低アスペクト比蒸気タービン翼列の2次流れに関する研究*

(第1報, 損失発生機構)

堤 雅 徳^{*1}, 平野 雄一郎^{*2}, 松 田 敏 之^{*2}
近 藤 武 志^{*3}, 藤 川 卓 爾^{*4}Study on Secondary Flow within Low Aspect Ratio Steam Turbine Cascade
(1st Report, Mechanism of Loss Generation)Masanori TSUTSUMI^{*5}, Yuichiro HIRANO, Toshiyuki MATSUDA,
Takeshi KONDO and Takuji FUJIKAWA^{*5} Mitsubishi Heavy Industries, LTD., Nagasaki Research and Development Center,
1-1 Akunoura-machi, Nagasaki-shi, Nagasaki, 850-8610 Japan

In order to address recent environmental problems such as global warming due to CO₂ emissions, continuous efforts are required to improve the performance of the steam turbine, which supports the base of energy conversion. Although the aerodynamic design technologies of steam turbine have been developed remarkably by applying the computational fluid dynamics (CFD), it is not easy to reduce the losses within a low aspect ratio cascade in the control stage and high-pressure stages even if the latest three-dimensional design are used. Then, the authors investigated the loss generation mechanism in a low aspect ratio cascade using the smoke visualization and detailed internal flow measurement with a micro pitot probe to develop the new technologies for reducing the secondary loss. This paper describes the evolution of horse-shoe vortex and passage vortex through a turbine blade in experimental studies, theoretical approach to explain the motion of the vortex and the effects of inlet boundary layer on passage vortex interaction analyzed by three-dimensional viscous flow analysis.

Key Words: Secondary Flow, Cascade, Low Aspect Ratio, Vortex, Steam Turbine

1. 諸 言

温暖化に対する厳しいCO₂排出規制に代表されるように、深刻な地球環境問題への打ち手が望まれる現在、エネルギー変換の高効率化は今までも増して重要な課題であり、その根幹を支える蒸気タービンの性能向上技術開発には不断の努力が必要とされる。

蒸気タービン高性能化への要求は、1970年代2度のオイルショックを皮切りに高まり、その性能向上の中核をなす翼形設計技術は数値流動解析技術などの進歩とともに飛躍的な発展をとげてきた。1980年代には3次元流動解析手法⁽¹⁾の本格的な導入があり、その後、翼形を弓形に曲げるなどの3次元空力設計が実用化されるに至り⁽²⁾、現在では本手法は高圧段から低圧段長翼にわたる、ほぼ全ての段落に適用されている。

また、近年、3次元空力設計法はさらに高度化し、非定常効果を考慮したもの⁽³⁾、最適化手法⁽⁴⁾を取り入れ

た方法などへ発展し、これ以上、高性能化の余地は残されていないように思われる。

しかし、現在まで開発された3次元空力設計法は比較的高さが大きい翼列に採用され、翼両端壁の2次流れ渦が中央高さで衝突し、干渉するような低アスペクト比領域には適用されるに至っていない。とくに、調速段や高圧上流段などでは圧力が高く、翼高さは大変小さくなるため、アスペクト比(翼高/翼幅)にして1を大きく下回るような翼列の内部流れは著しく3次元性を増し、従来技術では大きな性能向上は望めない。

そこで、本研究では低アスペクト比タービン翼列の2次流れ損失低減技術を開発するため、損失発生機構の解明を目的として、翼高さの小さな翼列における2次流れの挙動をスモークワイヤによる可視化実験、および極小ピトー管を用いたトラバース計測により翼列内部の詳細な流動パターンを明らかにする。さらに、2次元ポテンシャル理論、3次元粘性流動解析を駆使し、詳細な損失発生機構を説明する。

2. 主 な 記 号

P_{1t} : 翼列入口全圧 P_a
 P_{2t} : 翼列内部, 出口局所全圧 P_a
 P_{2s} : 翼列出口静圧 P_a

* 原稿受付 2008年4月16日。

^{*1} 正員, 三菱重工業(株)長崎研究所(〒850-8610 長崎市飽の浦町1-1)。^{*2} 三菱重工業(株)長崎研究所。^{*3} 正員, 三菱重工業(株)長崎造船所。^{*4} 正員, 長崎総合科学大学工学部(〒851-0193 長崎市網場536)。

E-mail: masanori_tsutsumi@mhi.co.jp

ρ : 気流密度 kg/m^3

V : 気流速度 m/s

α : 流れ角 $^\circ$

s : 翼列ピッチ方向長 m

ξ : 局所エネルギー損失係数

ξ_{av} : ピッチ方向平均エネルギー損失係数

k : 比熱比

d_{HV} : 馬蹄渦直径 m

u : 境界層内速度 m/s

U : 主流速度 m/s

t : 時間 s

Γ : 循環 m^2/s

ω : 渦度 L/s

δ : 境界層厚さ m

$S.S.$: 翼背面

$P.S.$: 翼腹面

3. 2次流れ渦構造の可視化

軸流タービン翼列の2次流れについては著名な研究者である Sieverding⁽⁸⁾⁻⁽⁹⁾, および Langston⁽⁸⁾⁻⁽¹⁰⁾ により数多くの研究がなされ, 詳細な渦構造が明らかになっているが, その殆どは上下壁の2次流れ渦が分離しており, 翼高さ中央近傍に渦は存在しない. そこで, 筆者らは一対の渦が干渉するような高さの翼列を対象に, 2次流れ構造を明らかにする.

3.1 可視化試験装置 本研究では, 2次流れ渦の可視化に多くの研究者が採用しているスモークワイヤ法を用いた. 発煙ワイヤについては, 直径0.3 mmのタングステン線を使用し, 発煙材には流動パラフィンにワイヤからの飛散を防止するためのアルミ粉を混ぜたものを用いた. また, ワイヤは翼前縁から35 mm前流側で翼端壁から10 mmの位置に設置した. なお, 翼列出口流速は約1 m/s, レイノルズ数(翼コード長基準)は 2×10^3 である. 図1に供試翼列を示す. 代表的な低アスペクト比翼列である蒸気タービン調速段動翼を採用し, 主な仕様は表1に示すように翼幅89 mm, 翼高48~89 mm, 最小アスペクト比は0.54である. なお, フローガイドを移動させることにより翼高さが変えられる構造となっている.

3.2 可視化試験結果 図2は翼端壁の翼通路断面における馬蹄渦の挙動を見たものであるが, 翼上流より翼前縁に衝突した境界層の流れは, Langstonらのいう背面側馬蹄渦(Suction side horseshoe vortex)と腹面側馬蹄渦(Pressure side horseshoe vortex)に分かれていることがわかる. また, 腹面側馬蹄渦は隣接翼の背面に移動し, 背面側馬蹄渦と絡みながら後流

Table 1 Cascade model specification

Width (mm)	89
Pitch (mm)	65
Pitch/Width	0.73
Inlet angle ($^\circ$)	30 $^\circ$
Throat length (mm)	23
$\sin^{-1}(\text{Throat length}/\text{Pitch})$	0.354
Height (mm)	48~89
Turning angle ($^\circ$)	129
Aspect ratio (Height/Width)	0.54~1.0

Fig. 1 Cascade model for smoke visualization

Pressure side horseshoe vortex (Passage vortex) Suction side horseshoe vortex

Fig. 2 Vortex system in blade passage

側へ流れ去るが, 通常, 通路渦と呼ばれる腹面側の渦は背面側よりも大きく発達している.

次に, 図3に3種類のアスペクト比における通路渦, 背面側馬蹄渦からなる一対の渦の挙動をスロート上流側, 下流側で渦中心方向からみた写真を示す.

アスペクト比が1.0の場合には上下壁, 各々の渦には大きな隔たりがあり, 互いに影響を及ぼしていない.

また, アスペクト比が0.7と小さくなるに従い上下渦の間隔は狭まるが, この場合には, 通路渦と背面側馬蹄渦が鮮明に区別できる. さらに, アスペクト比が

Fig. 3 Evolution of vortex on streamwise plane

Fig. 4 Vortex system model of low aspect ratio cascade

0.54になると上下の渦は翼高さ中央でぶつかり干渉しあうが、上下の背面側馬蹄渦と思われる渦が通路渦により圧迫され変形している様子が分かる。

一方、渦中心位置に関しては、全てのアスペクト比において上流側に比べ下流側では各々の渦が接近しており、通路渦はある速度で壁に沿い移動しているものと考えられる。

以上、述べた可視化試験により得られた低アスペクト比翼列の渦構造モデルを図4に示す。翼前縁に発生した馬蹄渦が背面側と腹面側に分かれ、翼列出口において背面側渦が変形し通路渦と干渉する様子が見て取れる。

4. 内部流動詳細計測

極小5孔ピトー管を用いて、低アスペクト比翼列内部圧力をトラバース計測することにより、2次流れ渦の速度分布、損失分布を定量的に捕らえることで2次流れ損失発生機構を検討した。

4.1 翼列試験装置 翼列試験に用いた翼列は、可視化試験で採用したものと同一プロファイルであるが、図5に極小5孔ピトー管によりトラバースした断面を示す。翼列のアスペクト比(翼高/翼幅)は0.54、試験時の流出マッハ数は0.2、レイノルズ数(翼コード長基準)は 5×10^5 である。

翼列内部の2次流れの詳細な挙動を計測するには、ブロックageが小さく空間分解能が高いピトー管が必要であるが、筆者らは図6に示す先端が1.2 mmの極小5孔ピトー管を開発した。本ピトー管は、翼列の出口側より入口に向かいトラバースを可能にするため90 mmと長い先端長をもち、ピッチ方向と翼高さ方向に網の目トラバースを行い、各点の全圧、静圧、流れ角を計測し流速を求めた。

4.2 データ整理法 実験における局所エネルギー損失係数は理想気体を仮定し、翼列入口全圧 P_{t1} 、

Fig. 5 Traverse plane on cascade model

Fig. 6 Micro pitot probe

翼列内部/出口局所全圧 P_{2t} , 翼列出口静圧 P_{2s} として式(1)で定義した,

$$\xi = 1 - \frac{1 - \left(\frac{P_{2s}}{P_{2t}} \right)^{(k-1)/k}}{1 - \left(\frac{P_{2s}}{P_{1t}} \right)^{(k-1)/k}} \quad \dots\dots\dots (1)$$

また, 後述する各翼高さでの損失値については, 局所損失をピッチ方向に流速 V , 流れ角 α を用いて流量積分する式(2)で定義した,

$$\xi_{av} = \frac{\int_{s.s.}^{p.s.} \xi \rho V \sin \alpha ds}{\int_{s.s.}^{p.s.} \rho V \sin \alpha ds} \quad \dots\dots\dots (2)$$

4・3 翼列試験結果 図7に低アスペクト比翼列を対象に, 内部流動を詳細に計測した結果を示す. トラバース断面はA〜Dと全4断面であり, 各々につき約400の計測点を有し, 2次流れ速度ベクトルと局所エネルギー損失のコンターを重ねて表示している. 各断面における流動の特徴をまとめると次のとおり.

(1) A断面 翼端の背面側に強い渦の存在が認められるが, これは可視化試験でも見られた腹面側馬蹄渦と横断流が重なり成長した通路渦と考えられる. また, チップ側の通路渦を拡大して示しているが, 翼面上で大きな渦の速度成分がみられ, 壁と接することで摩擦による損失が発生していることが分かる. 通常, 渦の中心が一番, 損失が大きくなる感覚を持つが, 実験結果では渦外縁と翼壁との間で損失が生じていることが明らかである.

(2) B断面 A断面で捕らえられた一対の渦は, さらに大きさを増して翼高さ中央近傍に移動しており, 渦外縁での最大速度は断面Aで示された速度と同じ程度に保たれている. 一方, 上下の渦中心は接近してくるが, 両渦と翼背面に挟まれた領域に赤く低エネルギー流体の集積がみられ, 干渉による損失が増し始める.

(3) C断面 通路渦の中心は翼高さ中央に位置してはいるが, B断面に比べ翼腹面側に移動しているのが分かる. また, 損失の大きな赤色の領域は翼ピッ

Fig. 7 Secondary flow vectors and energy loss distribution (experiment)

チ方向に細く引き伸ばされており, 通路渦により低エネルギー流体が主流の中に運搬され拡散してゆく. さらに, 注意深く見ると翼背面チップ, ハブの背面側かどにコーナー渦⁽¹¹⁾と思われる微かに赤と黄色の損失の集積が見取れる.

(4) D断面 C断面に対し, 一対の通路渦の中心は, さらに翼腹面に移動しており, 損失の大きな部分が拡散し, 主流域に占める割合が増している. また, 上下端にはコーナー渦が拡散したものと思われる低エネルギー領域が残されている.

このように翼列内部の2次流れの挙動は大変複雑であるが, ピトー管により捕らえられた通路渦の大きさ

Fig. 8 Growth of loss along axial length (experiment)

などはスモークワイヤ法による可視化で得られたものとレイノルズ数のレベルは2桁異なるものの、ほぼ一致する。このようなレイノルズ数が大きく異なる流れにおける類似な渦構造は従来も指摘されているが⁽⁷⁾、その要因は明確ではない。また、筆者らの実験によればピトー管による計測では可視化で得られたような背面側馬蹄渦のように小さな渦構造は捕らえられていない。一方、実機高压段において、最大 $10^6 \sim 10^7$ に達するレイノルズ数域での2次流れに関する情報は皆無に等しいが、筆者らの経験上 10^5 レベルの実験で得られた損失値を用いて凡そ予測できると思われる。ただし、レイノルズ数のみならず、回転場における非定常流動による乱れ度の影響なども考慮する必要があると考える。

次に、図8に各トラバース断面におけるピッチと翼高さ方向の損失積分値と軸方向距離との関係、および図9に各々の断面でのピッチ方向平均損失分布をA断面の平均損失値で無次元化して示す。

まず、図8より翼列入口からA断面を通過し、B断面にかけては、ほぼ直線的に損失は増加するが、B断面からC断面の間では急増する。これは図7のC断面の損失分布に見られるように渦の干渉が強くなり、壁側に蓄積されていた低エネルギー流体が主流に向かって一気に拡散するためと考えられる。

また、図9よりC断面でのピッチ方向平均損失の最大値はB断面の約1.5倍にも達するが、損失のピークは拡散のためD断面の方が小さくなっている。

このように、渦の干渉は低エネルギー流体を主流に広く拡散させる効果をもち、これが低アスペクト比翼列の性能劣化に繋がっているといえる。

5. 損失発生機構

本章では、実験により得られた結果をもとに、理論

Fig. 9 Energy loss distribution on plane A~D (experiment)

解析、流動解析を用いて損失発生機構を、さらに詳しく検討した。

5・1 ポテンシャル理論による考察 図7は通路渦の運動と損失の関係を示したものであるが、渦の動きは壁および上下壁の渦(循環)が、ポテンシャル理論における鏡像の関係⁽¹²⁾により並進する動きに似ている。

一般に、2次元断面のある点 (x, y) に位置する循環 Γ をもつ渦の移動速度は、鏡像の関係を用いて次式で表すことができる。

$$v_x = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{x^2}{y(x^2 + y^2)} \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$v_y = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{y^2}{x(x^2 + y^2)} \quad \dots\dots\dots (4)$$

さらに、初期位置が (a, b) にある渦の移動軌跡は式(3)、(4)より式(5)で与えられる。

$$y = \frac{abx}{\sqrt{(a^2 + b^2)x^2 - a^2b^2}} \quad \dots\dots\dots (5)$$

実験によって得られた図7のA断面における渦中心位置を初期条件として与え、式(5)によりその軌跡を推定し、各断面での計測された中心位置と比較した結果を図10に示す。

図10は通路渦の循環の強さを一定として求めたものであるが、簡単な理論と実験結果は良く一致していることが分かる。すなわち、実験により捕らえられた渦は、大きさや回転速度を刻々と変える3次元の渦ではあるが、その流れ方向各断面の軌跡は2次元ポテンシャル流れの渦運動により表すことができる。

以上の実験結果やポテンシャル理論による解析より、損失発生に関係する主要因は通常いわれているような腹背面差圧に起因する翼端壁の境界層流れによる損失の蓄積のみでは無く、馬蹄渦の挙動に大きく影響を受けていると思われる。

Fig. 10 Comparison of vortex movement between theory and experiment

Fig. 11 Generation of horse-shoe vortex

そこで、この馬蹄渦の成り立ちに関し、理論解析を行った結果を次に述べる。

図11に前流境界層と翼前縁に発生する馬蹄渦の関係を示した模式図を示す。本来、馬蹄渦は渦度の層である境界層が前縁に衝突し、外縁近傍で主流動圧が回復するため静圧が高くなり、境界層が壁側に巻き込まれることにより生じると考えられる。

いま、厚さ δ の境界層に含まれる渦度が全て馬蹄渦に変化するとして、微小時間 dt に、ある断面を通過する微小循環量を求める⁽¹³⁾。一般に、与えられた面積の法線ベクトルと渦度の内積により循環が計算できるから

$$\begin{aligned} d\Gamma &= \int_s \omega \cdot n ds = \int_0^\delta \left(-\frac{\partial u}{\partial y} \right) (u dt) dy \\ &= - \int_0^\delta u du dt \\ &= - \frac{U^2}{2} dt \end{aligned}$$

ここで、馬蹄渦の直径を d_{HV} とし、境界層の平均速 $U/2$ を仮定した場合に、この距離を通過する時間は次のようになる。

$$t = \frac{d_{HV}}{U/2}$$

したがって、翼前縁馬蹄渦の循環量は次式で表すことができる。

$$\Gamma = -U d_{HV}$$

Fig. 12 Velocity distribution near leading edge (CFD)

すなわち、渦の強さを表す循環は、流入速度と渦直径の積に比例することが導かれた。

そこで、この馬蹄渦が翼列内の渦干渉に与える影響をみるため、3次元粘性流動解析を用いて考察した結果を次に述べる。

5・2 3次元粘性流動解析による考察 数値解析手法には、汎用コードとして広く普及している ANSYS-CFX⁽¹⁴⁾ を使用した。本コードはノードベースの有限体積法を採用しており、乱流モデルには $k-\epsilon$ モデルを用いた。また、解析メッシュについてはH型格子を用い、総数は25万(軸方向101×ピッチ方向51×高さ方向51)である。

解析では、馬蹄渦の影響を見るために、実験において計測された前流境界層の全圧分布を入口境界条件とした場合と、前流側に摩擦壁がなく境界層が存在しない条件を与えた。入口境界条件の違いによる翼前縁近傍の速度分布を図12に示す。前流境界層が存在する場合には、翼前縁で境界層が巻き込まれ馬蹄渦が発生していることが分かる。

次に、図13にエネルギー損失係数の翼高方向分布を、前流境界層有り無しの場合について、解析結果と実験結果を比較して示す。なお、図13の縦軸は翼列のプロファイル損失で無次元化している。

実験と同じ入口境界条件で解析した結果より、10~20% (80~90%) 高さの損失に多少差はあるものの、損失のピークなどの損失絶対値と分布形状は良く一致する。一方、前流境界層が存在しない場合には、2次流れ渦は干渉せず、損失分布は翼中央高さでピークを持たず、その位置における損失レベルは1/3程度に留まることが分かる。

さらに、図14にA~D断面におけるエネルギー損失係数と速度ベクトルを実験、解析とで比較した結果を示す。

解析において前流境界層がある場合、各断面における上下壁の通路渦干渉による損失増大パターン、渦位置は解析と実験ではほぼ一致するが、実験の方が干渉は強い傾向にある。一方、前流境界層がない場合は、通路渦が干渉しないため翼中央高さ近傍での損失増大は

生じず、主流への低エネルギー流体の拡散は小さい。

この干渉による渦の発達過程を、さらに詳しく見るために、図15に翼背面と通路面における限界流線を

Fig. 13 Spanwise energy loss distribution on plane D, experiment vs CFD

示す。前流境界層が存在する場合には、背面側では上下壁の流線が後縁に向かうほど、近づいており通路渦が干渉する傾向にある。これに対し、前流境界層がない場合には流線の巻き上がりは小さく、渦は干渉しない。一方、翼通路面の流線より前流境界層がある場合には、馬蹄渦の起点となるサドルポイントが明確に現れ、腹面から背面にかけて生じる横断流も強いことが分かる。このように、境界層の通路渦への変化には、翼前縁に発生する馬蹄渦の介在があり、その挙動が2次流れの発達に大きく関与していると考えられる。

以上の考察から、前流境界層の存在により馬蹄渦が発生し、通路渦に発達、干渉することで翼列内の2次流れが強くなることが明らかとなった。また、ポテンシャル理論を用いた推察より、馬蹄渦の強さを表す循環が入口流速と渦直径の積に関係するとすれば、これらを制御することで2次流れ損失低減が可能になると考えられる。

Fig. 14 Comparison of total energy loss distribution between experiment and CFD

Fig. 15 Limiting streamline (CFD)

6. 結 言

蒸気タービンの調速段、高圧上流段などの低アスペクト比翼列を対象に、2次流れの発生、発達機構を検討し、以下のような知見が得られた。

(1) スモークワイヤ法を用いた可視化により、通路渦が翼壁に沿って移動し、背面側馬蹄渦を圧迫した状態で干渉する様子など、低アスペクト比翼列特有の渦挙動、構造が明らかとなった。

(2) 極小ピトー管を用いた内部流動計測結果より、通路渦と翼壁の境界で摩擦損失発生が顕著となり、上下壁の渦が翼中央高さにおいて干渉することで、背面側に蓄積した低エネルギー流体が主流に運搬され、拡散してゆく損失発生機構を把握することができた。

(3) ポテンシャル理論を用いた考察より、翼列内一對の通路渦の挙動は、鏡像の関係を用いて導かれる移動軌跡により表現できることが分かった。また、通路渦の原形である馬蹄渦の強さは、入口主流速度と渦直径の積に関係していると考えられる。

(4) 前流境界層の有無を考慮した3次元粘性流動解析を用いて、損失の発生状況を詳細に検討した結果、

前流境界層が存在し、馬蹄渦が発生することで、2次流れが顕著となり、通路渦の強い干渉が生じることが明らかとなった。

これらの成果を踏まえ、2次流れの制御方法について第2報で詳しく報告する。

文 献

- (1) Denton, J. D., A Method Calculating Fully Three Dimensional Inviscid Flow Through Any Type of Turbomachine Blade Row, *VKILS* 1983-06 (1983).
- (2) Sugitani, T. et al., Kohseinou Shingata Johkitabin-Yoku no Kaihatsu oyobi Unten Jisseki, *Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. Technical Review*, Vol. 31, No. 1 (1994), pp. 1-4.
- (3) Yamada, K. et al., Effect of Wake Passing on Unsteady Aerodynamic Performance in a Turbine Stage, *ASME Turbomachinery Exposition*, GT2006-90783 (2006).
- (4) Matsuo, A. et al., Turbine Airfoil Optimization by Genetic Algorithm, *Proceeding the 17th Asian International Conference of Fluid Machinery*, October 7-10, Fukuoka, Japan (2003), pp. 7-10.
- (5) Sieverding, C. H. and Marchal, P., Secondary Flows within Turbomachinery Bladings, *AGARD-CF-214* (1977), pp. 11-20.
- (6) Sieverding, C. H. and Van Den Bosch, P., The Use of Colored Smoke to Visualize Secondary Flow in a Turbine Blade Cascade, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 134 (1983), pp. 85-89.
- (7) Sieverding, C. H., Recent Progress in the Understanding of Basic Aspect Secondary Flows in Turbine Blade Passages, *ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, Vol. 107 (1985), pp. 248-257.
- (8) Langston, L. S. et al., Three Dimensional Flow within a Turbine Cascade Passage, *ASME, Journal of Engineering for Power*, Vol. 99 (1977), pp. 21-28.
- (9) Langston, L. S., Cross flows in a Turbine Cascade Passage, *ASME Journal of Engineering for Power*, Vol. 102 (1980), pp. 866-874.
- (10) Langston, L. S. and Boyle, M. T., A New Surface-Streamline Flow Visualization Technique, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 125 (1982), pp. 53-57.
- (11) Wang, H. et al., Flow Visualization in a Linear Blade Cascade of High Performance Turbine Blades, *ASME Paper*, 95-GT-7 (1991).
- (12) Currie, I. G., *Fundamental Mechanics of Fluids*, (2003), p. 83, Marcel Dekker, Inc.
- (13) Kamemoto, K., Samazama na Sukeru no Uzu nitsuite, *Nagare*, Vol. 24 (2005), pp. 123-150.
- (14) Gerber, A. G., Two-Phase Eulerian/Lagrangian Model for Nucleating Steam Flow, *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 124 (2002), pp. 465-475.