

超音速三次元境界層の進行波モードの検出

高田晃輔(室蘭工業大学), 高木正平, 平田裕, 坂上昇史(大阪府立大学)

Observation of crossflow traveling mode in 3-D boundary layer on a yawed cylinder in Mach 2 flow

by

Kosuke Takada and Shyohpei Takagi and Yutaka Hirata and Shyoji Sakaue

ABSTRACT

The present paper deals with instability and transition of 3-D boundary layer developing on a yawed circular cylinder with a sweepback of 60 degrees at Mach 2 in the supersonic wind tunnel of Muroran Institute of Technology. Visualized surface flow presents many striations regularly aligned almost to inviscid streamline, while hot-wire survey shows time-dependent broad-band disturbances, both of which originate from the so-called cross-flow instability. It is found that comparison of experiments and stability analyses shows good agreement. The effect of condensation in the main flow on static pressure on a 5-degree semi-vertex cone model is discussed.

1. はじめに

高速航空機には後退翼が採用されている。後退翼は衝撃波の発生を遅延ないし回避できることから、圧力抵抗及び造波抵抗を軽減する効果がある。しかし一方で、横流れ不安定が生じ、境界層を早期に乱流化に導くことが知られている。

Fig.1 に後退翼上面の外部流線を示す。翼が後退すると、その等圧線は主流と垂直でなくなるため前縁近傍では翼端から胴体方向に、また後縁近傍では逆に翼端に向かう二次流れが誘導される。この二次流れを横流れという。

境界層内の外部流線方向の速度分布と横流れ速度分布は Fig.2 のようになる。横流れ速度は翼表面と境界層外縁で速度が 0 となることから、境界層内の中間付近で最大となり、その外縁近傍で変曲点を持つ。このような変曲点型速度分布は、粘性型不安定に比べてより不安定であることは広く知られ、後退しない翼に比べると境界層は早期に乱流遷移が起こる。

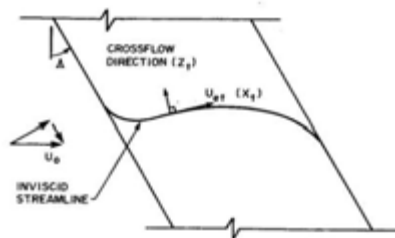


Fig.1 Schematic of an inviscid streamline over a swept wing¹⁾

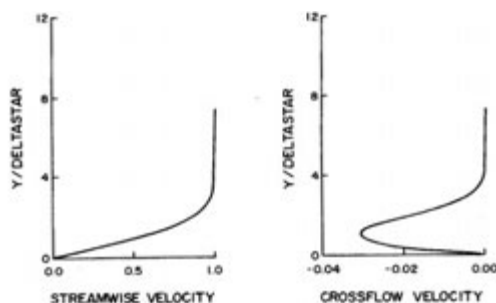


Fig.2 Profiles of streamwise and crossflow velocity¹⁾

横流れ不安定は定在型モードと進行波モードの2つのモードに対して不安定であることが安定解析によって示唆されており、どちらが乱流遷移に支配的かは環境条件により異なる。定在型モードは翼表面の粗さに敏感であり、オイルフロー法やナフタレンによる可視化により存在が確認されている。一方、進行波モードは気流変動が大きい場合に

支配的に成長する傾向にあるが、モード選択性に関してはまだ論争中である。しかし、横流れ不安定に関する研究は亜音速の領域で実施されており、超音速領域における横流れ不安定の性質、特に進行波モードについては未検出のままである^{2,3)}。そこで、マッハ2の超音速流で、後退翼前縁を模擬した斜め円柱模型を用い、横流れ不安定の進行波モードの同定を目的として実験的に調べ、線形安定解析と比較した結果について報告する。また、境界層遷移は気流変動に敏感であることから、実験に用いた室蘭工業大学超音速風洞の気流評価も併せて行った。

2. 実験装置

2.1 超音速風洞

実験で用いた室蘭工業大学の気流吸込み式中型超音速風洞の鳥瞰図を Fig.3 に、また、Table 1 に風洞の緒元を示す。3種類のノズルブロックが用意されているが、今回はマッハ2、10秒間の通風で実験を行った。

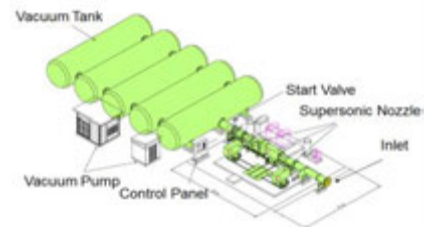


Fig.3 Muroran I.T. supersonic wind-tunnel

Table 1 Specifications of Muroran I.T. supersonic wind-tunnel

風洞形式	間欠吸込み式
試験マッハ数	Mach2, Mach3, Mach4
測定断面	400mm×400mm
通風時間	約 10 秒
真空タンク容積	100 m³×5

2.2 気流評価実験

気流特性を評価するため、Fig.4 に示した 10 度円錐模型を製作した。円錐模型は全長 250[mm]、先端から 70[mm]はステンレス鋼、それより下流部は断熱材として広く知られた VESPEL を使用している。先端半径は 0.14[mm]、先端より 120[mm]の位置に直径 0.5[mm]の静圧孔を開け、Kulite 製非定常圧力センサーXCQ-062 を埋め込み、静圧変動の計測を行った。センサーの応答周波数は 30[kHz]である。

実験に用いた超音速風洞は気流吸込み式であるため、大気の影響を受ける。湿度が高い場合には測定部

の気流が水蒸気の凝縮によって白濁する場合も観察される。この凝縮効果を定量評価するため、測定部の気流直角にレーザー光を透過させ、その透過光を PIN フォトダイオードで受光することで、レーザー光の透過率から凝縮濃度の評価も併せて行った。

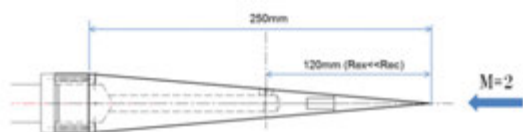


Fig.4 10-degree conical model

2. 3 横流れ不安定実験

横流れ不安定の実験には Fig.5 に示すような斜め円柱模型を製作した。この模型は後退翼前縁を模擬しており、後退角 60[deg]、直径 40[mm]、材料は SUS304、表面は黒のツヤ消し塗装後に 8000 番のラッピングフィルムシートで磨いた。

横流れ縦渦の波長計測にはオイルフロー法を用いて可視化を行った。通風後に縦渦の痕跡を撮影して、画像解析から波長を求めた。なお、通風中の可視化像の様子はビデオ撮影した。一方、横流れ進行波は定温度型熱線風速計で検出した。通風中に熱線ブリッジに注入した白色雑音に対する風速計の応答特性は 60[kHz]程度であった。これに対して線形安定解析から予測される進行波の中心周波数は 60[kHz]前後である。安定解析によると進行波の中心周波数帯は下流方向にわずかに減少する傾向にあること、本研究では下流方向に進行波の中心周波数の振幅変化に着目するため、応答特性の不十分さは重大な計測誤差を招来しないと考えている。

熱線プローブは Fig.5 と 6 に示すように、円柱先端から 125[mm]の位置に取り付けた金属バンドに取り付け、円柱周方向に手動で回転移動させた。線形安定解析によると円柱付着線から 60 度下流位置の 99%境界層厚さはおおよそ 0.35[mm]であることから、熱線の円柱表面からの高さは、プローブの機械的振動も考慮して境界層内に位置するよう目視で 0.3[mm]以下とした。

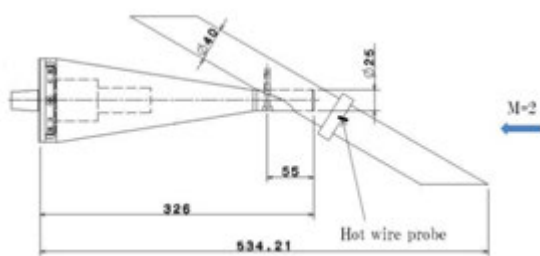


Fig.5 Swept cylinder model

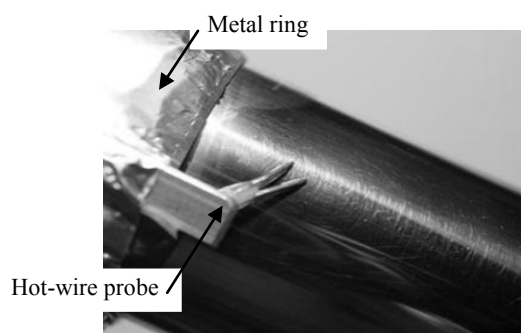


Fig.6 Hot wire probe set on the swept cylinder model

3. 結果および考察

3. 1 気流評価

絶対湿度 (AH: Absolute Humidity) が異なる代表的な 3 通りの大気条件下で、10 度円錐模型の非定常圧力センサーで計測した静圧変動波形を Fig.7 に、これらの波形を周波数分析した結果を Fig.8 に示す。なお、Fig.8 は見やすくするため、(a)に+30[dB]、(b)に+15[dB]のオフセットをつけている。Fig.7 と 8 から、絶対湿度が高いほど、静圧変動が大きくなっており、両者には相関が見られる。また、Fig.9 は絶対湿度に対して、通風前のフォトダイオードの出力電圧を 1 とし、通風時の出力電圧の透過率のグラフを示す。この結果によると、 $AH=17[g/m^3]$ 以上ではレーザー光はほとんど透過しないほど水蒸気の凝縮が起こり主流は白濁し、逆に $AH=5[g/m^3]$ 以下ではレーザー光の減衰はほとんど見られず、凝縮は確認できなかった。絶対湿度が 3 ケースの中で最も低い $AH=1.9[g/m^3]$ の条件では、全周波数帯に渡って静圧変動レベルが小さく、周波数の増加とともに振幅もなだらかに減少している。

一方、絶対湿度が最も高い $AH=8.8[g/m^3]$ の条件では、200 [Hz]程度の周期的な振動を伴っていることが分かった。このような周期変動は静圧だけでなく、Fig.10 に示すように透過したレーザー光にも同様な振動が検出された。このように湿度があるレベルを越えると、超音速ノズルスロート近傍に自励的な凝縮衝撃波が発生し、湿度が高いほど振動周波数も高い傾向を示すことは知られている⁴⁾。文献 4) に習って相対湿度に対して本風洞で観測された凝縮振動の周波数を Fig.11 に示す。図中には、文献 4) から引用した相対湿度に対する振動周波数の次元解析から導き出したモデル式も図示されている。本実験値はモデル式と良く一致している。なお、Fig.10 に示されているように透過レーザー光が極めて選択性の高い周期変動であることは、凝縮衝撃波が二次元的に発生していることを示唆している。さらに、レーザー光と受光ダイオードのセットを流れ方向に 5 組並べ、周期変動する透過光の位相差から移流速度を求めた。詳細は省略するが、凝縮変動は主流と共に流下していることが分かった。

絶対湿度が中程度の場合では、静圧変動の低周波成分に比べて 10[kHz]近傍の帯域のレベルが相対的に高い。この条件では気流の白濁は観察されず、レーザー光の減衰も殆ど確認出来なかった。高周波成分が相対的に高い原因は未解明のままである。

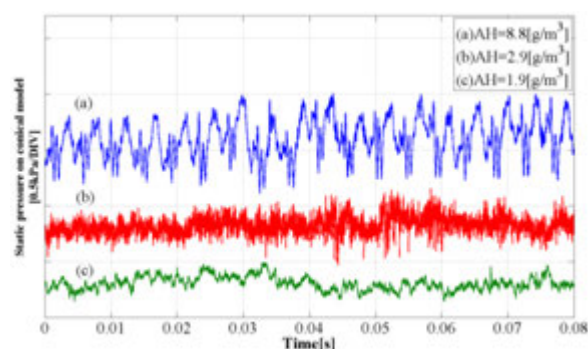


Fig.7 Static pressure fluctuations on the 10-deg conical model

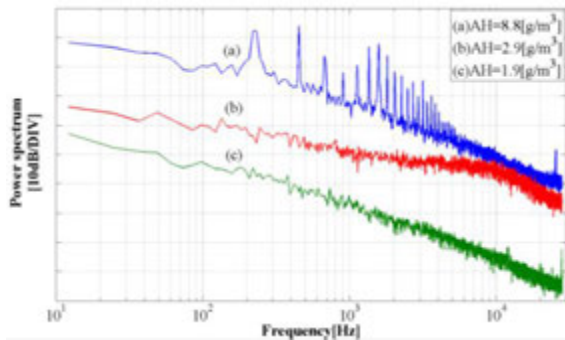


Fig.8 Spectra of static pressure fluctuations corresponding to Fig.7

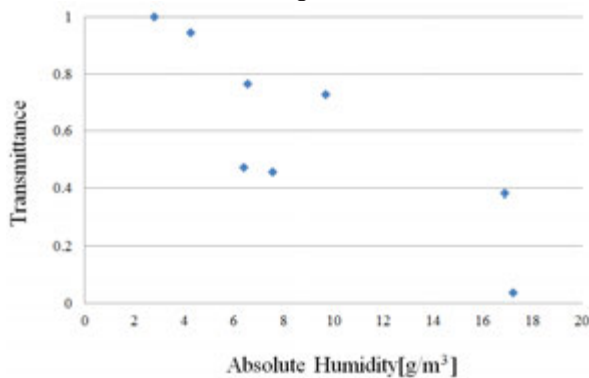


Fig.9 Transmittance of laser beam vs absolute humidity

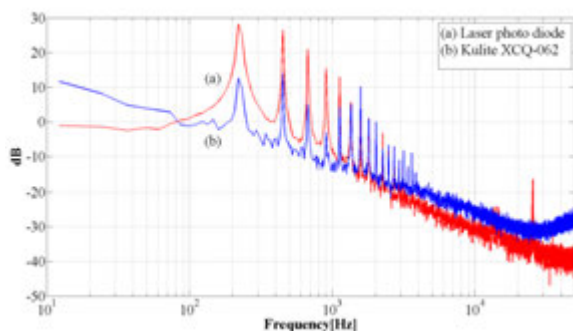


Fig.10 Spectra of photo diode and Kulite XCQ-062

絶対湿度に対して静圧変動の実効値を動圧で無次元化した結果を Fig.12 に示す。AH が低いほど静圧変動も小さく、 $AH=2[g/m^3]$ 以下では気流変動レベルは $0.1[\%]$ 以下が達成されており、低乱あるいは静粛な気流が実現されている。このような静粛気流で、境界層遷移に関する実験を実施した。

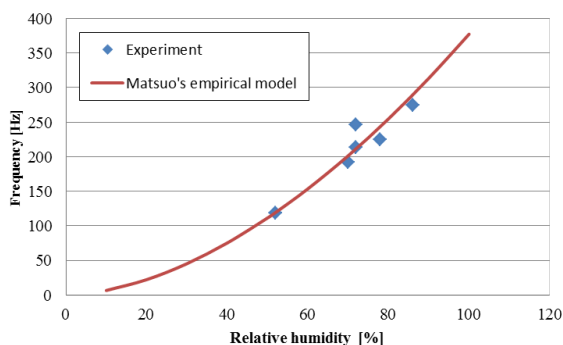


Fig.11 Frequency of static pressure fluctuation due to condensation vs relative humidity

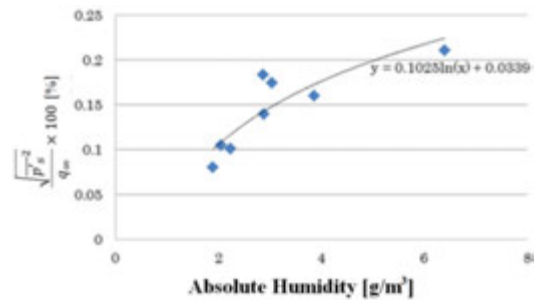


Fig.12 Static-pressure fluctuations vs AH

3. 2 横流れ縦渦の可視化

円柱の付着線から直角の周（下流）方向の角度を ϕ とする。横流れ不安定は粗さに敏感であることから付着線近傍領域の可視化は避け、特に $\phi=30\sim90$ 度の領域をオイルフロー法で可視化した。その可視化写真を Fig.13 に示した。ある特定の間隔を持った多数の筋状の痕跡が確認できる。これらの縦筋は横流れ不安定の縦渦の成長に伴う痕跡であると推測される。そこで画像データをスペクトル解析することで付着線と平行方向の波長 λ_z を求め、線形安定解析による結果と比較する。筋状の痕跡が明確に確認できるのは、 $\phi=50$ 度より下流で、付着線近傍に写し込んだスケールから画像の左手領域では、波長は $1[mm]$ 前後であるが、画像の中央部においては、筋の間隔が大きくなり、縦渦が合体したようにも見える。 $\phi=50$ と 60 度位置における処理結果を Table2 にまとめた。目視観察の通り、処理した結果は付着線と平行方向のどの位置を採用するか依存し、 $\phi=50$ 度における結果は、安定解析結果と良く一致しているものの、 $\phi=60$ 度においては解析結果のほぼ倍である。この不一致は前述した渦の合体が原因しているのではないかと考えられる。ただ、模型表面に塗布するオイルが表面の粗さを導入するために、熱線風速計などを用いた他の計測手段で再確認する必要がある。

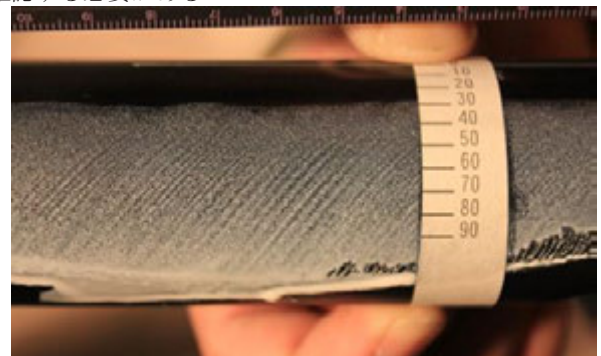


Fig.13 Visualized stationary vortex by oil-flow technique

Table 2 λ_z comparison of experiment with analysis

ϕ (deg from attachment line)	50	60
λ_z (Experiment)	0.92	1.63
λ_z (Stability Analysis)	0.82	0.96

3. 3 進行波計測

熱線風速計で計測した境界層内の変動を Fig.14 に、またこれらの変動を周波数分析した結果を Fig.15 に示す。 $\phi=40$ 度における変動波形は、低周波成分が支配的で、この成分に高周波成分が重畳している。Fig.15 のスペクトル分布から高周波成分は下流方向に増幅し、増幅帯域は $\phi=60$ 度では $20\sim100[kHz]$ に及び、その中心周波数は $60\sim65[kHz]$ で、下流方向にやや減少している。一方、 $5[kHz]$ 付近に中心を持つ低周波変動は下流方向に減衰傾向にある。また、

$\phi=60$ 度において 20[kHz]付近にも鋭いピークが確認出来る。熱線プローブをハンマリング試験の結果、固有振動数であることがわかった。従って、注目すべき変動は、中心周波数が 5[kHz]付近と 60~65[kHz]の変動であり、その起源を同定するために線型安定解析結果と比較・検討する。

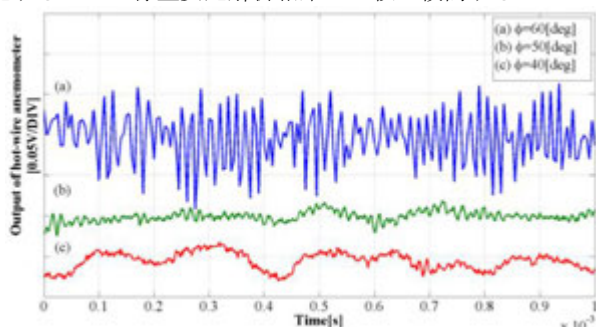


Fig.14 Waveforms detected by the hot wire anemometer

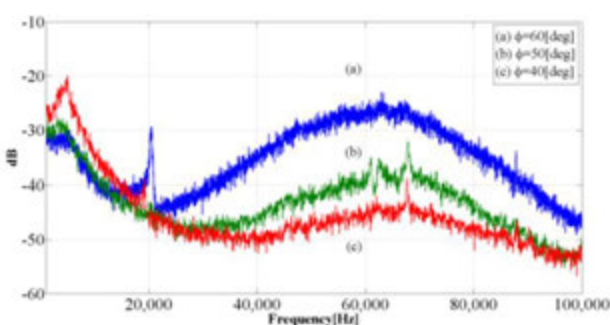


Fig.15 Spectra of growing disturbances at various ϕ

$\phi=40\sim65$ 度において実験で検出された高周波変動の中心周波数と空間増幅率を、それぞれ Fig.16 と Fig.17 に示す。図には局所安定解析結果から得られた最も不安定な変動が比較されている。実験で検出された高周波変動の中心周波数については、安定解析結果に比べてやや大きい傾向を示しているものの、空間増幅率は概ね一致しており、5[kHz]付近に中心を持つ低周波変動ではなく 60[kHz]近傍に中心を持つ高周波変動が横流れ不安定に起因する進行波であると断定しても良さそうである。今後は、変動の波長や伝播方向などの詳細な計測を計画している。下流方向に中心周波数が減少しているのは、下流方向に境界層が厚くなるためと考えられる。なお、線形安定解析によると最も不安定な波長の波長は約 1.13[mm]であることからその位相速度を一様性流速で無次元化すると約 10%であり、低音流速における横流れ進行波のそれと極めて酷似しているのは興味深い⁵⁾。

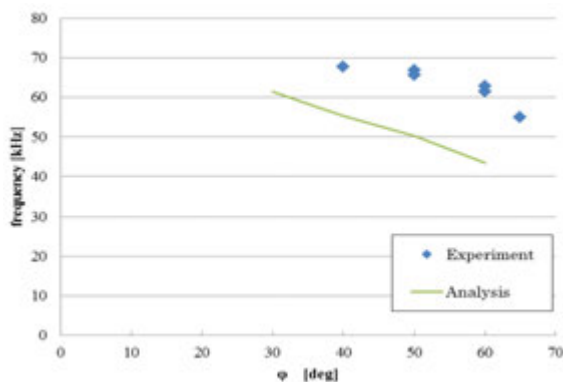


Fig.16 Frequency at maximum amplitude

さて、 $\phi=40$ 度で際だって検出された 5[kHz]付近に中心周波数を持つ変動は、前述したように下流方向に減衰していることは注目すべきである。この事実は外部流線の曲率の減少と対応しており、流線曲率不安定に起因する不安定変動ではないかと推察されるが、比較する解析結果がないため、これ以上の考察は出来ない。

これまで、主流静圧変動が 0.1%前後の条件で実施した境界層遷移に関する結果を報告したが、湿度が高い場合には横流れ進行波だけでなく、縦渦による筋状の痕跡も観察されなかった。凝縮による主流変動の増加と関連していると推察されるが、詳細なデータ処理は今後実施する予定である。

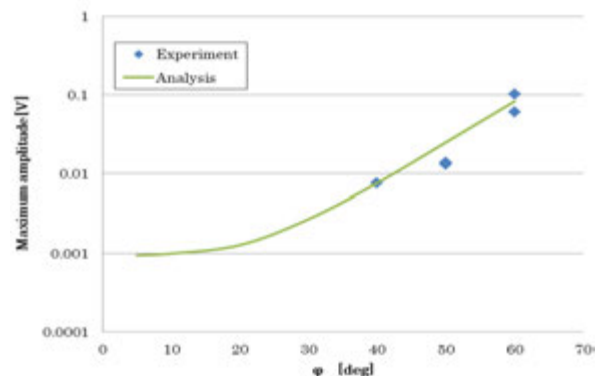


Fig.17 Comparison of spatial growth rate of C-F traveling mode with linear stability analysis

4. 結論

本研究は超音速境界層の横流れ不安定の特性について斜め円柱模型を用いて実験的に調べ、その結果を安定解析と比較した。また、実験に用いた超音速風洞の気流特性の把握も同時に実施した。その結果、以下の結論が導ける。

- 1) 室蘭工業大学中型超音速風洞は絶対湿度が 2 [g/m³]以下では主流静圧変動は動圧に対して 0.1%以下である。
- 2) 円柱表面の可視化で多数の筋状の痕跡が観察され、横流れ不安定の定在型モードの成長を示唆しているが、熱線風速計等を用いた別手法で再確認が必要である。
- 3) 一方、時間依存型の変動も熱線風速計で検出され、その中心周波数と増幅率が安定解析結果と概ね一致し、横流れ不安定に起因した進行波モードと同定できた。

参考文献

- 1) H. L. Reed and W. S. Saric.: "Stability of three dimensional boundary layers", Ann. Rev. Fluid Mech. 1989.
- 2) Takagi, S. and Itoh, N.: "Dispersive evolution of cross-flow disturbances excited by an airjet column in three-dimensional boundary layer", *Fluid Dynamics Research*, Vol.22, (1998) pp.25-42.
- 3) Takagi, S. and Itoh, N.: "The mode-selection mechanism of cross-flow instability in a three-dimensional boundary layer", *JAXA-RR-03-022E* (March, 2004).
- 4) 松尾一泰, 他 3 名.: "凝縮を伴うラバルノズル流れの振動", 日本機械学会論文集, 49(1983), 108-114.
- 5) Takagi, S. et al.: "Characteristics of unsteady disturbances due to streamline-curvature instability in a three-dimensional boundary layer", R. Govindarajan (ed.), In *Laminar-Turbulent Transition*, Springer Verlag (2006) pp.369-374.