

低レイノルズ数域における
環状タービン翼列特性

平成15年1月

松 沼 孝 幸

目 次

記号一覧	ix
第 1 章 序論	1
1.1 本章の概要	1
1.2 300kW セラミックガスタービンの研究開発	1
1.2.1 プロジェクトの概要	1
1.2.2 セラミックガスタービンにおける低レイノルズ数化問題	3
1.3 タービン翼列の空力特性に関する従来の研究	4
1.3.1 レイノルズ数の影響に関する研究	4
1.3.2 二次流れに関する研究	6
1.3.3 タービン翼列の非定常流れに関する研究	8
1.3.4 レイノルズ数に関する研究の復活	8
1.4 本研究の意義と目的	10
1.5 本論文の構成と内容	11
第 2 章 実験装置	23
2.1 実験風洞	23
2.2 タービン翼列	24
2.3 乱れ発生用閉塞板の特性	25

2.4	計測システム	25
2.5	5孔ピトー管	26
2.6	3孔ピトー管	26
2.7	熱線流速計	26
2.8	検定風洞	27
2.9	レーザードップラ流速計 (LDV)	27
2.10	LDVの不確かさ解析	27
第3章	境界層計算による遷移点・層流剥離点・再付着点 の位置とレイノルズ数との関係の予測	63
3.1	本章の概要	63
3.2	研究の背景	63
3.3	境界層計算プログラムの概要	64
3.4	計算結果と考察	67
3.5	本章のまとめ	70
第4章	低レイノルズ数域における環状タービン静翼の三次元流れ に与えるレイノルズ数と主流乱れ度の影響	75
4.1	本章の概要	75
4.2	研究の背景	75
4.3	実験条件	76
4.4	実験方法	77
4.5	実験結果と考察	79
4.5.1	入口境界層	79
4.5.2	レイノルズ数の影響	79
4.5.2.1	静翼入口流れへのレイノルズ数の影響	80
4.5.2.2	静翼負圧面側流れの可視化とレイノルズ数の影響	81
4.5.2.3	静翼出口流れへのレイノルズ数の影響	82
(A)	全圧損失分布	82

(B) 全圧損失（測定平均値）	83
(C) 全圧損失（測定平均値）とレイノルズ数相関	84
(D) 損失の測定値と損失予測式との比較	88
(E) 3次元流れの構造	89
(F) 3次元流れの半径方向分布	92
(G) 速度，流れ角，乱れ度（測定面の平均値）	93
(H) 静翼ウェークの詳細計測	94
(I) 静翼出口の壁面境界層の詳細計測	101
4.5.3 主流乱れ度の影響	104
4.5.3.1 静翼入口流れへの主流乱れ度の影響	104
4.5.3.2 静翼出口流れへの主流乱れ度の影響	105
(A) 全圧損失分布	105
(B) 全圧損失（測定面の平均値）	106
(C) 3次元流れの構造	107
(D) ミッドスパンにおける静翼ウェークの詳細計測	111
4.5.4 静翼出口の損失と流れ角（測定面の平均値）	112
4.6 本章のまとめ	114
4.6.1 レイノルズ数の影響	114
4.6.2 主流乱れ度の影響	115
第5章 環状タービン翼列の三次元流れに与えるチップクリアランス	
の影響と低レイノルズ数化の関係	255
5.1 本章の概要	255
5.2 研究の背景	255
5.3 実験条件	257
5.4 実験結果と考察	258
5.4.1 全圧損失へのチップクリアランスの影響とレイノルズ数の関係	258
5.4.1.1 全圧損失分布	258
5.4.1.2 全圧損失（測定面の平均値）	262

5.4.2	流れの構造へのチップクリアランスの影響とレイノルズ数の関係	264
5.4.2.1	二次流れベクトル分布による三次元流れの把握	264
5.4.2.2	流れの構造の変化	265
(A)	渦度分布	266
(B)	絶対速度分布	267
(C)	軸方向速度分布	268
(D)	静圧分布	269
(E)	周方向流れ角分布（ヨー角分布）	269
(F)	周方向流れ角分布（ヨー角分布）の質量流量平均値	270
(G)	半径方向流れ角分布（ピッチ角分布）	271
(H)	半径方向流れ角分布（ピッチ角分布）の質量流量平均値	272
5.4.3	全圧損失へのチップクリアランスの影響と主流乱れ度の関係	273
5.4.3.1	全圧損失分布	273
5.4.3.2	全圧損失（測定面の平均値）	276
5.4.4	流れの構造へのチップクリアランスの影響と主流乱れ度の関係	276
5.4.4.1	二次流れベクトル分布による三次元流れの把握	276
5.4.4.2	流れの構造の変化	277
(A)	渦度分布	277
(B)	絶対速度分布	278
(C)	軸方向速度分布	278
(D)	静圧分布	279
(E)	周方向流れ角分布（ヨー角分布）	279
(F)	周方向流れ角分布（ヨー角分布）の質量流量平均値	280
(G)	半径方向流れ角分布（ピッチ角分布）	281
(H)	半径方向流れ角分布（ピッチ角分布）の質量流量平均値	281
5.4.5	損失と流れ角へのチップクリアランスの影響（測定面の平均値）	282
5.5	本章のまとめ	283

第6章 低レイノルズ数域で作動する環状タービン動翼の ミッドスパンにおける非定常流れの解明	359
6.1 本章の概要	359
6.2 研究の背景	359
6.3 実験条件	360
6.4 実験方法	360
6.5 LDV データ解析方法	360
6.6 実験結果と考察	361
6.6.1 LDV 計測と他の計測方法の比較	361
6.6.2 絶対座標系と相対座標系での流れの軸方向分布	362
6.6.3 絶対座標系の時間平均流れ	363
6.6.4 相対座標系での時間平均流れ	364
6.6.5 絶対座標系での非定常流れ	364
6.6.6 相対座標系での非定常流れ	366
6.6.7 動翼表面の非定常流れ	370
6.6.8 乱れ成分とレイノルズ応力	370
6.7 本章のまとめ	374
第7章 環状タービン動翼ミッドスパンの非定常流れ に与えるレイノルズ数と主流乱れ度の影響	409
7.1 本章の概要	409
7.2 実験条件	409
7.3 実験方法	410
7.4 実験結果と考察	410
7.4.1 レイノルズ数の影響	410
7.4.2 主流乱れ度の影響	414
7.5 本章のまとめ	416

第8章 静翼ウエークと二次渦によって生じる環状タービン	
動翼まわりの非定常流れ	435
8.1 本章の概要	435
8.2 研究の背景	435
8.3 実験条件	436
8.4 実験方法	436
8.5 LDV データ解析方法	437
8.6 実験結果と考察	437
8.6.1 静翼出口での非定常流れ（絶対座標系と相対座標系からの観察）	437
8.6.2 静翼下流，動翼上流の非定常流れ（相対座標系からの観察）	441
8.6.3 動翼入口の非定常流れ	446
8.6.4 動翼内部の非定常流れ	449
8.6.5 動翼出口の非定常流れ	455
8.6.6 動翼下流の非定常流れ	459
8.6.7 動翼出口直後における非定常相対速度のピッチ方向分布	464
8.7 本章のまとめ	467
第9章 結論	519
9.1 本研究のまとめ	519
9.2 低レイノルズ数域におけるタービン翼設計への指針	522
9.3 今後の課題	524
参考文献	527
発表論文	541
付録1 タービン静翼・動翼の翼配置と座標データ	545

付録 2	タービン静翼出口の三次元流れの測定データ	619
付録 3	図表一覧	691
謝辞		707

記号一覧

CP_s 静圧

$$CP_s = \frac{P_s - P_{t_{in, \text{midspan}}}}{\frac{1}{2} \rho V_2^2}$$

CP_t 全圧損失 (分類の詳細は, 図 4.20 を参照)

$$CP_t = \frac{P_{t_{in, \text{midspan}}} - P_t}{\frac{1}{2} \rho V_2^2}$$

H 流路高さ (ハブ側壁面とチップ側壁面の距離)

H_B 翼高さ (ハブ側壁面と翼チップ部の距離)

H_{l2} 境界層の形状係数 ($H_{l2} = \delta_1 / \delta_2$)

k チップクリアランスの大きさ

P_s 静圧

P_t 全圧

Re レイノルズ数

S 翼ピッチ

Tu 乱れ度

Tu_{Abs} 絶対乱れ度 (平均絶対速度で無次元化)

Tu_{Rel} 相対乱れ度 (平均相対速度で無次元化)

V 速度

V_1 静翼入口ミッドスパンでの速度 (第4章, 第5章)

V_2 静翼出口での質量流量平均速度 (第4章, 第5章)

V_3	静翼出口ミッドスパンでの平均絶対速度 (第6章, 第7章)
V_4	動翼出口ミッドスパンでの平均相対速度 (第6章, 第7章)
V_5	静翼出口測定面での平均絶対速度 (第8章)
V_6	動翼出口測定面での平均相対速度 (第8章)
V_{Abs}	絶対速度
V_{Rel}	相対速度
V_r	半径方向の速度成分
V_z	軸方向の速度成分
V_θ	周方向の速度成分
\vec{V}_S	二次流れベクトル
x	周方向の座標
y	半径方向の座標
z	軸方向の座標
α	周方向流れ角 (ヨー角, 軸方向が 0 deg)
γ	半径方向流れ角 (ピッチ角, 外向き流れが正)
δ_l	境界層の排除厚さ
δ_2	境界層の運動量厚さ
A_z	乱れの積分尺度
τ	レイノルズ応力
ψ	相関係数

$$\psi = \overline{v_z' v_x'} / \left(\sqrt{\overline{v_z'^2}} \sqrt{\overline{v_x'^2}} \right)$$

ω_z	渦度 (軸方向成分, 反時計回りが正, 第4章, 第5章)
------------	-------------------------------

$$\omega_z = \left(\frac{\partial(rV_\theta)}{r\partial r} - \frac{\partial V_r}{r\partial \theta} \right) \frac{C_{midspan}}{\overline{V_z}}$$

ω_r	渦度 (半径方向成分, 時計回りが正, 第6章)
------------	--------------------------

$$\omega_r = \frac{\partial V_z}{\partial x} - \frac{\partial V_x}{\partial z}$$

補助記号

<i>in, out</i>	静翼の入口, 出口での値
<i>tip, hub</i>	チップ側 (翼先端側), ハブ側 (翼根元側)
<i>Abs, Rel</i>	絶対流れ, 相対流れ
<i>NZ, RT</i>	静翼, 動翼
<i>NA, NR</i>	絶対流れの垂直方向, 相対流れの垂直方向
<i>SA, SR</i>	絶対流れ方向, 相対流れ方向
-	半径方向への質量流量平均 (第 4 章, 第 5 章)
-	位相固定アンサンブル平均 (第 6 章)
=	測定面 (半径および周方向) の質量流量平均
- <i>Re</i>	各レイノルズ数での値の平均
- <i>ta, -tr</i>	絶対座標系, 相対座標系での時間平均
- <i>xa, -xr</i>	絶対座標系, 相対座標系での周方向平均
~, '	周期変動成分, 乱れ成分 (瞬時変動成分)

第 1 章

序 論

1.1 本章の概要

タービン翼列は、発電用ガスタービンや航空推進用ジェットエンジンの主要な構成要素である。本研究は、低レイノルズ数域においてタービン翼列の空気力学的特性がどのように変化するかを主題にしている。

本章では、研究の背景および本論文の概要について説明する。まず 1.2 節で、本研究が実施されたプロジェクト「300kW 級セラミックガスタービンの研究開発」の概要とタービン翼列の問題点を説明する。1.3 節には、タービン翼列に関する従来の研究をレビューする。1.4 節では、本研究の意義と目的について述べ、1.5 節では、次章以下の本論文の構成と内容を説明する。

1.2 300kW 級セラミックガスタービンの研究開発

本研究は、セラミックガスタービンの研究開発プロジェクトの一環として実施された。ここでは、プロジェクト全体の概要と、タービン翼列での低レイノルズ数化の問題について説明する。

1.2.1 プロジェクトの概要

通商産業省 工業技術院（現 独立行政法人 産業技術総合研究所）は、ニューサンシャイン計画の一環として、コージェネレーション用および可搬式発電用 300kW 級セラミックガスタービンの研究開発を 1988 年 10 月から 1999 年 3 月まで

の11年間計画で行った(Arakawaら, 1997)。本プロジェクトは、耐熱材料であるセラミックスを採用した小型ガスタービンを開発して、大幅な熱効率の向上を図ろうとするものである。

ガスタービンは小型・軽量で、低 NOx, 低騒音, 低振動などの優れた特徴を持ち、石油・天然ガスなどの多種燃料を利用できることから、石油代替エネルギーを用いる低環境負荷型の熱機関として期待されている。また、小型・中型のガスタービンは、省エネルギーを達成できるコージェネレーションなどの分散型エネルギーシステムの中核エンジンとしての利用が望まれている。しかし、小型ガスタービンには、熱効率が低いという大きな欠点がある。一般に、タービン入口温度を高温化すれば、熱効率を向上させることができる。大型ガスタービンでは、タービン翼列の内部に冷却構造を採用することによって、タービン入口温度を高温化し、熱効率を向上させてきた。しかし、小型ガスタービンでは、タービン翼に冷却構造を用いることが困難であり、タービン入口温度を上げられないために、熱効率が極めて低くなってしまふ。300kW 級の金属製ガスタービンでは、タービン入口温度は 900℃程度に制限され、熱効率は 15%~20%程度に留まっている。この熱効率の低さが、小型ガスタービンの普及を妨げる原因になっていた。そこで、本プロジェクトでは、高温に曝される部分に耐熱性に優れたセラミック材料を使用することによって、無冷却でタービン入口温度を高温化して、熱効率を飛躍的に向上させることを目指した。

表 1.1 に、300kW 級セラミックガスタービンの研究開発の目標を示す。表 1.1(a) に示すように、タービン入口温度を 1,350 度まで高温化することによって、熱効率 42%以上の高効率ガスタービンの開発することを目標にした。また、セラミックスをガスタービンという高信頼性の求められる回転機械に利用するためには、表 1.1(b)のような強度を満たすセラミック部品を開発する必要がある。

図 1.1 に、300kW 級セラミックガスタービンの研究開発体制を示す。本プロジェクトは、通商産業省工業技術院ニューサンシャイン計画推進本部、新エネルギー・産業技術総合研究機構 (NEDO)、国立研究所の連携により推進された。実機の技術開発は、NEDO から委託を受けたエンジンメーカーおよびセラミックメーカーが担当した。開発された3つのセラミックガスタービン CGT301, CGT302,

CGT303 の概念図とタービン翼列の写真を図 1.2～図 1.7 に、それぞれのエンジンの仕様を表 1.2 に示す。著者の所属した通商産業省 工業技術院 機械技術研究所（現 独立行政法人 産業技術総合研究所）は、セラミックガスタービンの構成要素である高温高速ロータ、燃焼器、再生器などの基礎的特性を調べ、CGT 各構成要素に対する評価技術を確立する役割を担っていた。

1.2.2 セラミックガスタービンにおける低レイノルズ数化の問題

表 1.3 に、各セラミックガスタービンの基本設計から計算したレイノルズ数を示す。レイノルズ数の代表長さとしてミッドスパンでの翼弦長を用いている。表 1.3(a)には翼列入口流れを基準としたレイノルズ数 Re_{in} 、表 1-3(b)には翼列出口流れを基準としたレイノルズ数 Re_{out} がまとめられている。一般にタービン翼列では出口流れを基準としたレイノルズ数を用いるが、実験時には調整のしやすい入口流れを基準としたレイノルズ数を用いるため、2つのレイノルズ数を併記した。なお、CGT303 のガス発生タービン（高圧タービン、第1段タービン）のレイノルズ数は記入されていないが、これはタービンがラジアル型であり、軸流タービンと流れ場が違うことから、研究対象から除いたためである。

表 1.3 から、300kW セラミックガスタービンのレイノルズ数は 10^4 オーダとなることが分かる。特にパワータービン（低圧タービン、第2段タービン）側でレイノルズ数が低く、入口流れ基準のレイノルズ数 Re_{in} は 6×10^4 程度、出口流れ基準のレイノルズ数 Re_{out} は 11×10^4 程度にまで低下している。これは、従来のガスタービンのレイノルズ数が $10^5 \sim 10^6$ オーダであることと比較して、1桁以上低い値である。レイノルズ数の低下は、タービン入口温度の高温化に伴う作動流体の密度の低下、粘性係数の増加、比出力の増加に伴うタービン翼列の小型化によって引き起こされる。このような低レイノルズ数域では、翼表面の境界層流れが剥離して、タービン翼列の空力特性が大幅に悪化することが予測される。

また、セラミックガスタービンのタービン翼列は、前述の図 1.3、図 1.5、図 1.7 で見たように、アスペクト比（翼高さ／翼弦長）が 0.33～1.48 の低アスペクト比翼列である。低レイノルズ数域では壁面境界層の発達が著しいため、壁面近傍で二次流れの影響も大きくなり、翼列内部の流れが複雑な3次元流れになると考え

られる。

1.3 タービン翼列の空力特性に関する従来の研究

ここでは、タービン翼列の流れを扱った様々な研究の経緯と主な成果について、項目を分けてレビューする。

1.3.1 レイノルズ数の影響に関する研究

タービン翼列の性能に関する初期の研究では、実機のタービン翼列の要素試験において動力計によりタービン効率を求めること、あるいは、直線翼列（2次元翼列）を用いて翼列後流の圧力測定から形状損失（翼列表面の境界層の発達による損失）を求めることによって、様々なパラメータと損失の関係を調べる研究が多かった。その中で、レイノルズ数の影響についても考察されてきた。

周知の通り、レイノルズ数は、流れの慣性力と粘性力の比を表す無次元量であり、流体力学全般において重要なパラメータとなる。したがって、タービン翼列へのレイノルズ数の影響に関する研究はガスタービンの開発当初から実施されており、非常に古い研究課題である。ここでは、1950年代から1960年代に行われた研究の概要をまとめる。

英国 National Gas Turbine Establishment (NGTE) の Ainley ら (1951) は、数多くのタービン翼列の効率測定を行い、損失の予測法を提案した。この損失予測法は、ガスタービンの性能を予測する最も良く知られた経験式であり、現在でもタービンの初期設計段階で広く利用されている。この予測式の中で、レイノルズ数の影響は、 $Re_{out} = 2 \times 10^5$ での損失値を基準として、-0.2 乗に比例するという関係で示されている。この論文では、「低レイノルズ数域 (5×10^4 以下) では-0.2 乗の相関式よりも損失の増加が大きくなると予想される」ということも指摘されている。

Schlichting (1959) および Schlichting ら (1966) の圧縮機とタービンの翼列流れのレビューでは、ドイツの国内誌で発表されたタービン翼列の実験データを引用して、レイノルズ数の低下によって形状損失が増加する様子を紹介している。

NASA の Stewart ら (1960) は、平板や翼列での基礎的な境界層の測定結果から、

境界層特性と損失や翼形状との関係を考察した。この中で、レイノルズ数の影響は、レイノルズ数の-0.2 乗に比例すると述べている。その後、同じ研究グループの Holeski ら (1964) は、NASA で行った 10 種類の軸流タービンの効率測定から、レイノルズ数の影響を調べた。レイノルズ数 (軸流速度と翼高さを基準) が 2×10^5 以下になると損失が増加するが、 2×10^5 以上ではレイノルズ数の影響は無視できるほど少ないという結論を出した。また、タービン翼列の損失は静翼スロート部の面積の-0.165 乗に比例する、という経験式を提案している。

Smith (1965) は、Rolls-Royce 社での実験データをもとにして、図 1.8(a)に示すような流量係数と負荷係数に対するタービン効率の相関関係をまとめた。この図は「スミス・チャート」として良く知られ、タービン翼列の設計段階での効率予測に利用されている。Smith は、レイノルズ数 (翼弦長と軸流速度が基準) の影響について、Conway タービン (Boeing707 などに利用された航空機用ターボファンエンジン) における効率測定の結果 (図 1.8(b)) を示し、レイノルズ数が 1.5×10^5 以上では効率が一定でレイノルズ数の影響はなく、 1.5×10^5 以下では 1%程度の効率の低下が見られることを明らかにした。Smith は、「実機の Conway タービンではレイノルズ数 10^5 以下で運転することはないので、レイノルズ数の影響は無視できる」と述べている。図 1.8(b)に矢印を記入したように、従来のガスタービンのレイノルズ数は、効率低下のない高レイノルズ数側 (右側) であるが、300kW 級セラミックガスタービンのレイノルズ数は、効率低下が起こる低レイノルズ数側 (左側) に対応している。

Horlock のテキストブック “Axial Flow Turbine” (1973) では、前述の Ainley の相関式とともに、MIT の Soderberg が 1949 年に提案した損失予測式が紹介されている。Soderberg の相関式において、損失はレイノルズ数の-0.25 乗に比例するとなっていて、Ainley の値 (-0.2 乗) とは少し異なっている。Schlichting の “Boundary Layer Theory” (1979) では、実験データをもとにして「高レイノルズ数で剥離がない場合は、損失はレイノルズ数の-0.2 乗に比例する。低レイノルズ数では剥離によって大きな損失が起こる」と書いている。Cohen らの “Gas Turbine Theory” (1996) でも、Ainley の相関式が掲載され、損失がレイノルズ数の-0.2 乗に比例すると説明されている。

これらのレイノルズ数の影響に関する研究は、2次元翼列の入口と出口での全圧測定から損失（形状損失）を求める方法、あるいは動力計によりタービン効率を求める方法という、全体的な傾向を求める方法によって求められている。したがって、レイノルズ数の影響は、形状損失あるいは効率に関する検証のみに偏り、流れ場に与えるレイノルズ数については、ほとんど調べられなかった。

以上のように、研究者によって多少の違いがあるものの、大部分は、

- ・ 損失や効率に対するレイノルズ数の影響は、レイノルズ数の -0.2 乗に比例する。
- ・ 高レイノルズ数では、レイノルズ数の影響が非常に少なくなる。

という結論にまとめられる。「損失はレイノルズ数の -0.2 乗に比例する」ということは、平板上の乱流境界層の厚さがレイノルズ数の -0.2 乗に比例して発達することと併せてみれば、物理的にも妥当な考えである。

1960年代の研究で、低レイノルズ数域では剥離が発生して性能が悪化することが指摘されていたが、通常的大型ガスタービンは、レイノルズ数が $10^5 \sim 10^6$ オーダーの高レイノルズ数範囲で作動していて、低レイノルズ数流れの問題は起こらない。ガスタービンの開発も大型化の傾向で発達していたので、1970年代以降に入ると、レイノルズ数の影響に関する研究は、あまり見られなくなった。

1.3.2 二次流れに関する研究

タービン翼列内部のチップ側とハブ側の壁面近くの領域では、境界層の影響で二次流れが発生し、非常に複雑である。図1.9に、これまでに発表されてきたタービン翼列内部の二次流れの概念図をまとめる。

二次流れの研究は、1950年代から始まっている。図1.9(a)に表現されるような古典的な二次流れ渦体系が、Hawthorne (1954)によって初めて示された。入口に渦度がある流れが翼列で曲げられる際に、その渦体系は流れ方向の渦度成分となって現れる。いわゆる流路渦 (Passage Vortex) は、二次循環 (曲がった流路を通過する際に入口境界層の渦糸のねじれとして発生する) の分布として表される。また、後縁での渦シートは、次の2つから構成される。

- ・ 後流の糸状渦 正圧面側と負圧面側での速度差で、入口の渦糸が拡張されることにより発生する。

・ 後流流れ渦 翼周りの循環がスパン方向に変化することにより発生する。これらの後縁渦の回転は、流路渦の反対方向になっている。

このような古典的なモデルに基づいた二次流れの理解は、1970年代初めまで続き、Horlock (1973) の教科書でも図 1.9(b)を用いて二次流れを説明している。1960年代は、二次流れ損失と翼形状の様々なパラメータの関係を調べて、相関式を求める研究が行われた。Lakshminarayana ら (1963) は、二次流れ損失の予測式を調査し、独自の損失予測式を提案した。その後、Dunham (1970) も、数多くの二次流れ損失の予測式を比較して妥当性を調べたが、結論には「二次流れ損失の予測はまだ達成できていない」と述べ、二次流れ損失の経験式を求めることが限界に達し、詳細な流れの計測によって新しい3次元境界層理論によるアプローチをする必要があることを指摘した。

1970年代に入ると、二次流れを詳しく調べる実験が盛んに行われた。平面上の円柱前に壁面境界層の巻き上がり、馬蹄渦 (Horseshoe Vortex) が起こることはよく知られた現象であるが、タービン翼列の内部流れに対する馬蹄渦の重要性が認識されたのは、1970年代後半になってからである。Klein (1966) が、タービン翼列での馬蹄渦の存在を初めに指摘したが、ほとんど関心を持たれなかった。従来から行われているタービン翼列の上流と下流の計測に限定した計測方法に対して、Langston ら (1977) は、タービン翼列内部流れの計測と油膜法による翼表面流れの可視化によって、二次流れと前縁馬蹄渦の役目を詳細に解析した。図 1.9(d)に、Langston (1980) の二次流れモデルを示す。その後も、Sieverding ら (1983) によるスモークワイヤ法による可視化による渦の観察 (図 1.9(e)) や、Hodson ら (1987) による油膜法による可視化と後流の三次元流れのトラバース計測などが行われた。この時期の二次流れ研究のレビューは、Sieverding (1985) にまとめられている。図 1.9(f)は、Sharma ら (1987) が様々な文献を参考にして描いた図であり、図 1.9(g) は、Goldstein ら (1988) が光シート法による可視化結果をもとに描いた図である。1990年代に入っても二次流れに関する実験が行われ、流路渦、馬蹄渦、コーナー渦などの二次流れの構造が明らかになりつつある (図 1.9(h)~(k))。タービン翼列前縁部の渦構造は、大部分が流れの可視化から確認されたもので、その微細な構造ゆえにプローブによる圧力場や速度場の定量的な計測によっては未だに捉えら

れていない。現在でも、二次流れ損失は、「理解するのが難しくかつ予測が困難な損失」(武石, 2001) となっているので、今後も二次流れに関する研究が続くと考えられる。

1.3.3 タービン翼列の非定常流れに関する研究

タービン翼列の流れは、静止翼列と回転翼列の空気力学的干渉（動静翼干渉）によって、複雑な非定常流れになっている。タービン翼列の研究では、長い間、単独の翼列の定常流れを対象としてきたが、計測技術の進歩に伴って1980年代から、非定常流れの研究が盛んになった。Joslynら(1983)は、ホットフィルムと高応答圧力センサを用いて、動翼と静翼の出口流れを測定した。sharmaら(1992)は動翼出口の全圧損失を測定し、CFDの結果と比較した。Gallusら(1994)は、3次元ホットワイヤで動翼出口の速度分布を調べた。このように動翼出口の流れを静止系から非定常流れを計測する研究は、数多く行われてきた。また、タービン翼列に近い圧力勾配を有する平板を用いて、上流の変動流れが平板の境界層流れに及ぼす影響を精密に計測する実験も、Funazaki(1996)、Louら(2000)などによって行われている。

しかし、計測の困難さから、回転するタービン動翼内部の非定常流れを計測した報告は非常に少なく、ドイツ航空研究所(DLR)、ユナイテッドテクノロジー研究センター(UTRC)、Allison/Calspan、ペンシルベニア州立大学の5つが主な研究グループである。ドイツ航空研究所グループは、レーザー2焦点流速計(L2F)を用いて、タービン動翼ミッドスパンの流れ(Binder, 1985, Binderら, 1985)と動翼入口部分の流れ(Binderら, 1987)を測定した。ケンブリッジ大学グループは、熱線流速計を動翼とともに回転させて、動翼ミッドスパンの流れ(Hodson, 1985)を測定した。ユナイテッドテクノロジー研究センターのグループは、動翼の表面圧力と動翼出口速度(Dringら, 1982, Joslynら, 1983)を測定した。Allison/Calspanグループは、動翼ミッドスパンの表面圧力(Raoら, 1992)を測定した。ペンシルバニア州立大学グループは、レーザードップラ流速計(LDV)によって動翼ミッドスパンの流れ(Zaccariaら, 1995)を測定した。それらの計測結果では、測定点数が不十分であるため、動翼内部での静翼ウェークを詳細に把握するまでに至っ

ていない。近年では、タービン動翼の非定常流れに関する数値計算も盛んに行われており (Luo ら, 1997, von Hoyningen-Huene ら, 2000, Casciaro ら, 2000), 数値解析結果の検証用として利用できる高精度かつ高分解度の実験データが求められている。

1.3.4 レイノルズ数に関する研究の復活 (低レイノルズ数問題の発生)

タービン翼列に対するレイノルズ数の影響は, 1.3.1 項で述べた通り, ガスタービン開発の初期段階で調べられた古い研究課題であった。大型ガスタービンでは, レイノルズ数が極めて高く, 翼表面の流れは翼前縁部ですぐに層流から乱流に遷移するため, 全て乱流境界層と見なすことができ, レイノルズ数の影響は無視できるほど少ないと考えられていた。

しかし, 1990 年代後半になってから, タービン翼列特性に与えるレイノルズ数の影響に関する研究が, 再び報告されるようになってきた。この理由は, ガスタービン産業に「タービン翼列の低レイノルズ数化問題」が発生したためである。産業用ガスタービンの分野では, 省エネルギーを目指した分散型電源の中心となるエンジンとして, コージェネレーション用の中型・小型ガスタービンの開発が進められている。1.2.2 節で述べたように, 300kW 級セラミックガスタービンでは, 小型化とタービン入口温度の高温化によって, 従来の金属製の大型ガスタービンと比較して, レイノルズ数が1桁以上も低下してしまう。一方, 航空用ジェットエンジンの分野でも, 小型ガスタービンを高い高度で作動させる場合に, 大気密度が低下することが原因で, レイノルズ数が 10^4 オーダにまで低下することが指摘された。Van Treuren (2002) によると, 航空業界で強い興味を持たれているレイノルズ数 (翼負圧面側の表面長さとして出口速度を基準) の範囲は, 2.5×10^4 から 15×10^4 の間である。

Murawski ら (1997), Murata ら (1997), Schulte ら (1998) は, タービン動翼形状の直線翼列でレイノルズ数の影響を調べ, レイノルズ数の低下によって全圧損失が急増することを明らかにした。Boyce ら (1998) は, タービン静翼形状の直線翼列でレイノルズ数の影響を調べた。低レイノルズ数での剥離を防ぐために, Lake ら (1999) は翼負圧面上にディンプルを作成する方法, Bons ら (2002) は翼負圧

面側からジェットを吹き出す方法を用いて、境界層を乱流促進することを検討した。これらの研究は、直線翼列を用いた2次元流れの実験であるので、より実際のタービンに近い環状翼列で3次元流れを調べる必要がある。数値解析が急速に発達している現在においても、境界層の剥離や遷移を伴う低レイノルズ数流れに対して、精度の高い計算コードを開発するのは難しいので (Halstead ら, 1997), 3次元 CFD モデルの検証を行うための実験データが求められている。

1.4 本研究の意義と目的

近年開発が盛んに進められている産業用および航空用の小型ガスタービンでは、タービン翼列の低レイノルズ数化の問題が避けて通れない重要な課題となっている。高性能な小型ガスタービンを開発するためには、タービン翼列内部の3次元流動を詳細に把握し、低レイノルズ数域で発生が予測される翼負圧面側の剥離や二次渦の増大などの現象を理解する必要がある。同時に、低レイノルズ数流れ用の数値解析コードを発達させるためにも、数値計算結果の検証に利用できる信頼性の高い実験データが求められている。しかし、低レイノルズ数域の実験データは、直線翼列の2次元流れのデータのみで、環状翼列の3次元流れのデータは皆無である。小型ガスタービンでは、300kW 級セラミックガスタービンの写真で見たように、翼弦長に対して翼高さの割合が低い「低アスペクト比翼列」の形状となる傾向が強いことから、壁面近くでの二次渦の影響が大きいと考えられるので、3次元流れの実験データが不可欠である。

本研究の目的は、低レイノルズ数域での環状タービン翼列の空気力学特性を調べることである。低速の環状翼列風洞の測定部に取り付けた単段タービン（1組の静翼と動翼で構成）の流れを、5孔ピトー管、熱線流速計、レーザードップラ流総計などの計測方法を駆使することによって詳しく調べる。レイノルズ数の影響に加えて、主流乱れ度やチップクリアランスの影響についても考察する。さらに、動翼と静翼の干渉を含む非定常流れの測定も行い、低レイノルズ数域での剥離、二次渦、翼後縁ウェークなどの複雑かつ非定常な挙動を解明する。

1.5 本論文の構成と内容

本論文の次章以降の内容は、次の通りである。

第2章では、本研究に用いた実験装置と解析方法について説明する。低速環状翼列風洞、風洞測定部に設置するタービン静翼とタービン動翼の仕様、計測システムの概要、レーザードップラ流速計などについて述べるとともに、流れの解析方法の説明も行う。

第3章では、実験対象となるタービン翼列形状に、境界層の遷移・剥離の経験式を適用して、翼負圧面側の流れの境界層計算を行い、遷移・剥離・再付着の挙動について検討した。この境界層計算から、レイノルズ数が 10^4 オータに低下すると、剥離領域が大きく発達することを把握する。

第4章では、低レイノルズ数域で作動する環状タービン静翼の3次元流れを測定し、全圧損失および流れの構造に及ぼすレイノルズ数と主流乱れ度の影響を解明する。レイノルズ数が低下すると、翼負圧面側の剥離が発生することによる形状損失の増加と、壁面近くの二次渦が強くなることによる二次損失の増加が起こり、全圧損失が急増することを示す。一方、主流乱れ度の影響は、レイノルズ数に比べて少なく、低レイノルズ数域では、レイノルズ数が流れを支配する重要なパラメータであることを明らかにする。

第5章では、チップクリアランス流れと低レイノルズ数化の関係を調べる。環状タービン翼列で、チップクリアランス（翼先端隙間）がある場合とない場合の2種類の条件で、レイノルズ数を変えた実験を行い、チップクリアランス流れの存在が流れ場に与える影響が、レイノルズ数の低下によってどのように変化するかを検討する。レイノルズ数が低下するとチップクリアランス流れが全圧損失分布と3次元流れの構造に変化をもたらすが、測定面全体のチップクリアランス損失は、レイノルズ数が変わっても一定であることを示す。

第6章では、低レイノルズ数域におけるタービン動翼ミッドスパンでの流れを、レーザードップラ流速計（LDV）を用いて計測し、上流側のタービン静翼の流れが下流側のタービン動翼の流れに与える空気力学的な影響（静動翼干渉）を調べる。詳細な測定データを、絶対座標系と相対座標系の両方から解析し、時間平均

流れと非定常流れ，およびそれらの差から変動流れ成分を求めるなどして，様々な解析を試みた。タービン静翼のウェーク（後流）が，動翼上流で動翼周りの速度分布によって弓状にねじ曲げられながら動翼内部に流入し，動翼下流で動翼負圧面側の剥離領域や動翼ウェークと干渉して，複雑な非定常流れを発生させることを示す。

第7章では，第6章で述べたタービン動翼ミッドスパンの流れに対するレイノルズ数と主流乱れ度の影響を説明する。レイノルズ数が低下するほど，静翼や動翼のウェークが急増するとともに，動翼負圧面側での剥離が上流側から発生して剥離領域が増える。また，レイノルズ数が低下するほど流れの非定常性が強くなることも示す。一方，主流乱れ度の影響は，レイノルズ数の影響ほど顕著ではなく，翼後縁直後でのウェーク形状は主流乱れ度が変わっても変化が見られなかったが，下流に流れる際にウェークが誘起する非定常変動は，主流乱れ度が高いほど少なくなることを示す。

第8章では，低レイノルズ数域におけるタービン動翼全体の非定常流れを計測する。静翼のウェークと二次渦が動翼内部の流れに与える影響を捉え，それらと動翼内部の剥離領域，動翼後縁のウェーク，流路渦やチップクリアランスからの漏れ渦との非定常干渉を解明する。

第9章では，本研究の成果をまとめ，低レイノルズ数域におけるタービン翼列の設計指針および今後の課題について述べる。

表 1.1 300kW セラミックガスタービンの研究開発の目標

(a) Ceramic Gas Turbine

Items	Goals
Thermal Efficiency of Engine	42 % or higher
Turbine Inlet Temperature	1,350 °C
Output Power	300 kW Class
Emission Characteristics	Meet present regulations

(b) Ceramic Components

Items	Goals
Minimum Guaranteed Strength at High Temperature (1,500 °C)	400 MPa or higher
Weibull Modulus (Reference Value)	20 or higher
Fracture Toughness (at Room Temperature)	8 MPa·m ^{1/2} or higher

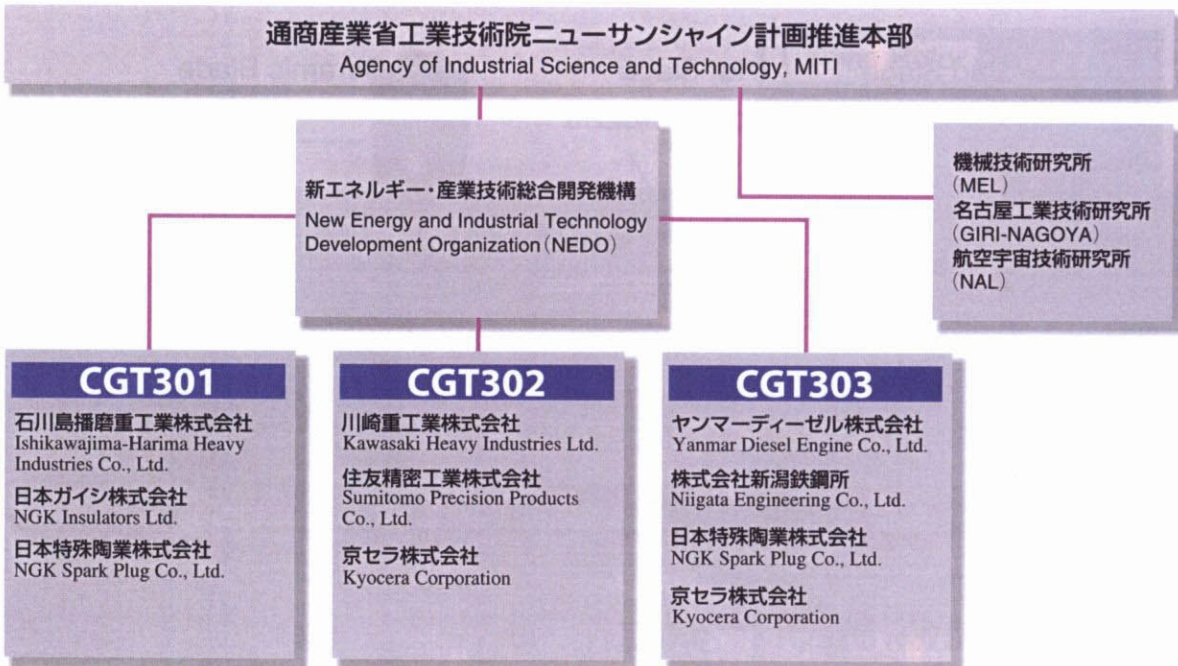


図 1.1 300kW セラミックガスタービンの研究開発体制 (セラミックガスタービン技術開発研究会, 1999)

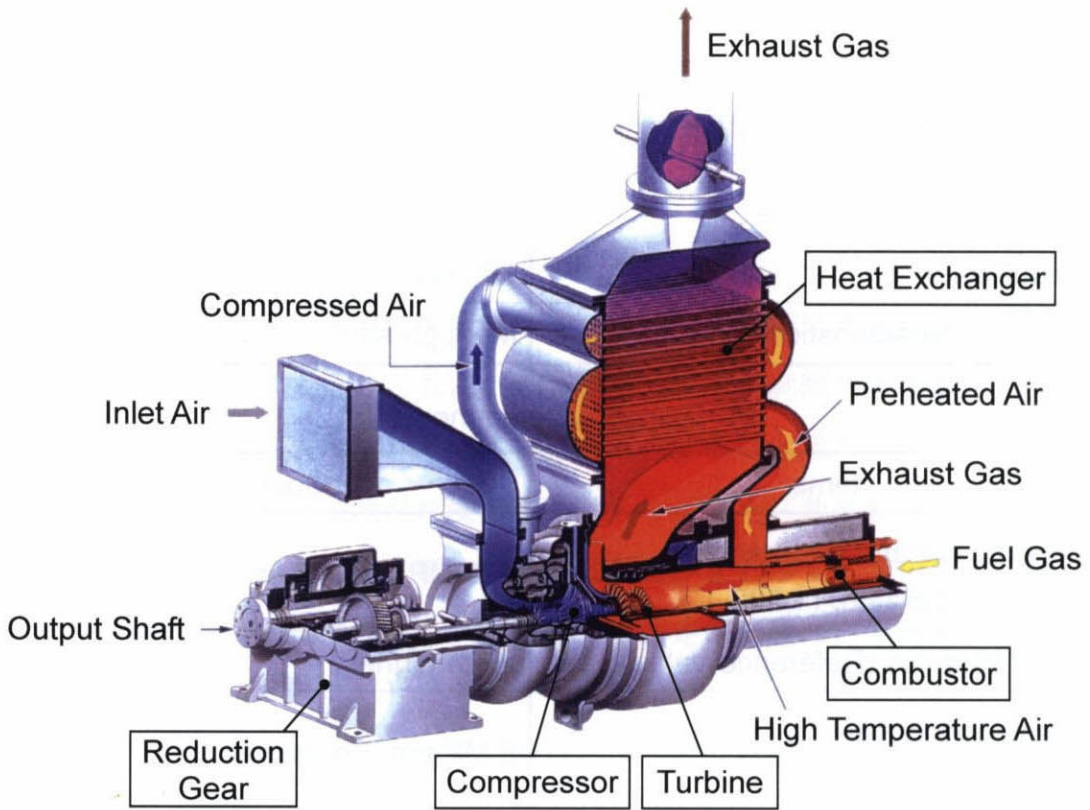
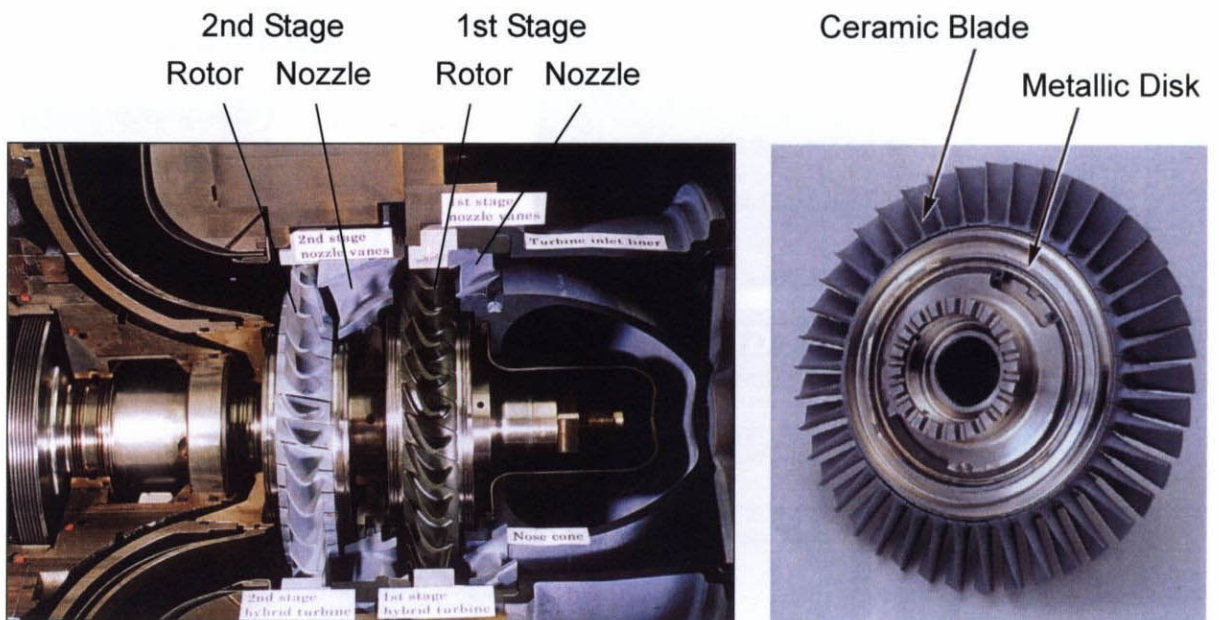


図 1.2 300kW セラミックガスタービン CGT301 の概念図



(a) カットモデル

(b) ハイブリッドタービン翼列

図 1.3 CGT301 のカットモデルとタービン翼列

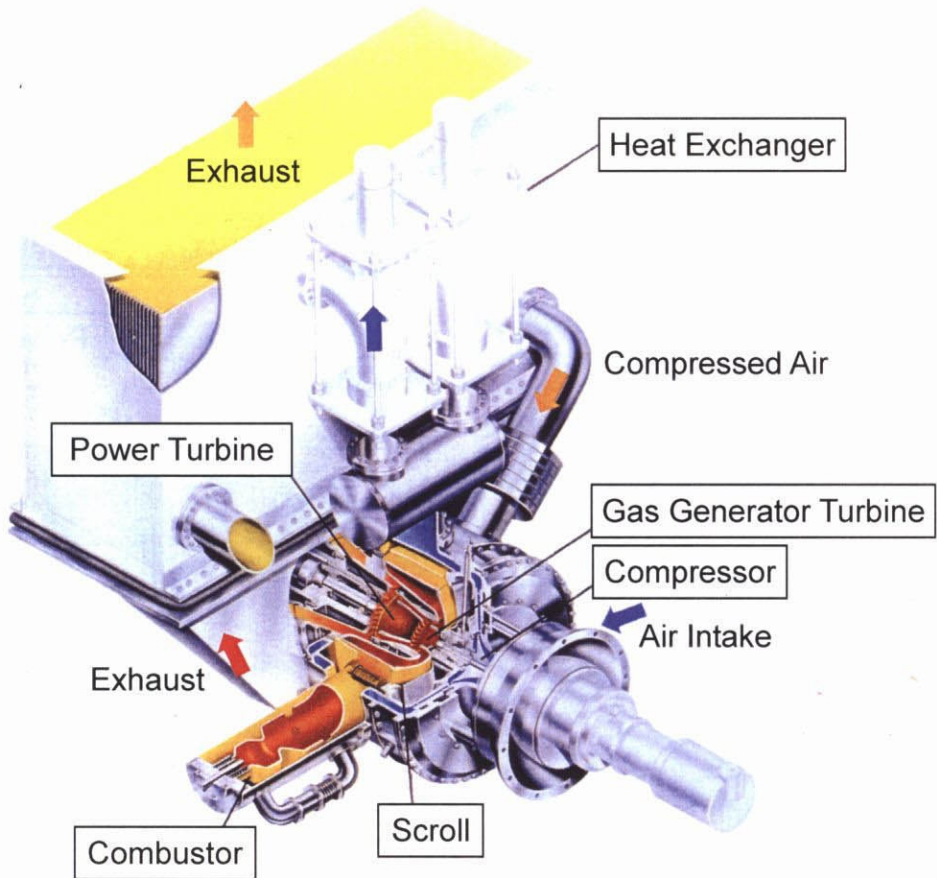
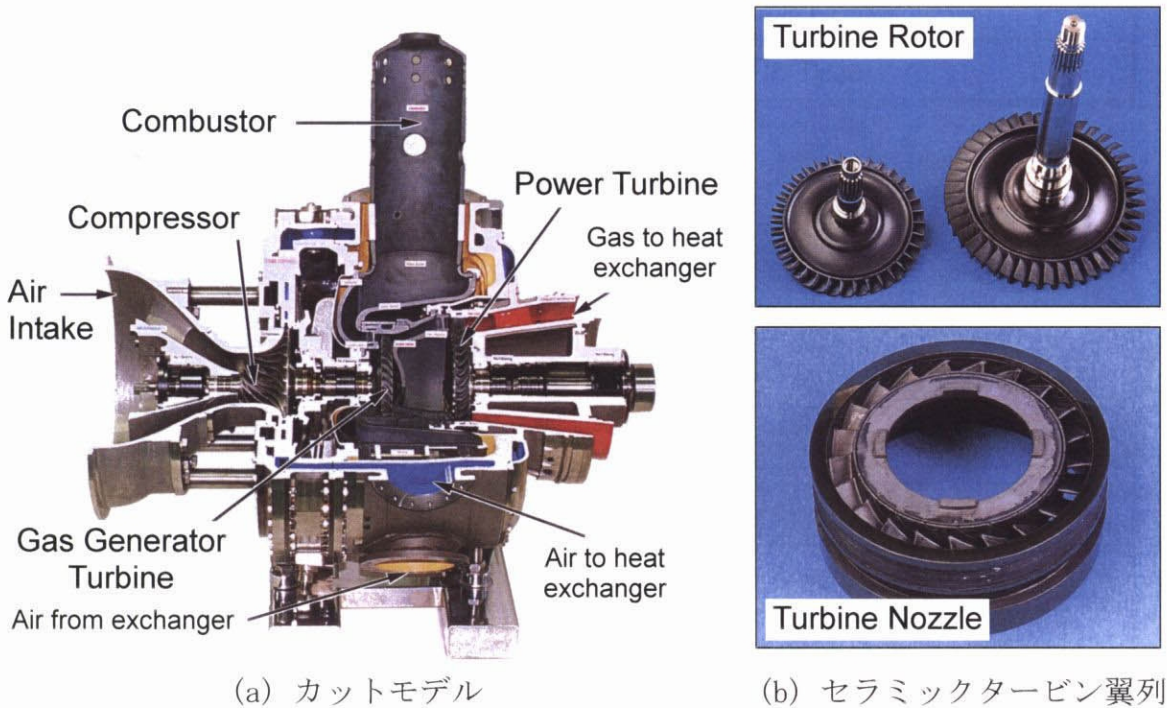


図 1.4 300kW セラミックガスタービン CGT302 の概念図



(a) カットモデル

(b) セラミックタービン翼列

図 1.5 CGT302 のカットモデルとタービン翼列

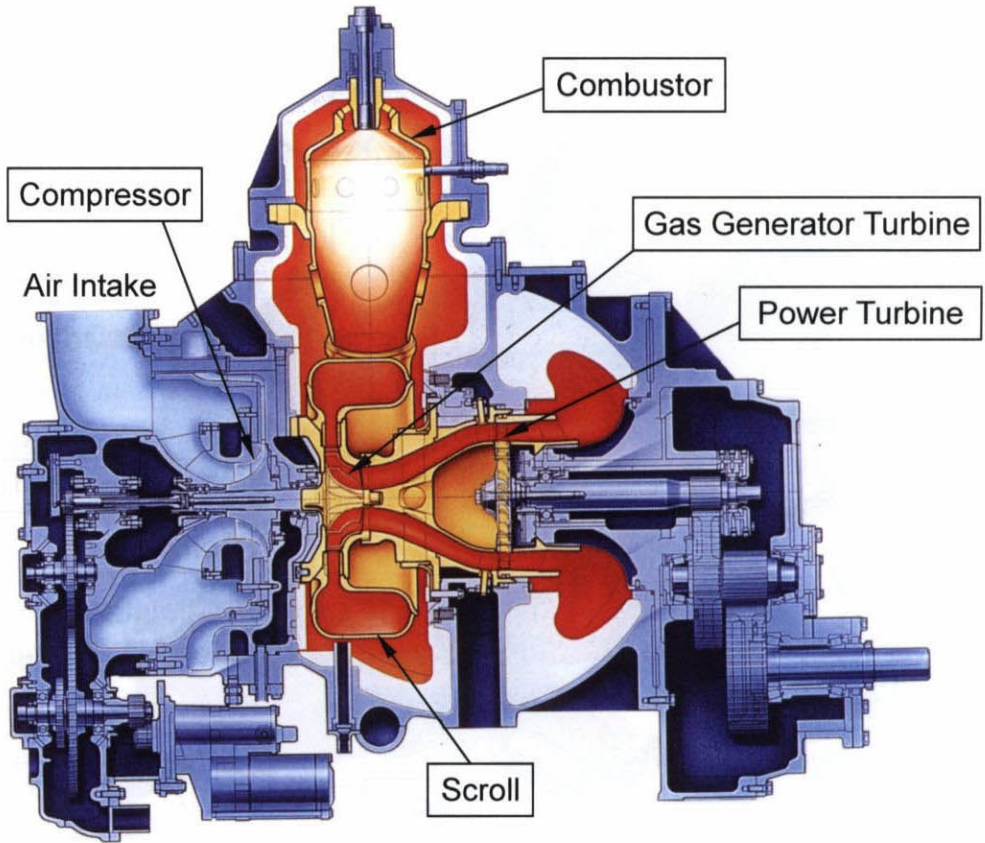
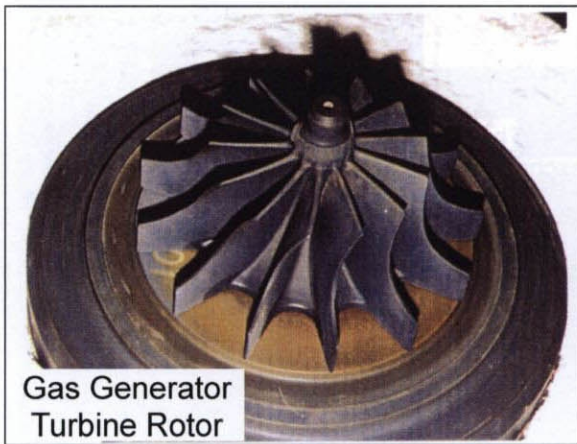


図 1.6 300kW セラミックガスタービン CGT303 の概念図



Gas Generator Turbine Rotor



Power Turbine Rotor

(a) ガス発生タービン (ラジアルタービン) (b) 出力タービン (軸流タービン)

図 1.7 CGT303 のタービン翼列

表 1.2 300kW セラミックガスタービンの仕様

(a) Specifications of CGT301

Engine Speed	56,000 rpm
Compressor	Axial + Centrifugal Type
Turbine	Two-Stage Axial Flow Type
Combustor	Single Can Type
Heat Exchanger	Shell-and-Tube Type

(b) Specifications of CGT302

Engine Speed (Gas Generator Turbine)	64,000 rpm
Engine Speed (Power Turbine)	47,800 rpm
Compressor	Centrifugal Type
Turbine	Two-Stage Axial Flow Type
Combustor	Single Can Type
Heat Exchanger	Plate-Fin Type

(c) Specifications of CGT303

Engine Speed (Gas Generator Turbine)	55,000 rpm
Engine Speed (Power Turbine)	39,000 rpm
Compressor	Centrifugal Type
Gas Generator Turbine	Radial Inflow Flow Type
Power Turbine	Single-Stage Axial Flow Type
Combustor	Single Can Type
Heat Exchanger	Rotary Regenerator Type

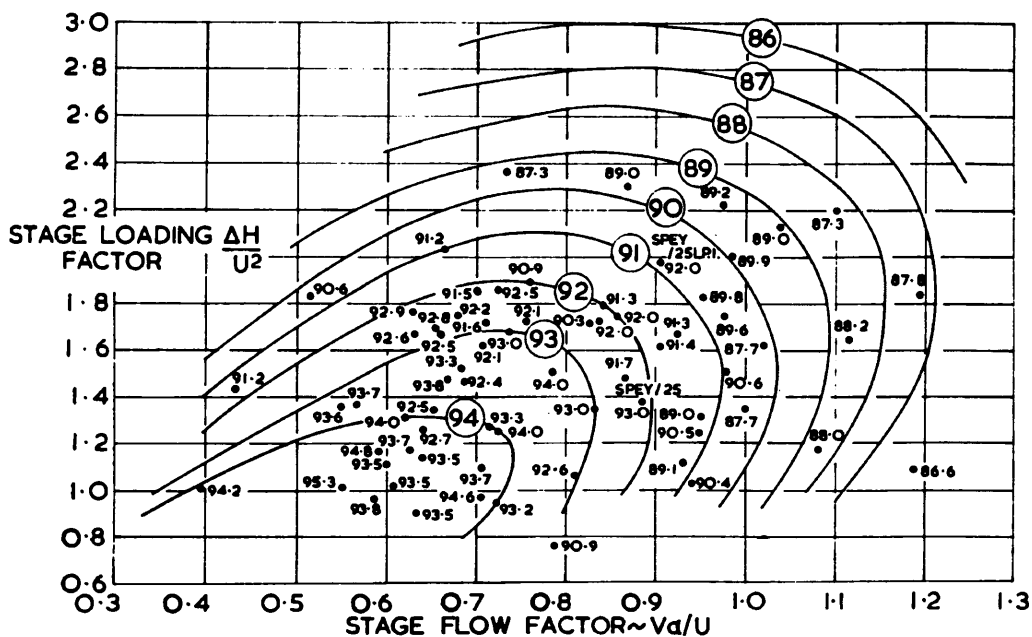
表 1.3 300kW セラミックガスタービンのレイノルズ数

(a) Reynolds Number Based on Blade Inlet Flow Condition Re_{in}

	Gas Generator Turbine, High pressure Turbine, 1st Stage Turbine		Power Turbine, Low pressure Turbine, 2nd Stage Turbine	
	Nozzle	Rotor	Nozzle	Rotor
CGT301	6.8×10^4	8.9×10^4	8.3×10^4	4.1×10^4
CGT302	12.8×10^4	6.9×10^4	5.4×10^4	5.4×10^4
CGT303	Radial Turbine		4.5×10^4	4.1×10^4

(b) Reynolds Number Based on Blade Outlet Flow Condition Re_{out}

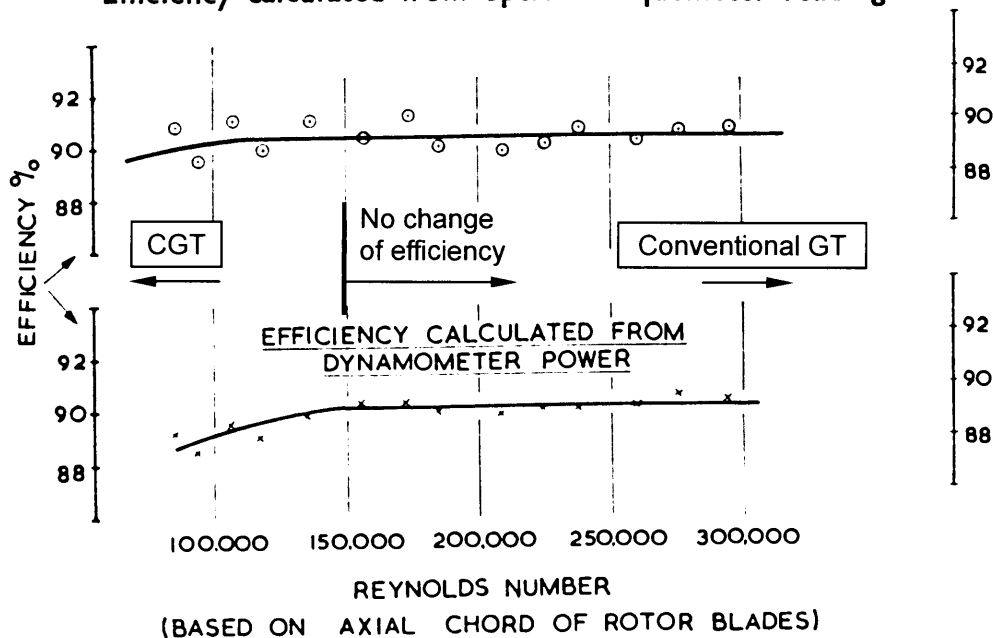
	Gas Generator Turbine, High pressure Turbine, 1st Stage Turbine		Power Turbine, Low pressure Turbine, 2nd Stage Turbine	
	Nozzle	Rotor	Nozzle	Rotor
CGT301	28.6×10^4	14.6×10^4	14.1×10^4	6.4×10^4
CGT302	39.4×10^4	19.0×10^4	16.5×10^4	8.2×10^4
CGT303	Radial Turbine		15.8×10^4	7.7×10^4



(a) Smith Chart

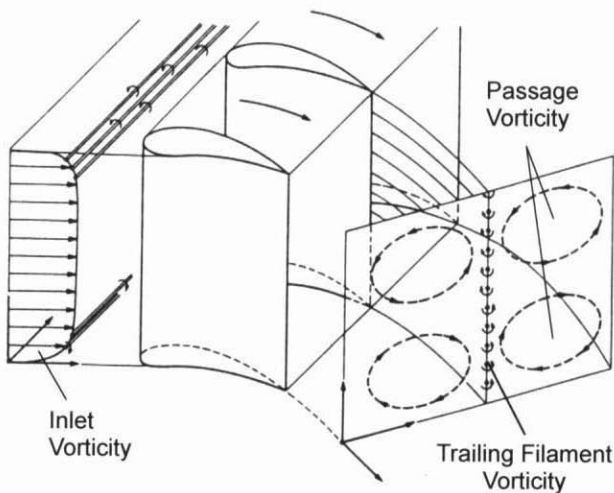
(Curves give stage efficiency at zero tip leakage)

Efficiency calculated from optical torquemeter readings.

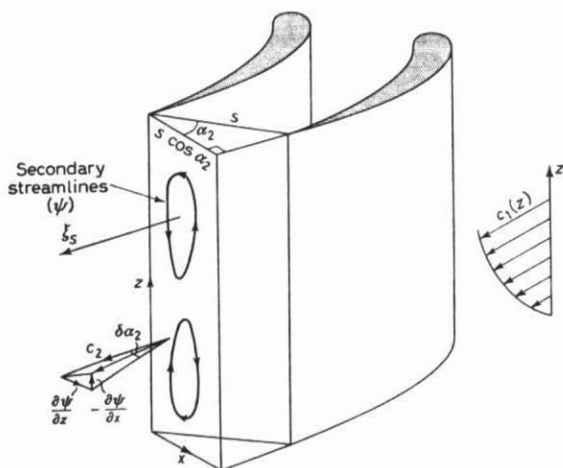


(b) Effect of Reynolds Number on turbine efficiency
(Turbine : Rolls-Royce Conway engine)

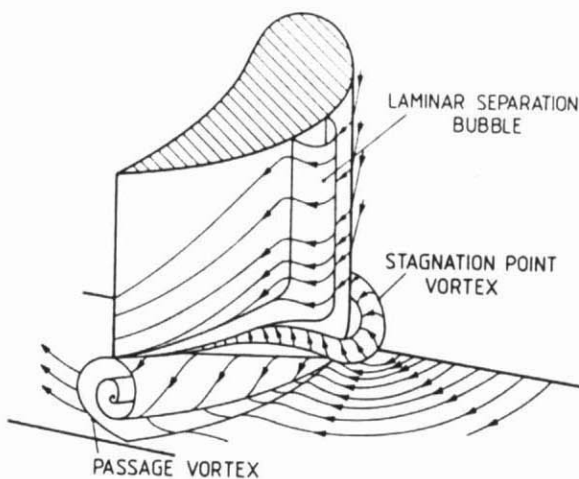
図 1.8 スミスチャートおよびタービン効率へのレイノルズ数の影響
(Smith, 1965)



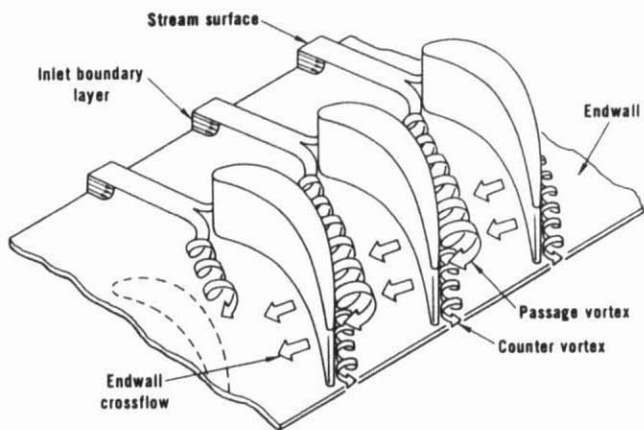
(a) Hawthorne (1955)



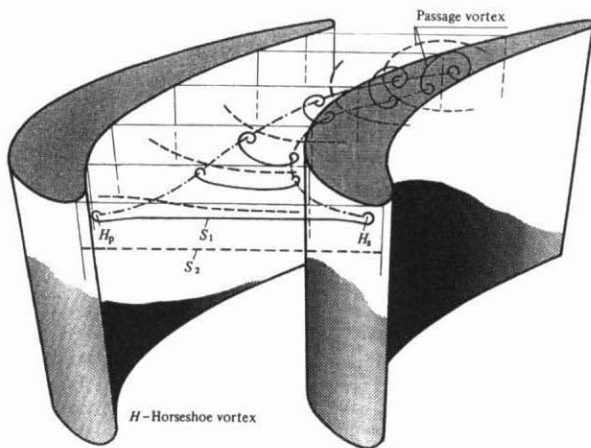
(b) Horlock (1973)



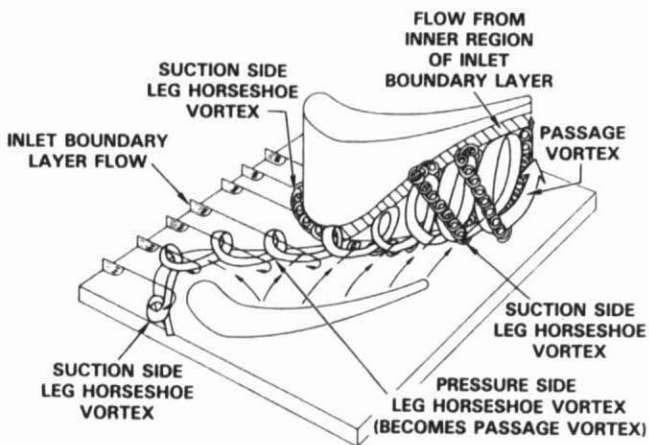
(c) Klein (1966)



(d) Langston (1980)

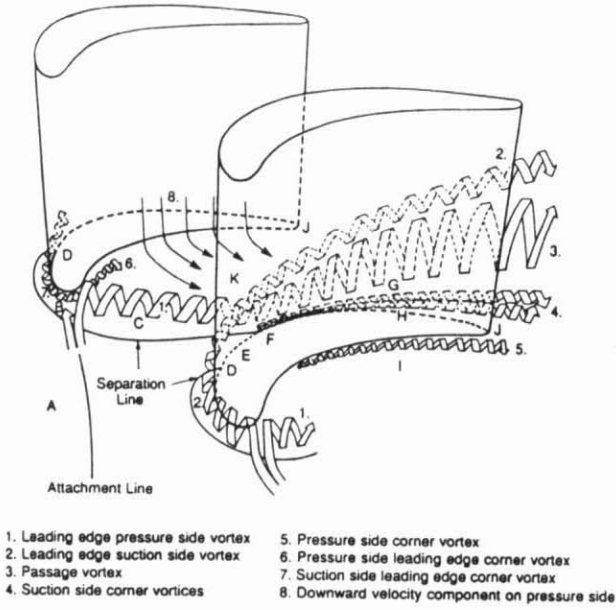


(e) Sieverding and Bosche (1983)

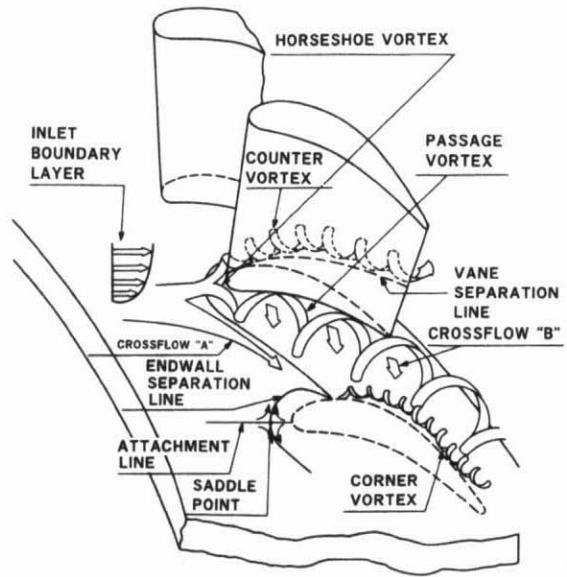


(f) Sharma and Butler (1987)

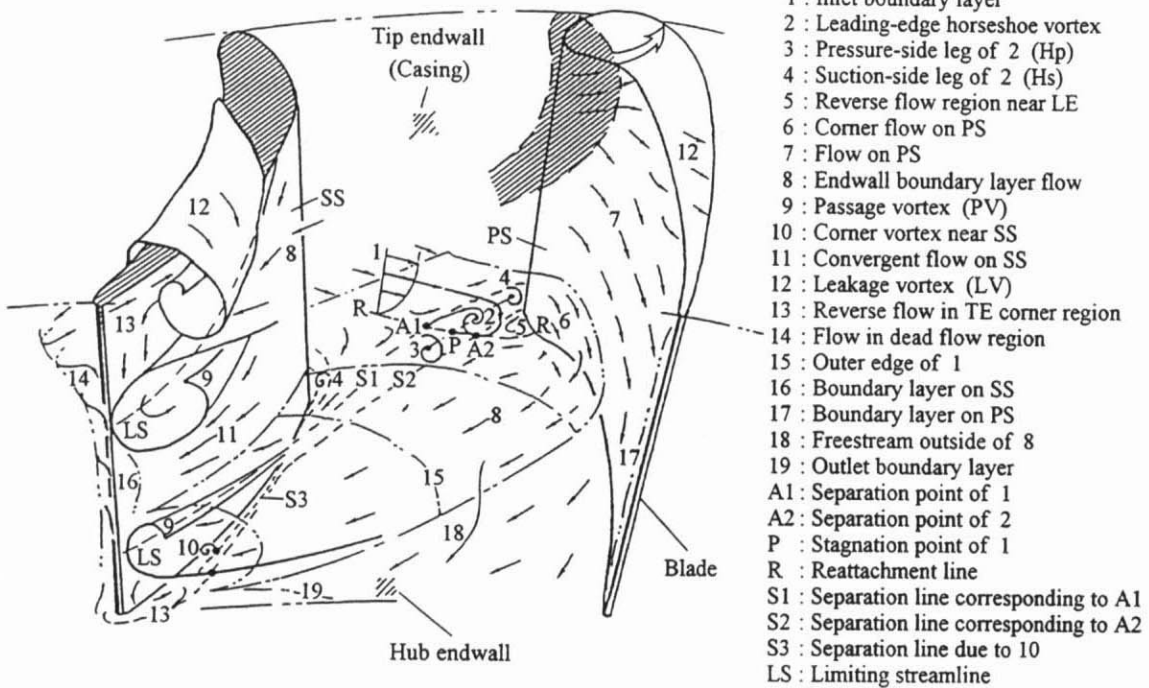
図 1.9 タービン翼列の二次流れの概念図 (その 1)



(g) Goldstein and Spores (1988)

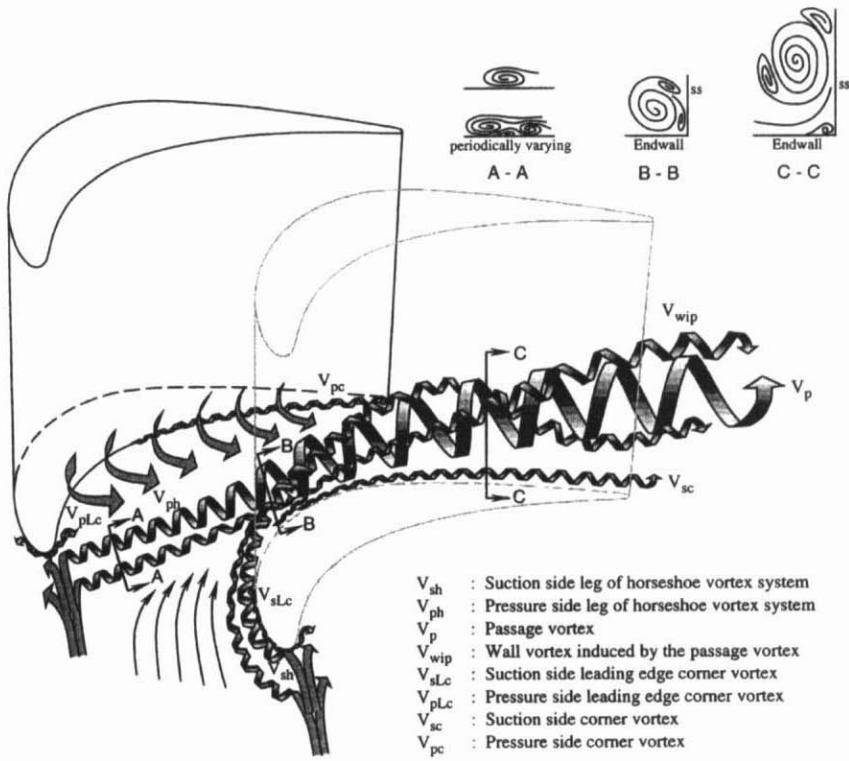


(h) Takeishi et al. (1990)

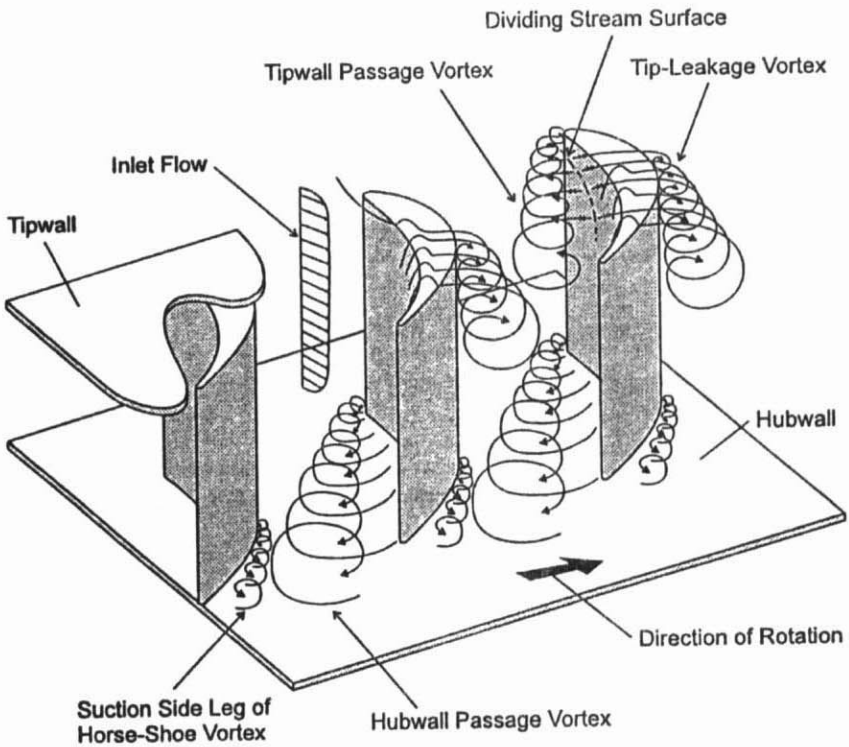


(i) Yamamoto et al. (1995)

図 1.9 タービン翼列の二次流れの概念図 (その2)



(j) Wang et al. (1997)



(k) Sjolander (1997)

図 1.9 タービン翼列の二次流れの概念図 (その 3)