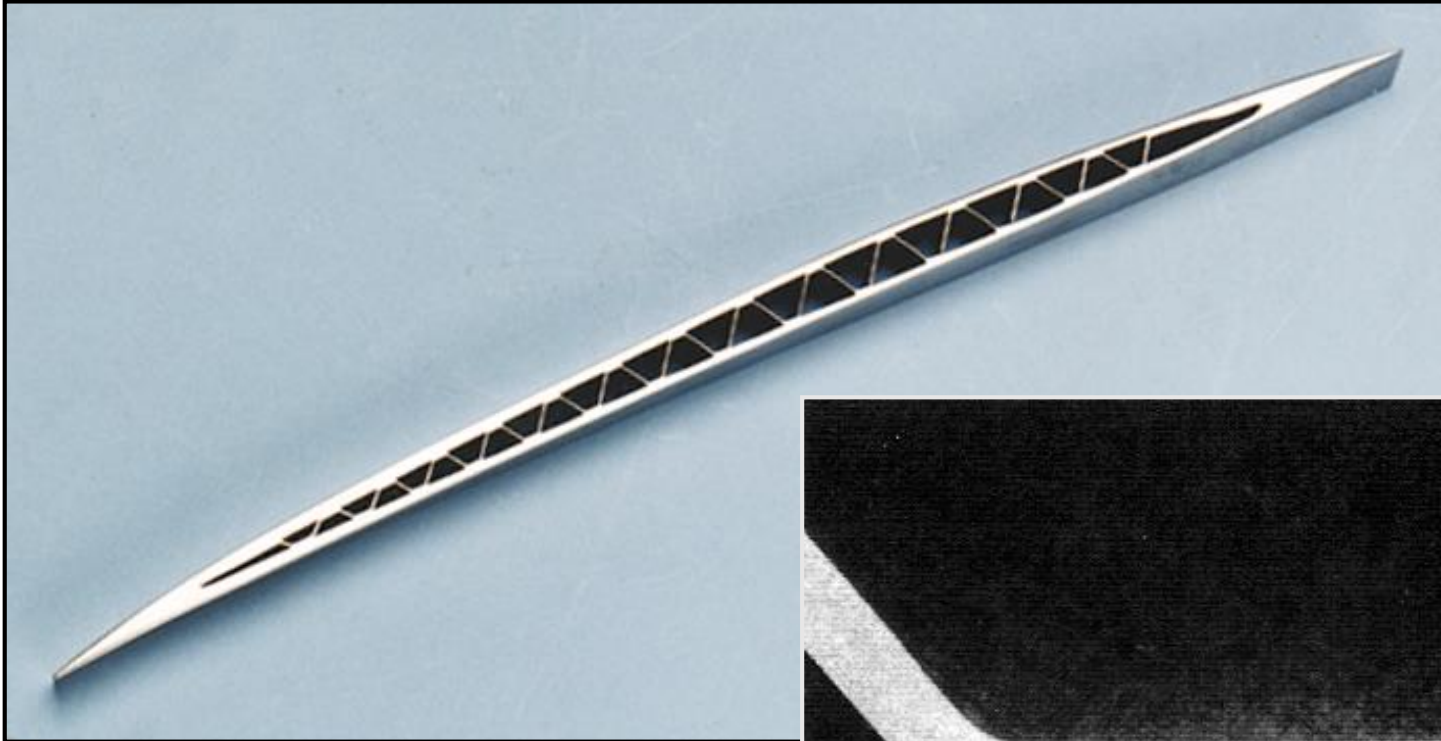


ハニカム構造  
(RollsRoyce社)

第2世代:  
1995～



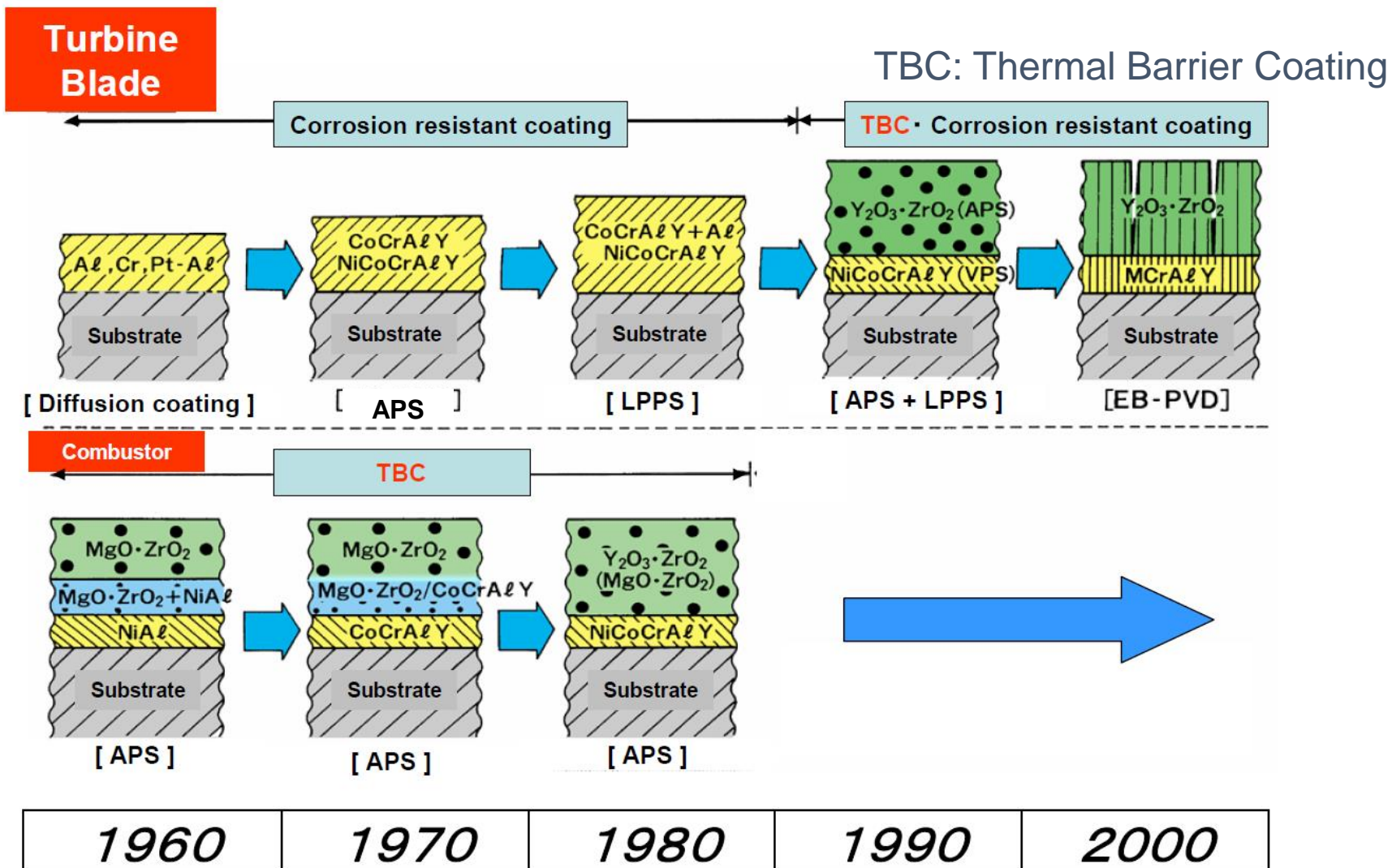
拡散接合/超塑性加工  
(Pratt&Whitney社  
及びRollsRoyce社)

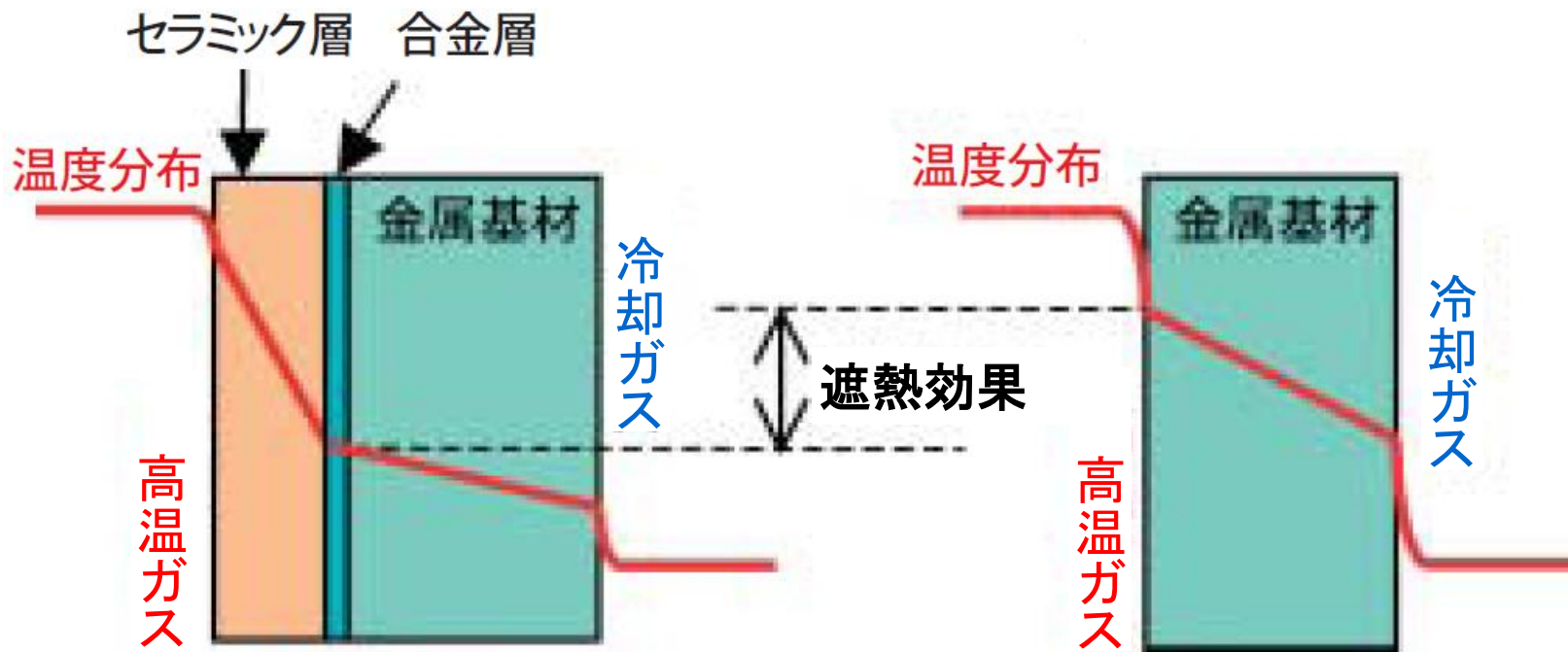


拡散接合/超塑性加工  
(Pratt&Whitney社  
及びRollsRoyce社)

1. エンジン材料
2. 加工技術
3. 鋳造
4. 鍛造
5. 接合
- 6. 表面処理**
7. 特殊工程
8. 複合材
9. 品質保証

タービン入り口温度上昇にとって遮熱コーティング(TBC)も重要技術





TBCの概念図

冷却されている金属基材表面に低熱伝導のセラミックス層を形成することにより遮熱効果を得る

⇒断熱構造 + 熱対流冷却



1. エンジン材料
2. 加工技術
3. 鋳造
4. 鍛造
5. 接合
6. 表面処理
7. **特殊工程**
8. 複合材
9. 品質保証

**「結果として得られる製品の適合が容易に、  
または、経済的に検証できないプロセスの  
こと。」(ISO 9000規格3.4.1項)**

## 具体例

熱処理、ショットピーニング

溶接、ろう付、はんだ付、溶射、

めっき、表面処理

清浄度要求

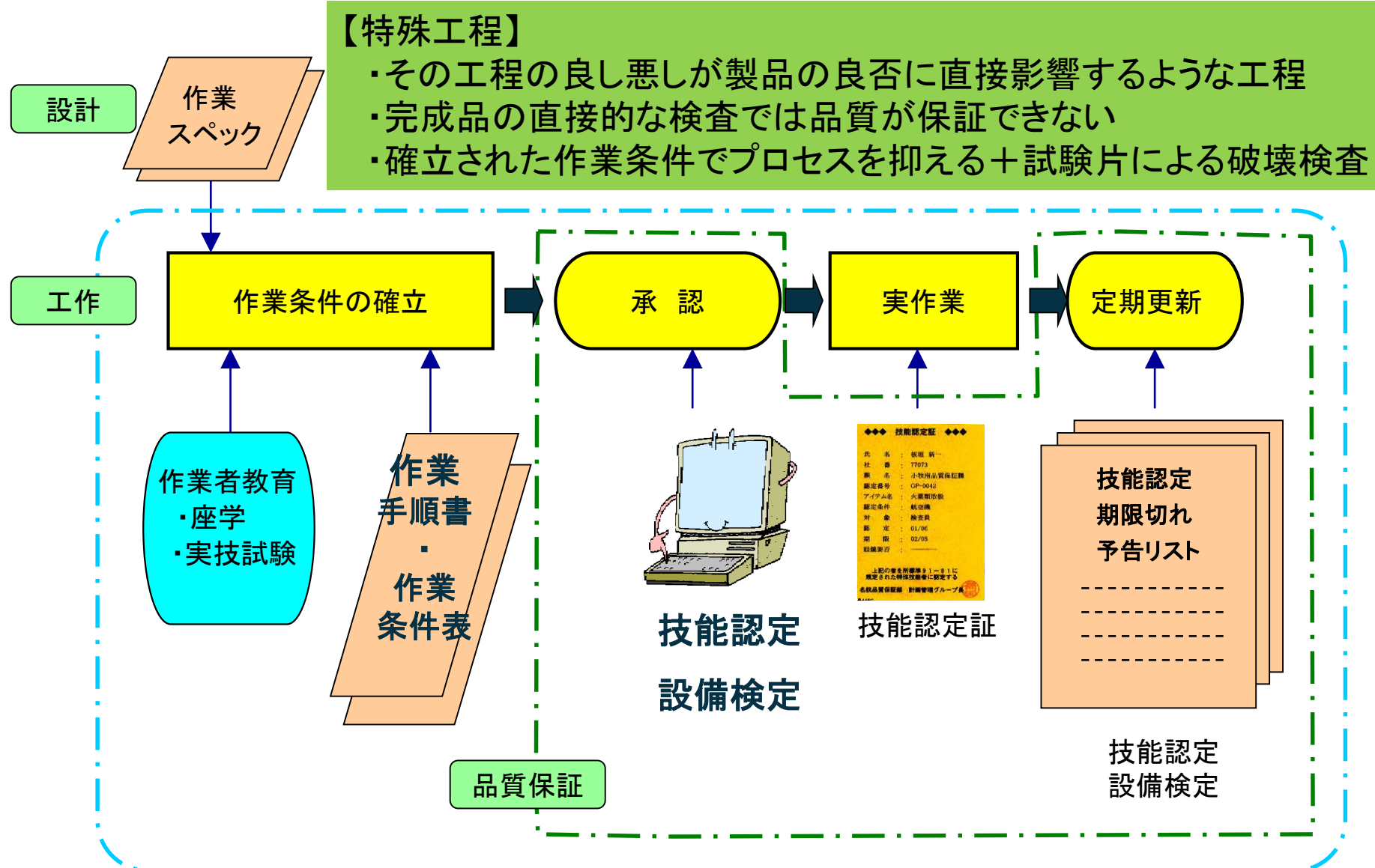
非破壊検査(RT、UT、PT、MT)

RT: X線検査

UT: 超音波検査

PT: 浸透探傷検査

MT: 磁粉検査



1. エンジン材料
2. 加工技術
3. 鋳造
4. 鍛造
5. 接合
6. 表面処理
7. 特殊工程
- 8. 複合材**
9. 品質保証

- ・GE社がGE90にて世界で初めて実用化
- ・Polymer Matrix Composites (PMC)
- ・前縁にチタン合金貼付
  - ∴鳥衝突時の衝撃強度確保
- ・重量700lb低減

PMC と Ti6Al4V の特性比較		
	PMC	Ti6Al4V
比重 g/cm <sup>3</sup>	1.56	4.45
耐熱温度 °C	150	320
引張強度@20°C MPa	1480	950
動翼相対重量 %	55	100



出典: ge\_webcast\_presentation

# GEの複合材料エンジン部品

**GE90-94B**  
777-200ER

**GE90-115B**  
777-200LR, -300ER, 777F

**GE9x**  
787, 747-8

**GE9X**  
Boeing 777X



'95

- Wide chord design  
**22 blades**



'04

- Swept aero  
**22 blades**



'11

- Improved efficiency  
**18 blades**



'20

- Improved materials  
**16 blades**

2020 fan blade  
EXPERIENCE  
**100+**  
million flight hours

**Extending  
to fan cases**

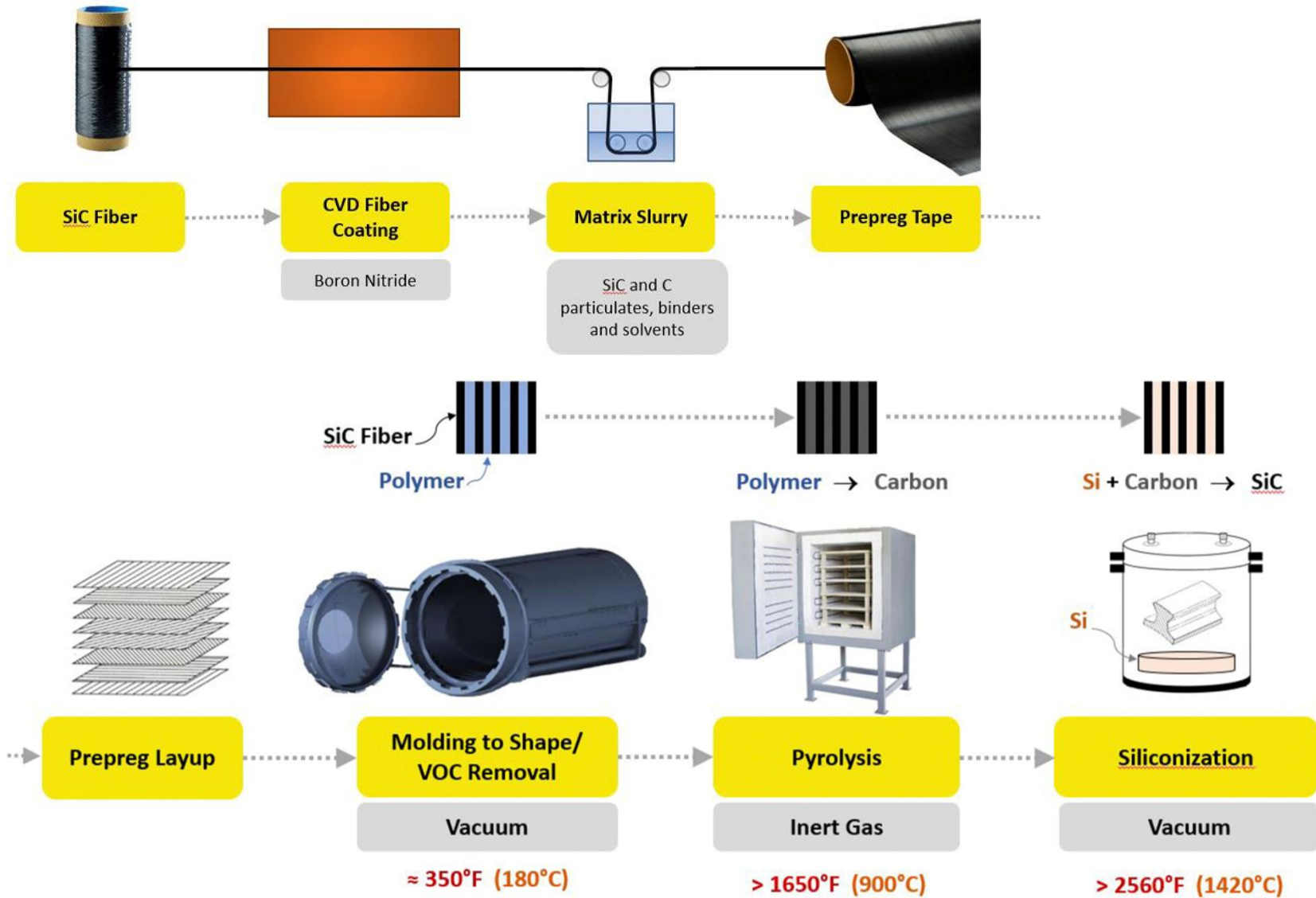
- Integrated structure
- Saves 700+ lbs per aircraft on 787



- ・ファンブレード、ファンケースに実用化
- ・形状、材質の改善

出典: ge\_webcast\_presentation

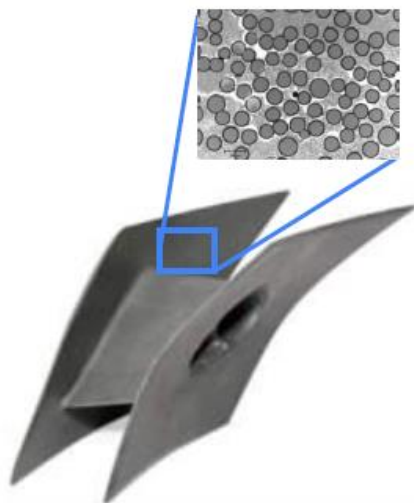
# CMC (Ceramic Matrix Composites) の製法例



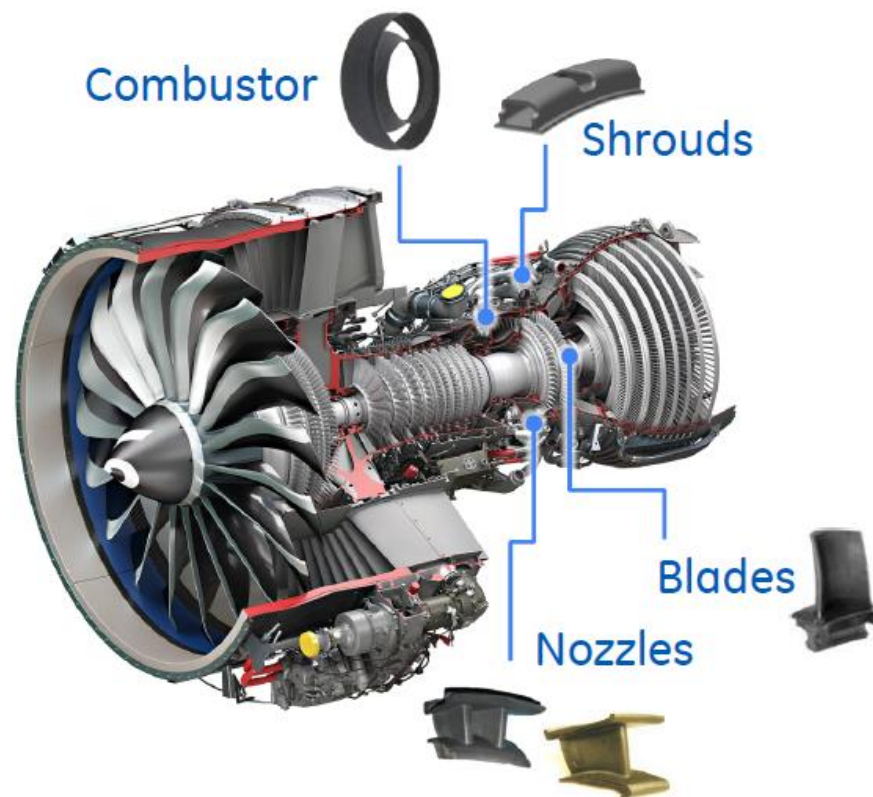
<https://www.compositesworld.com/blog/post/the-next-generation-of-ceramic-matrix-composites>

# Ceramic-matrix composites (CMC) ... next generation of innovation

CMCs are silicon carbide fibers in a silicon carbide matrix



● Diameter of a human hair



**2,400°F** 500°F hotter than metal + **1/3** weight of metal = better fuel efficiency



# Ceramic-matrix ... only GE

**2.3 M** Hours  
by 2019

Revenue  
service



GE9X



LEAP

Research

1980

2000

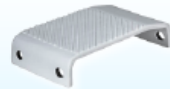
Product Development

2016

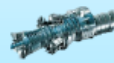
2020



1<sup>st</sup> GENERATION



GE Power  
Turbine shroud



GE Frame 7

2<sup>nd</sup> GENERATION



Aviation  
HPT shroud



GENx and T700

3<sup>rd</sup> GENERATION



Aviation  
HPT nozzles and blades



ADVENT and F414

1. エンジン材料
2. 加工技術
3. 鋳造
4. 鍛造
5. 接合
6. 表面処理
7. 特殊工程
8. 複合材
- 9. 品質保証**

## 航空宇宙の品質保証の特徴

### 1. 品質マネジメントシステム(QMS)

JIS Q 9100

### 2. Nadcap

(National Aerospace and Defense Contractors Accreditation Program)

⇒航空宇宙分野の仕事をするのに必要な免許証

## JIS Q 9100

品質マネジメントシステムー 航空,宇宙及び防衛分野の組織に対する要求事項

- 航空宇宙産業の国際的に共通な品質マネジメントシステム規格
- JIS Q 9100(日本) = AS9100(米国) = EN9100(欧州)

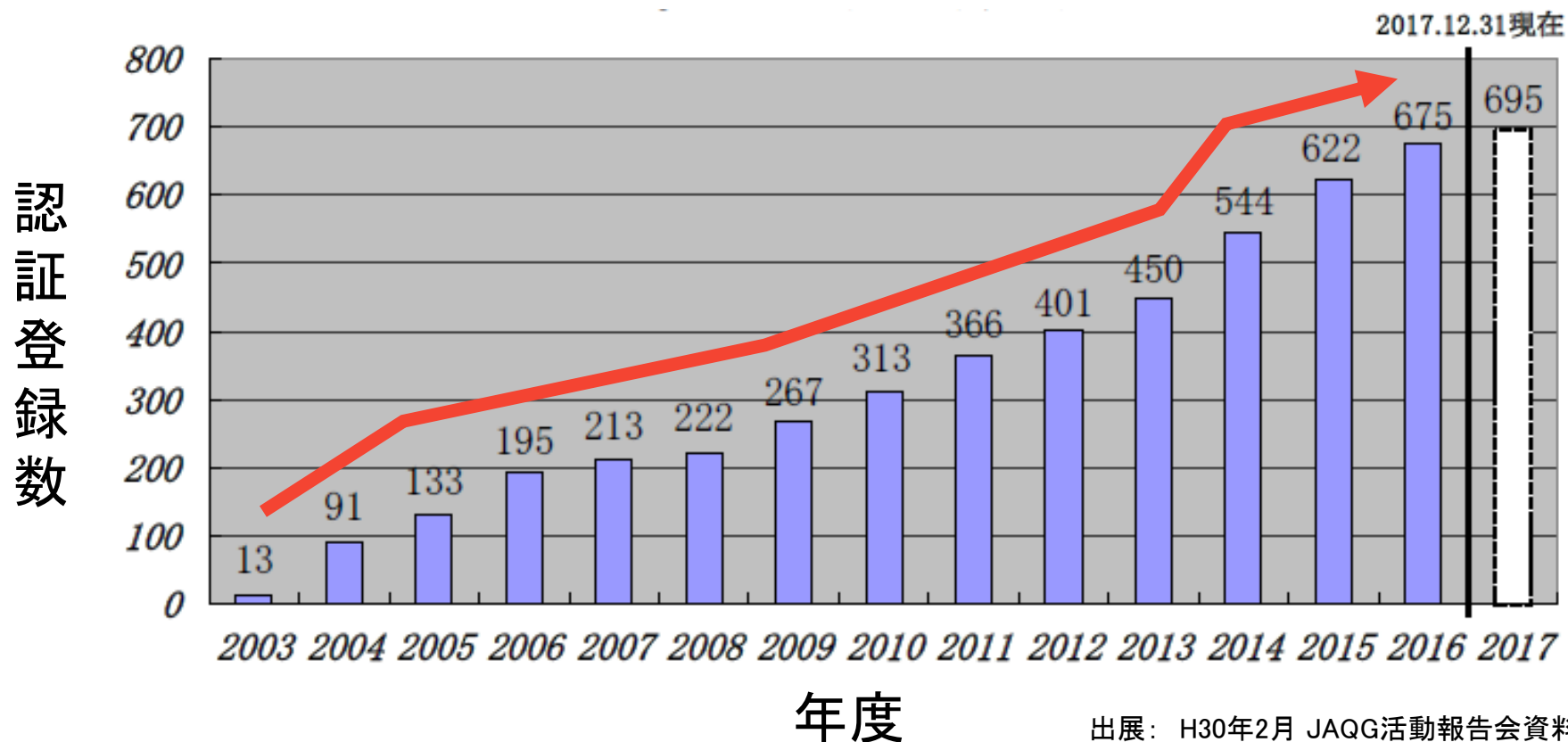
## JIS Q 9001 との関係

**JIS Q 9100 = JIS Q 9001 + 航空宇宙要求事項**

JIS Q 9001:品質マネジメントシステム-要求事項 = ISO9001

- ・ISOとは国際標準化機構 (International Organization for Standardization)のこと。
- ・ISO9000シリーズは品質に関する国際規格

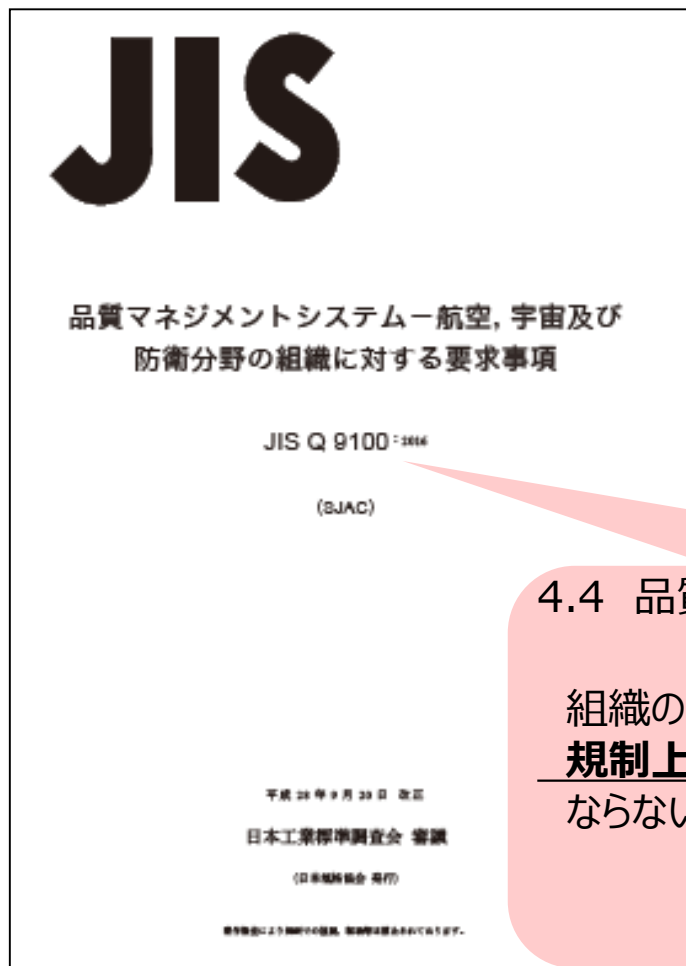
## JIS Q 9100 取得の推移(国内)



今後もJIS Q 9100 取得事業所の増加は堅調

JIS Q 9100は航空業界の品質マネジメントシステム（QMS）に対する要求事項

JIS Q 9100:2016表紙



JIS Q 9100 = JIS Q 9001 +  $\alpha$

$\alpha$  : 航空業界固有の厳しい要求  
例)

- : 顧客重視
- : 運用リスクマネジメント
- : 模倣品の防止
- : 特殊工程の管理
- : 不適合管理

#### 4.4 品質マネジメントシステム及びそのプロセス

組織の品質マネジメントシステムは、顧客及び適用される法令・規制上の品質マネジメントシステム要求事項も取り扱わなければならない。

- 1 一般
- 2 品質マネジメントの原則
- 3 プロセスアプローチ
  
- 3 用語及び定義
- 4 組織の状況
  - 4.1 組織及びその状況の理解
  - 4.2 利害関係者のニーズ及び期待の理解
  
- 5 リーダーシップ
  - 5.1 リーダーシップ及びコミットメント
    - 5.1.2 顧客重視
    - 5.2.1 品質方針の確立
    - 5.2.2 品質方針の伝達
  
- 6 計画
  - 6.1 リスク及び機会への取組
  
- 7 支援
  - 7.1.3 インフラストラクチャ
  - 7.1.5 監視及び測定のための資源
    - 7.1.5.2 測定のトレーサビリティ
  - 7.1.6 組織の知識
  - 7.2 力量
  - 7.3 認識
  - 7.5 文書化した情報

## 8 運用

8.1.1 運用リスクマネジメント

8.1.2 形態管理（コンフィギュレーションマネージメント）

8.1.3 製品安全

8.1.4 模倣品の防止

8.2 製品及びサービスに関する要求事項

8.3 製品及びサービスの設計・開発

8.4 外部から提供されるプロセス、製品及びサービスの管理

8.5 製品及びサービスの管理

8.5.1.1 設備、治工具及びソフトウェアプログラムの管理

8.5.1.2 特殊工程の妥当性確認及び管理

8.5.2 識別及びトレーサビリティ

8.6 製品及びサービスのリリース

8.7 不適合なアウトプットの管理

## 9 パフォーマンス評価

9.2 内部監査

9.3 マネジメントレビュー

## 10. 改善

10.2 不適合及び是正処置

10.3 継続的改善



## 何を要求しているか？

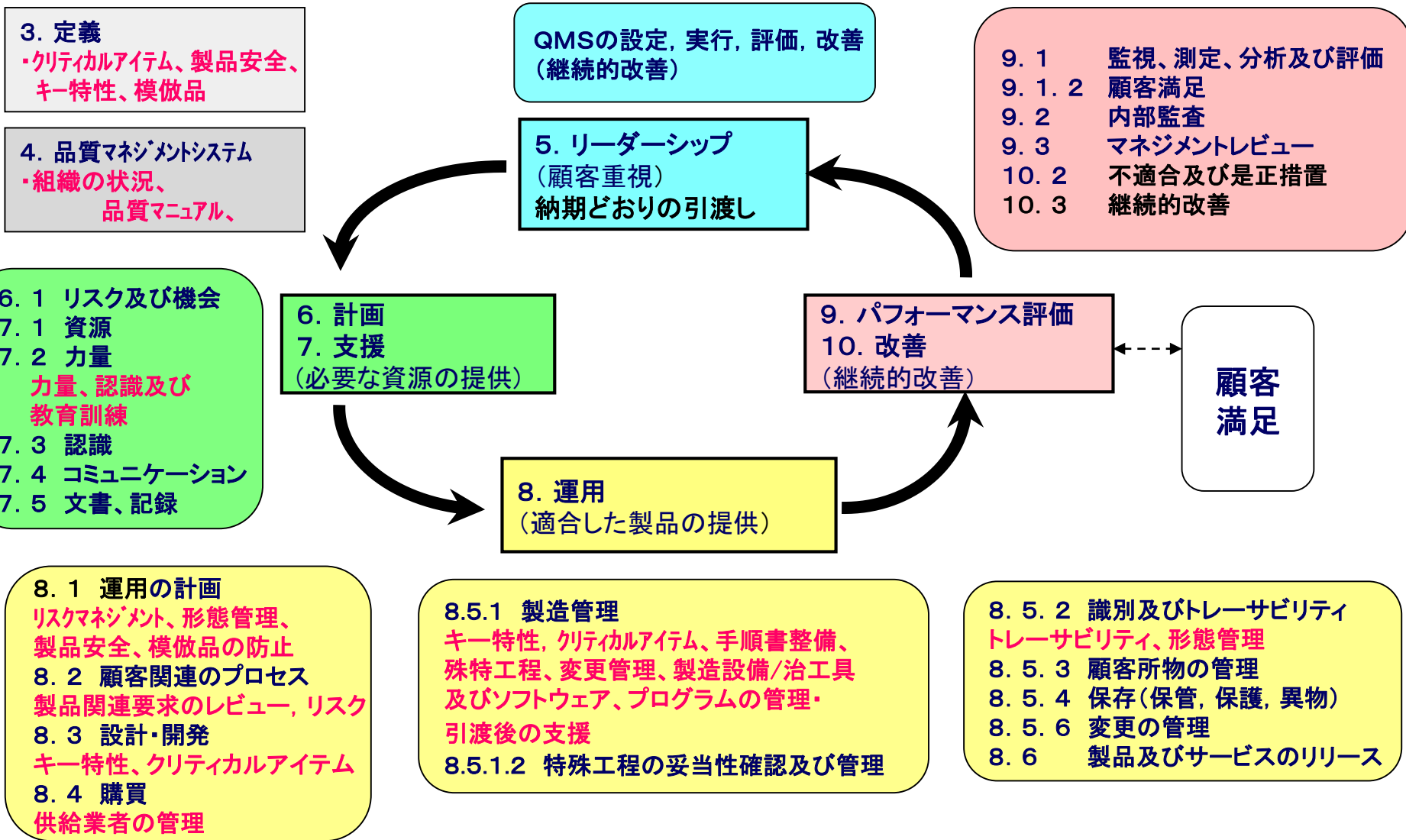
JIS Q 9100 4. 品質マネジメントシステム 4.1一般要求事項より

組織は、この規格の要求事項に従って、品質マネジメントシステムを確立し、文書化し、実施し、維持しなければならない。また、その品質マネジメントシステムの有効性を継続的に改善しなければならない。

この基本要求を実現するために実施すべきこと

- a. 必要なプロセスを明確にする
- b. プロセスの順序及び相互関係を明確にする
- c. プロセスの運用に必要な判断基準及び方法を明確にする
- d. プロセスの実行に必要な資源、情報を提供する（人、物、金）
- e. プロセスを監視、測定及び分析する
- f. プロセスの更なる成果を得るため継続的に改善をする

## JIS Q 9100 概要



## 8.7 不適合なアウトプットの管理

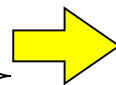
「品質要求に合致しない製品が誤って使用されたり、納入されることを防ぐため、**識別管理**しなければならない。」

以下の処置をする。

- ・検出された不適合を**除去するための処置**
- ・**封じ込めの処置**を取る。
- ・**特別採用**によって 使用、リリース又は合格と判定する。
- ・それ以外は、**廃棄**する。
- ・引渡し後に発見された場合は、不適合による影響に対して適切な処置を取る。
- ・廃却するときは、**使えない状態に壊して廃却**すること。
- ・**模倣品**又は**模倣品の疑いのある部品**は、  
サプライチェーンへの**再混入を防止**するために管理

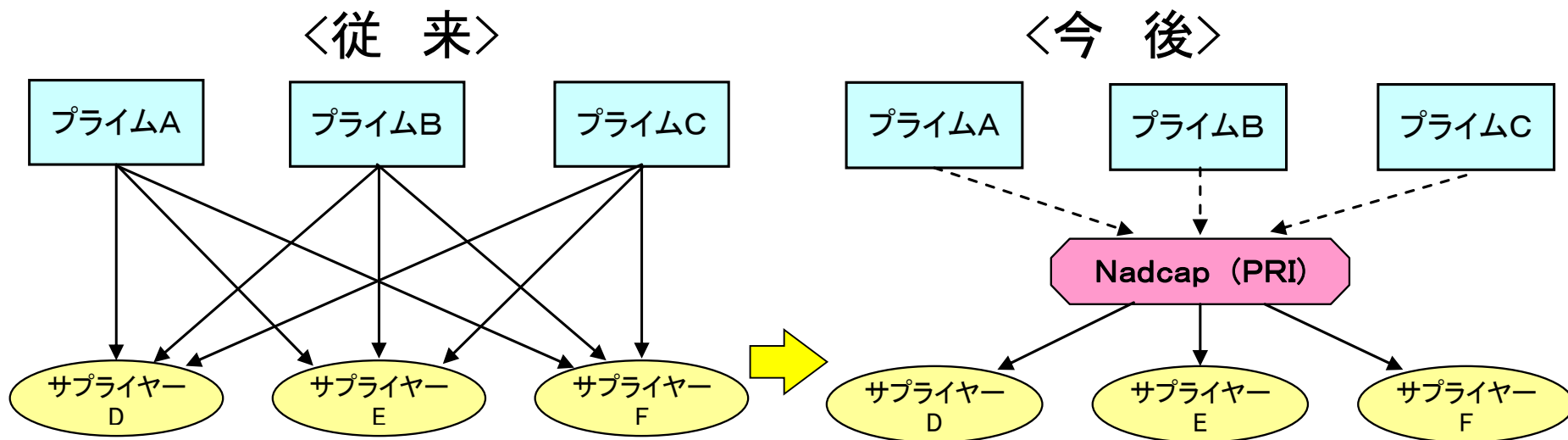
- National Aerospace and Defense Contractors Accreditation Program
- 航空業界プライム・メーカー\*が参画し、特殊工程の認証機関であるPRI(Performance Review Institute)を設立し、そのPRIが作った特殊工程を対象とした国際的な認証システムである。

- \* ・Pratt & Whitney
- ・Rolls-Royce
- ・GE Aircraft Engines
- ・The Boeing Company
- ・AIRBUS 等



国際的な要求として、  
特殊工程のNadcap認証取得を  
全てのサプライヤに対して要求

- 従来は、プライム・メーカーが、サプライヤ毎に個別に認証しなければならない等、非効率であった為、特殊工程のスペシャリストの認証機関であるPRIにより一括認証することで、効率化と品質向上を図ることを目的としたもの。



- ① 認定監査員による専門的な監査の実施
- ② 共通の監査判定基準\*<sup>1</sup>で監査を実施  
(総合的合意に基づく認証基準を開発)
- ③ 重複監査の削減
- ④ 監査費用\*<sup>2</sup>が必要
- ⑤ 公用語は**英語**(手順書の英文化、英語による監査)

## \*1 監査基準

非破壊検査 (AS7114)  
熱処理 (AS7102)  
化学処理 (AS7108)  
コーティング (AS7109)  
溶接 (AS7110)  
特殊加工 (AS7116)  
表面改質 (AS7117)  
金属評価試験 (AS7101) 等

AS: Aerospace Standard

## \*2 監査費用

監査期間: 2~5日  
監査費用: \$4200~5600  
認証期限: 12~24ヶ月

当初は12ヶ月の認証期限。  
その後の更新審査で問題なければ、  
「メリット・プログラム」が適用され、  
18ヶ月→24ヶ月と認証期限が延長。



## SCOPE OF ACCREDITATION

NonDestructive Testing

Mitsubishi Heavy Industries  
1200 Higashi-Tanaka  
Komaki-Shi Aichi-Ken, 4858561  
Japan

Makiko Ohno

This certificate expiration is updated based on periodic audits. The current expiration date and scope of accreditation are listed at: [www.eAuditNet.com](http://www.eAuditNet.com) - Online QML (Qualified Manufacturer Listing).

In recognition of the successful completion of the PRI evaluation process, accreditation is granted to this facility to perform the following:

**AC7114 Rev C - Nadcap NonDestructive Testing (NDT) Suppliers Accreditation Program Audit Criteria**

**AC7114S Rev D - Supplemental Audit Criteria for Nadcap NonDestructive (NDT) Suppliers Accreditation Program Audit Criteria**

S-U10 GE  
S-U2 Pratt & Whitney  
S-U3 Rolls-Royce PLC

**AC7114/1 Rev C - Nadcap Audit Criteria for NonDestructive Testing Facility Penetrant Survey**

**AC7114/1S Rev D - Supplemental Audit Criteria for Nadcap Audit Criteria for NonDestructive Testing Facility Penetrant Survey**

S-U10 GE  
S-U2 Pratt & Whitney  
S-U3 Rolls-Royce PLC

**AC7114/4 Rev C - Nadcap Audit Criteria for NonDestructive Testing Facility Film Radiography Survey**

**AC7114/4S Rev D - Supplemental Audit Criteria for Nadcap Audit Criteria for NonDestructive Testing Facility Film Radiography Survey**

S-U2 Pratt & Whitney  
S-U3 Rolls-Royce PLC

Americas  
+ 1 724 772 1616

Asia

[www.pri-network.com](http://www.pri-network.com)

Europe  
+44 870 350 5011

060470

## • Nadcap認定証 (サンプル)



## • 工程凍結

製造では、確認試験等にて量産開始時に設定した**工程（設備、加工条件、試験方法等）**を凍結し、**継続して同じ工程で製造することが要求される。**

## • 製造ドキュメントの完備

**工程・加工条件等は製造ドキュメントに明確に示し、継続して作業ができるようにする必要**がある。

## • 工程の変更管理

工程変更の際には、確認試験等で**変更が適正であることを証明したうえで変更を適用する**必要あり。

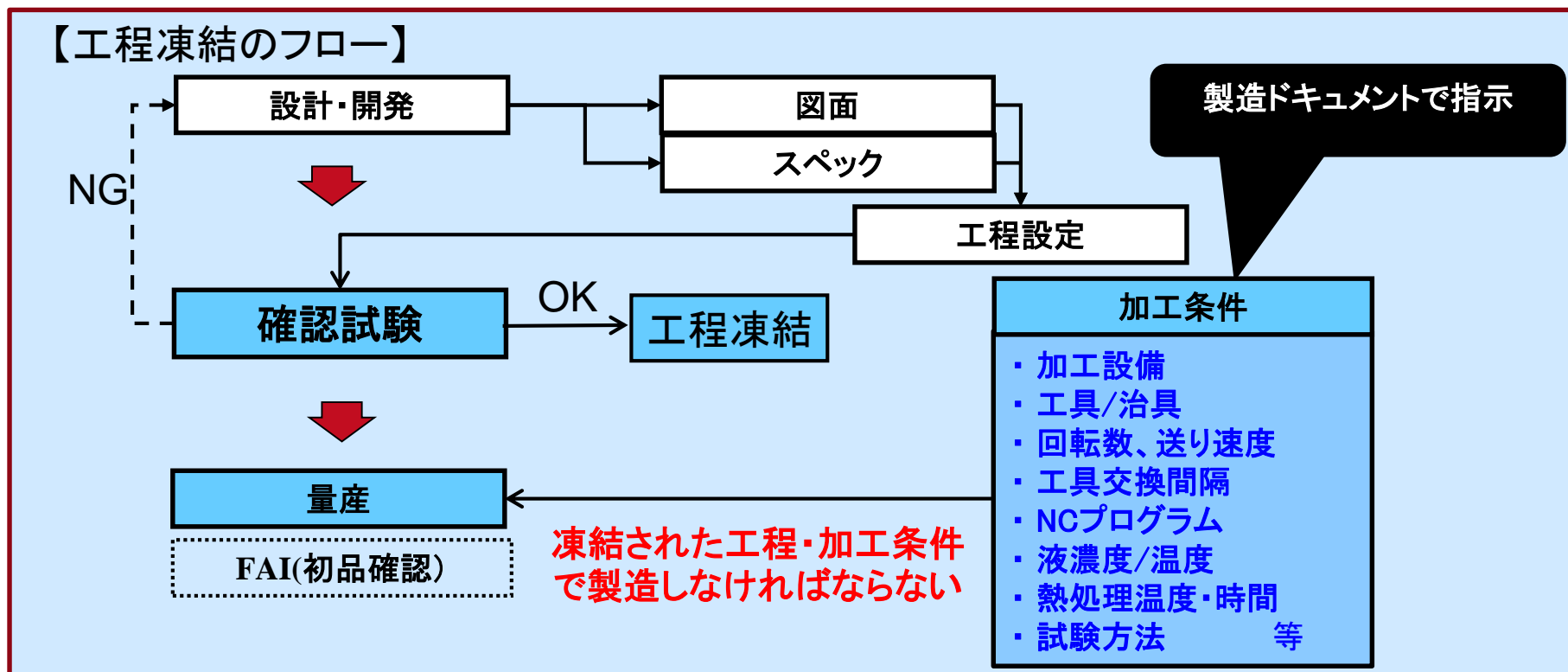
## • 製造履歴（トレーサビリティ）管理

30年以上に渡り運用される航空エンジンでは、**長期間の継続生産と変更管理が必須**。重要部品では**40年間の品質記録の保管**が要求される。



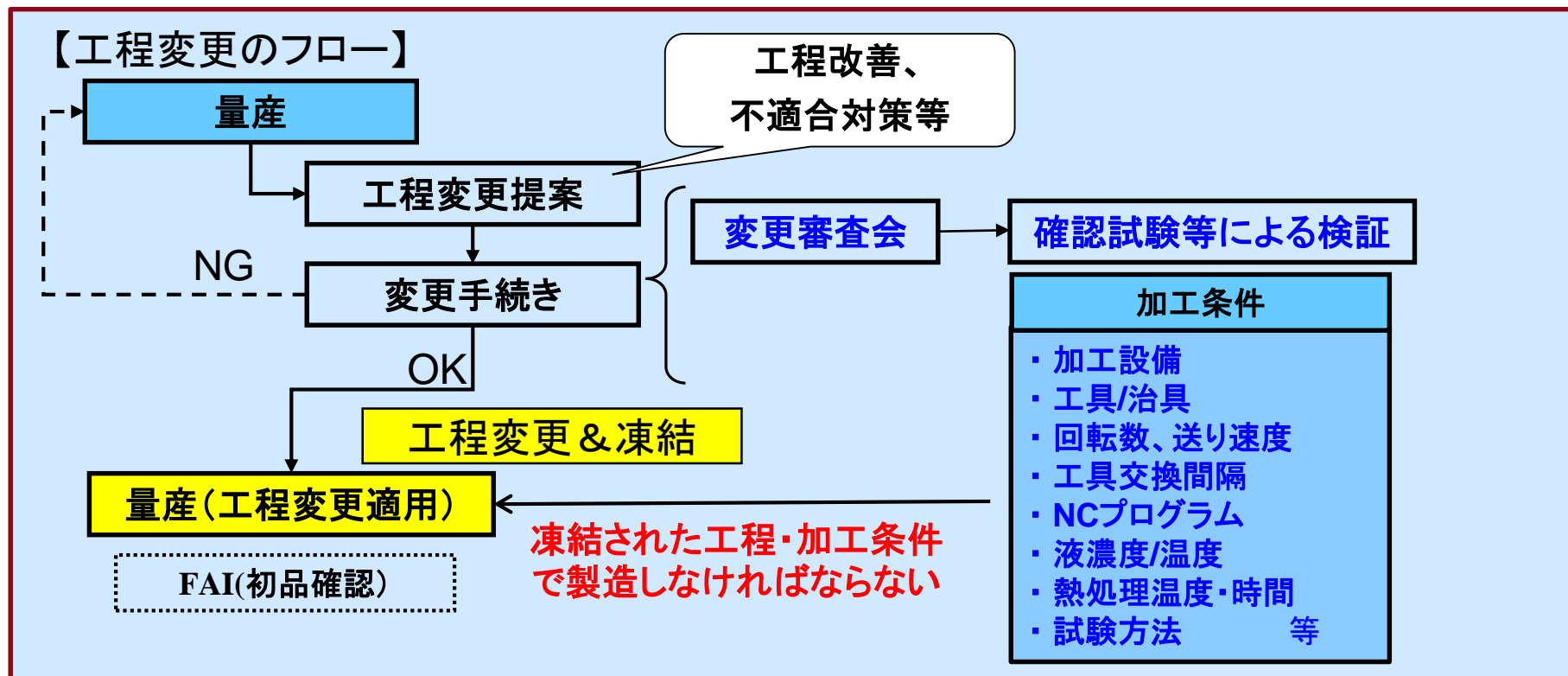
## 製造工程の凍結と変更管理 (1/2)

- ・部品製造では、確認試験等にて量産開始時に設定した**工程**(設備、加工条件、試験方法等)を**凍結**し、**継続して同じ工程で製造**することが要求される。
- ・工程・加工条件等は製造ドキュメントに明確に示し、継続して作業ができるようにする必要がある。



## 製造工程の凍結と変更管理(2/2)

- ・工程変更の際には、確認試験等で変更が適正であることを証明したうえで顧客の了解取得後に変更を適用する必要あり。
- ・30年以上に渡り運用される航空エンジンでは、長期間の継続生産と変更管理が必須。重要部品では40年間の品質記録の保管が要求される。



## 初品検査記録 (FAIR)

- ・量産初品、変更適用後の初品対し、検査記録を残し、顧客の承認が必要。
- ・原則として図面、スペック等の要求の全項目について検査を行い記録を提出する。(燃焼器の場合:約900項目、提出書類の厚さ 約30cm必要)

### Form-1: 部品の構成

AS9102 Rev A First Article Inspection  
Form 1: Part Number Accountability

1. Part Number	2. Part Name	3. Serial Number	4. FAI Report Number
5. Part Revision Level	6. Drawing Number	7. Drawing revision level	8. Additional Changes
9. Manufacturing Process Reference	10. Organization Name	11. Supplier Code	12. P.O. Number
13. Detail FAI <input type="checkbox"/>	14. Full FAI <input type="checkbox"/>	Baseline Part Number including revision level	
Assembly FAI <input type="checkbox"/>			

a) if above part number is a detail part only, go to Field 13  
b) if above part number is an assembly, go to the "INDEX" section below.

INDEX of part numbers or sub-assembly numbers required to make the assembly noted above.

21. Reviewed By \_\_\_\_\_ 22. Date \_\_\_\_\_  
23. Customer Approval \_\_\_\_\_ 24. Date \_\_\_\_\_

### Form-2: 素材、特殊工程、機能試験結果

Sheet 1 of \_  
Special Process(es), Functional

1. Part Number	4. FAI Report Number
2. Customer Approval Verification (Yes/No)	3. Certificate of Conformance number

Special Fields  
By Organization or Customer

or disposition.

### Form-3: 寸法、重量等の検査結果

### バルーン図: 各特性に吹き出しを付けた図面

Sheet 1 of \_

1. Part Number	2. Part Name	3. Serial Number	4. FAI Report Number
5. Part Revision Level	6. Drawing Number	7. Drawing revision level	8. Additional Changes
9. Manufacturing Process Reference	10. Organization Name	11. Supplier Code	12. P.O. Number
13. Detail FAI <input type="checkbox"/>	14. Full FAI <input type="checkbox"/>	Baseline Part Number including revision level	
Assembly FAI <input type="checkbox"/>			

a) if above part number is a detail part only, go to Field 13  
b) if above part number is an assembly, go to the "INDEX" section below.

INDEX of part numbers or sub-assembly numbers required to make the assembly noted above.

21. Reviewed By \_\_\_\_\_ 22. Date \_\_\_\_\_  
23. Customer Approval \_\_\_\_\_ 24. Date \_\_\_\_\_

これらに加えて

- ・工程記録
- ・部品、材料成績書
- ・特殊工程の認定記録
- ・切断評価等の記録
- ・不適合の記録

などが必要となります。

FAIR: First Article Inspection Report

## PPAP: Production Parts Approval Process

**Phase1**  
＜計画＞

PPAP対象外

各社設定の  
プロセスを実施

**Phase2**  
＜製品設計/開発＞

**Phase3**  
＜工程设计/開発＞

**Phase4**  
＜妥当性確認＞

**Phase5**  
＜継続生産＞

製品  
コンセプト

ハイレベル  
BOM

PPAP対象

予備  
リスク分析

図面

DFMEA

プロセス  
フロー図

PFMEA

管理計画  
(コントロールプラン)

梱包  
保管

FAIR

工程能力調査

MSA

・教訓  
(Lessons  
learned)  
・継続改善

製品開発における計画  
(製品コンセプト)～継続生産を  
5つのフェーズに分割  
(Phase1～5)

**PPAP**

PPAPファイル  
PPAP承認様式

関連  
文書

PPAP判定<-

・PPAPの再作成

却下  
(出荷不可)

暫定承認  
(条件付き  
出荷許可)

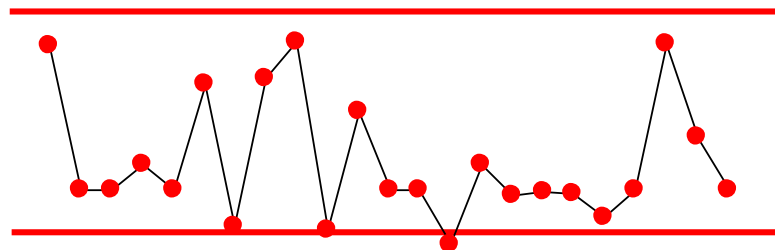
・適用されるAPQP活動  
・PPAP再提出

変更発生

**承認**

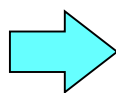
(出荷許可  
継続生産)

## 計測システムの評価(ゲージR&R)



製品の寸法を計測した場合

製品のばらつき？  
測定 のばらつき？



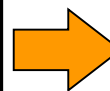
測定が適正であることを確認しないと  
正しい評価ができない

- ・安定した製品製造には**工程、製品をモニターする計測システム**が必須。
- ・計測器は通常、定期校正で精度等は確認されますが、さらに
  - ・何回測定しても同じ結果になるか？ (繰り返し性: Repeatability)
  - ・誰が測定しても同じ結果になるか？ (再現性: Reproducibility)が重要で、この評価方法として「**ゲージR&R**」が要求される。
- ・通常**3人×3回×10部品**で計測を行い統計ソフトにて評価する。

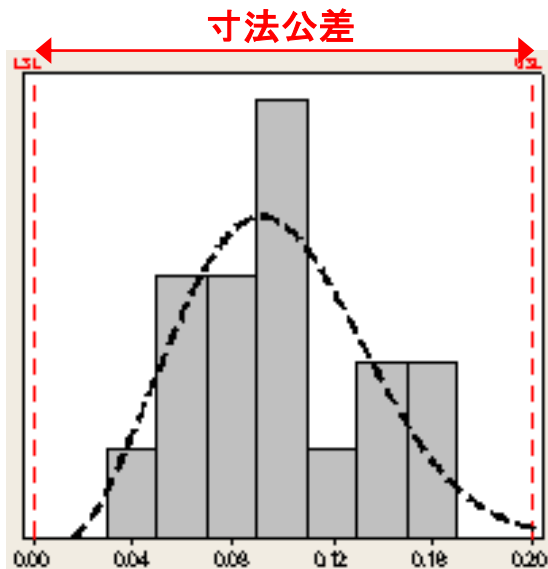
## 工程能力評価(Cpk)と改善

- ・不適合が発生すると大きな損失だけでなく最悪の場合人命に影響する。
- ・このため十分な工程能力が必要であり、**重要な部品には工程能力の評価と改善が要求される。**(寸法公差を満足するだけでは不十分)

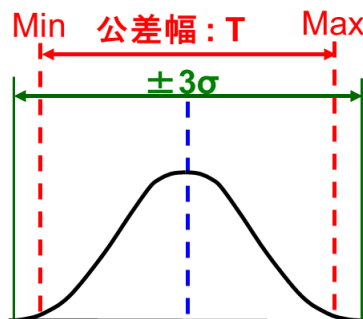
- ・ その工程でつくられる製品のバラつきの大きさ
- ・ 規格内の製品を継続して生産できる能力



工程能力指数Cp,Cpkで評価



Cp: 公差幅に対するバラつきの大きさ



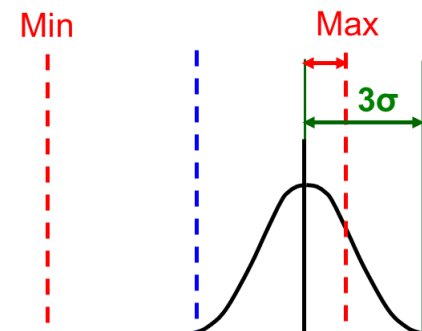
正規分布図

公差幅

$$Cp = \frac{T}{6\sigma}$$

σ: ばらつき

Cpk: 平均値からのズレを考慮



正規分布図

$$Cpk = \frac{(Max - Ave)}{3\sigma}$$

- ① 品質の良い製品を継続的にお客様に提供するための良い「プロセス」（手順、仕事のやり方、ルール）を作って、
- ② その「プロセス」とおり作業し、
- ③ そのプロセスを適切に維持・改善していく

こと

「プロセス」（手順、仕事のやり方、ルール）に従って、作業を実施し、**確実に記録に残す**ことが重要