

## 遷音速ファン翼の境界層遷移の LES LES of boundary layer transition of a transonic fan blade

- 榎本俊治, JAXA航空技術部門, 東京都調布市深大寺東町7-44-1, enomoto.shunji@jaxa.jp  
 賀澤順一, JAXA航空技術部門, 東京都調布市深大寺東町7-44-1  
 Shunji ENOMOTO, JAXA, 7-44-1 Hindaiji-Higashi Chofu Tokyo JAPAN  
 Junichi KAZAWA, JAXA, 7-44-1 Hindaiji-Higashi Chofu Tokyo JAPAN

In order to study the laminarization of the boundary layer of the transonic fan blade surface of a high bypass ratio aircraft engine, we attempted to simulate the natural transition phenomenon of the boundary layer by LES. In the base airfoil, it was possible to simulate the growth of the disturbance in the laminar boundary layer and natural transition. For the modified airfoil to have a wider laminar flow region, it failed to simulate the transition. For more accurate calculation, it is considered necessary to accurately simulate the inflow turbulence and to widen the span direction width.

### 1. はじめに

航空エンジンの低燃費化を目標の一つとして、宇宙航空研究開発機構航空本部では2018年3月までの4年間、高効率軽量ファン・タービン技術実証(aFJR)プロジェクトに於いて、航空用エンジンの高バイパス比化に必要となる技術の研究を行った。高バイパス比ファンでは従来よりも大型のファンが低速で回転するためファン流れのレイノルズ数が低下する傾向にあることを利用し、ファン翼面境界層の層流領域ができる限り広くなるように設計することを試みた。まず、想定するファンの一断面の前縁近傍を模擬した単翼の風洞試験を行い、赤外線カメラによる可視化によって層流領域が現れることを確認した。次に、境界層遷移を模擬するモデルを用いたRANS解析を行い、ファン流れにおいても層流領域が発生しファンの効率が改善される見込みを得た[1]。この結果に基づきファンモデルを製作し、リグ試験によって効率が向上することを確認した[2]。

しかしながらファンのリグ試験では、全体的な性能が向上したことは全圧計測により確認できるものの、ファン翼面境界層の状態を直接計測はしておらず、ファン性能の向上が層流化によるものかどうか確認を得ることは難しい。また境界層遷移を模擬するモデルによるRANS解析は、その精度が十分に検証されているわけでは無い。このためファン翼面境界層が遷移するかしないかを、モデルに依らないLES解析により推定することが出来ないか検討することとした。

ファンに於いて境界層が乱流に遷移する原因としては、衝撃波、外部乱れ、層流剥離などが挙げられる。これらが起きない、あるいは少なくなるように設計することが出来た場合に発生する現象は、付着した境界層の自然遷移である。境界層の自然遷移では、Tollmien-Schlichting(TS)型不安定や横流れ(Cross-Flow)型不安定などにより境界層中の擾乱が成長することにより遷移が起きるため、LES解析により遷移の予測を行うためには、擾乱の成長を再現する必要がある。もっとも、このような現象は $e^N$ 乗法[3]など線形安定性理論に基づいた理論解析が有効なため、コストの高いLES解析を行わなければならない理由は余り無い。しかし、理論解析では無限翼などの仮定が必要となるため、ファン流れのように後退角が徐々に変化し、また、回転流れ場で発生す

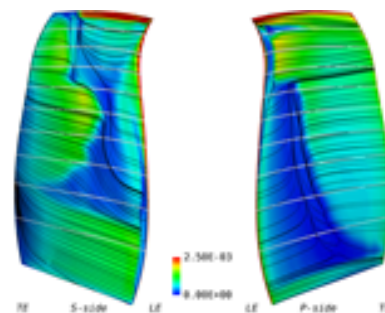


図 1. RANS によるファン動翼の層流領域の推定

る遠心力を考慮に入れることを考えると、仮定のより少ないLESのような手法が有用である可能性がある。

DNSによって乱流境界層を計算するためには壁面近傍に細かい格子を配置する必要がある。LESに於いても壁面近傍はサブグリッドスケール(SGS)モデルで模擬することは出来ずDNS的な格子を用いなければ精度の良い計算は難しい(例えば[4], [5])。

一方、付着した定常な乱流境界層は、乱流モデルを用いたRANS計算によって壁面摩擦損失などを設計に必要な精度で得ることが出来る。従って本研究でLES解析に期待することは、遷移するか否か、遷移する場合はどこで遷移するかが判ることとし、遷移した後の乱流域を精度良く計算することは対象外とすることとした。遷移する前の層流境界層を精度良く計算できる程度の計算格子を用いることとすれば、計算格子点数を少なくし時間刻みを大きくすることで計算コストを節約することができる。この場合、層流境界層から遷移に至るまでを計算することができても、遷移した後の乱流境界層と壁面摩擦力の精度は充分ではない。壁面摩擦力の違いが翼全体の圧力場に影響するならば乱流境界層を精度良く計算できなければ、その上流の層流境界層の精度も期待できないことになるが、ファン流れのようなマッハ数が1に近い遷音速流れの場合は、乱流境界層部分の摩擦応力の計算精度は上流の圧力場にほとんど影響しないと考えられる。

筆者らは以前、翼の前縁で発生する横流れ不安定波に相当する現象として、流れに対して斜めに置かれた円柱周りの層流境

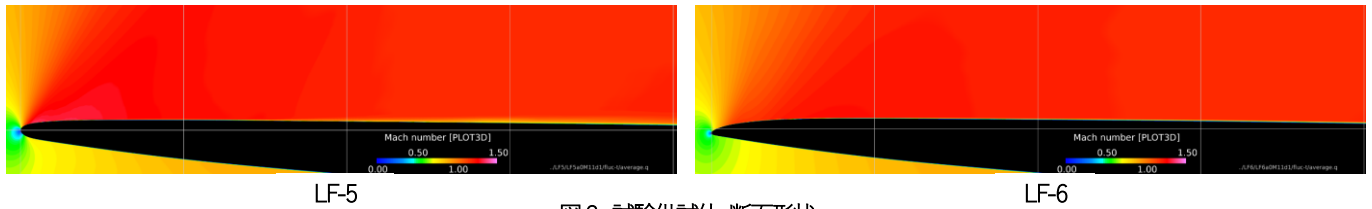


図2. 試験供試体 断面形状

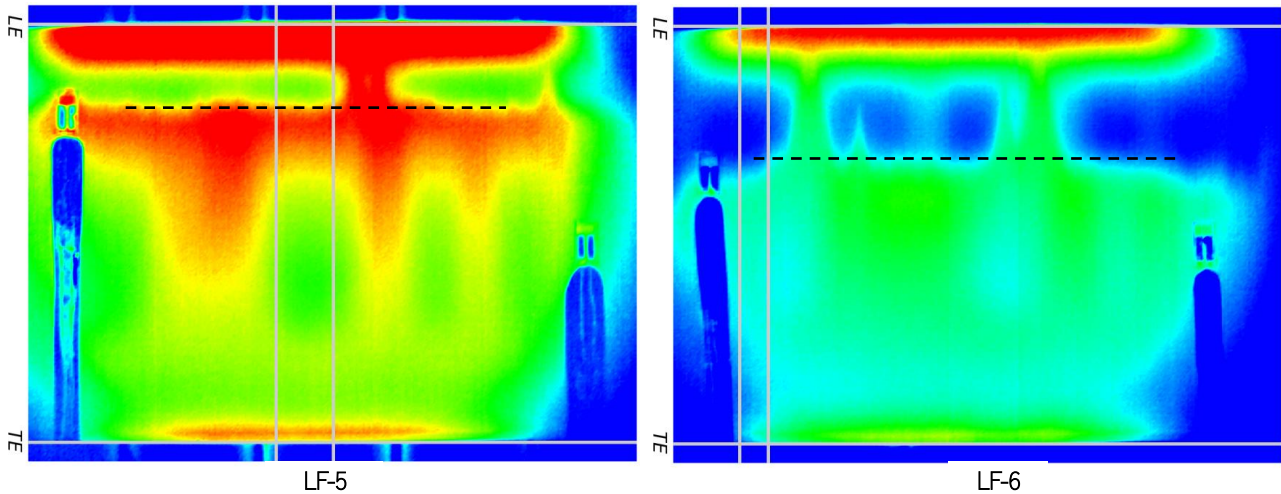


図3. 単翼試験における遷移位置の可視化

界層の数値解析を試みた[6]。今回は同様の方法で、翼面上の層流境界層が、恐らくはTS型不安定に依って遷移に至る現象をシミュレートすることを目的とした。対象としたのは、ファン動翼の一断面の前縁近傍のみを模擬した単翼の静止した風洞実験の模擬であり、ファン翼全体の形状ではなく、回転もしていない。

## 2. 対象とした流れ場

対象としたのは、ファン動翼形状を模擬した単翼の風洞試験[1]の流れ場である。試験はJAXA調布航空宇宙センターの0.8m×0.45m高レイノルズ数遷音速風洞(TWT2)で行った。試験供試体はLF-5とLF-6の2体で(図2)、主に前縁の形状が異なっている。LF-5はaFJRプロジェクトのファン空力試験で用いられたベースとなる形状である。aFJRファンの75%スパン断面を抜き出し、平面へ射影し、翼弦長の56%までは負圧側翼面プロファイルを維持し、それより下流では通風時に構造的に問題がないような翼厚みとなるように形状変更している。LF-6はLF-5翼型をベースに最適化手法によって層流域が広がるように設計した翼型である。最適化における流れ場計算にはJAXAで開発しているUPACSを用い、乱流モデルにLangtryらの $\gamma$ - $Re\theta$ モデルを用いている。

試験ではIRカメラで供試体表面温度を可視化することで境界層遷移の特定を行った。図3は試験結果の例である。気流は図の上から下方向に流れており、翼を背面から見た図である。図の黒い点線が推定された遷移位置であり、そこより上側が層流域である。LF-5に比べてLF-6では遷移位置が後退している様子が分かる。層流域には、埃の付着に起因する楔型の乱流域が見られる。図の右端と左端にはホットフィルムセンサーが映っている。

## 3. 計算方法

計算にはJAXA航空本部で開発しているUPACS-LESを用いた。このコードは6次精度コンパクトスキームによるLESコード

であり、中心差分に起因するodd-even振動を抑制するために高次精度の空間フィルタを用いている。SGSモデルを用いないImplicit-LESであるため、層流境界層を自然に計算することができ、層流境界層部分に関してはDNSと考えることが出来る。しかしながら乱流に遷移した後では、特に壁面近くの格子を細かくしていないためDNSが成立するだけの格子解像度は無い。このため乱流領域の壁面摩擦剪断応力は精度良く予測できていないが、遷音速流なので下流が上流に及ぼす影響は大きくなく、層流部分の予測にはほとんど影響しないのではないかと考えられる。

時間積分はRunge-Kutta陽解法である。壁面近傍の格子を細かくしていないため、陽解法で時間精度良く計算することが出来る。

## 4. 計算格子・計算概要

計算格子は、実験を行ったTWT-2風洞の形状を模擬したり。中央に翼を置き、風洞の上下壁面位置までを計算領域とし、図4に示すように、翼前縁を中心として流れ方向(x)に上流側、下流側それぞれ2m, 上下方向(y)にそれぞれ400mmとした。翼弦長は約150mmである。主流マッハ数は1.1である。図5に計算領域全体のマッハ数分布を示す。翼の少し上流に垂直衝撃波が存在し、翼に流入する流れは亜音速になっている。層流境界層が形成される部分に図6のように格子を集中しており、境界層中に壁面垂直方向に約80点の格子点を等間隔に配置している。

スパン方向(z)は1mmの幅として周期境界条件を課した。図7は翼面近くの面のスパン方向のマッハ数分布であり、スパン方向に流れはほぼ一様である。

速度擾乱を前縁の淀み点近傍の各計算格子点毎に三方向の速度成分ごとと各時間ステップごとにランダムに与えた。擾乱強度をdというパラメータで表し、d=0.01, 0.05, 0.1の三通りの計算を行った。dの値はほぼマッハ数に相当し、例えばd=0.1では各格子点が



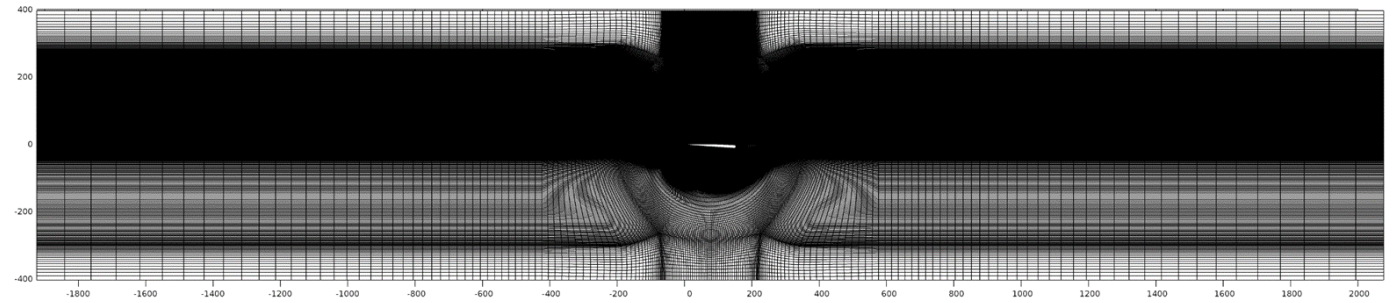


図4. 計算格子全体

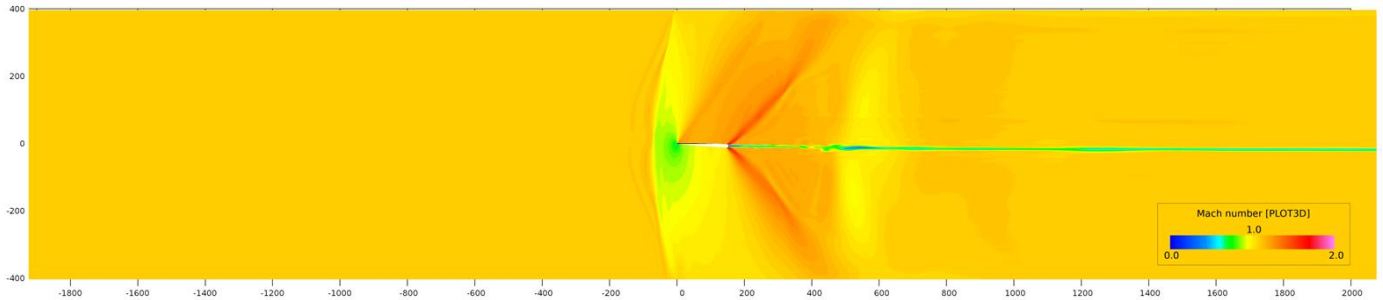


図5. 計算領域全体のマッハ数分布 (例)

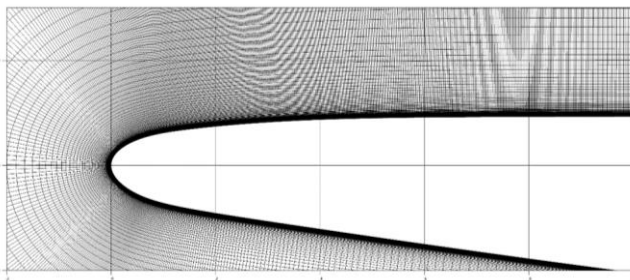


図6. 翼前縁近傍の計算格子

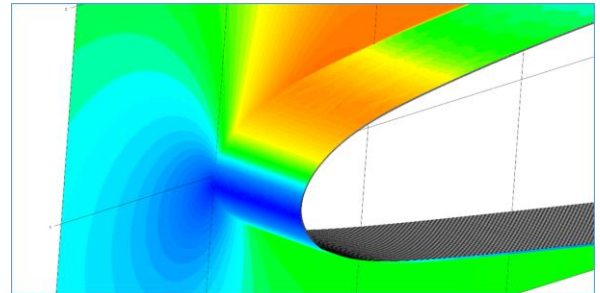


図7. 翼前縁スパン方向のマッハ数分布

最大でマッハ数±0.1の振幅の擾乱を各方向に与えている。擾乱は格子点毎、時間ステップごとに独立してランダムに与えているため、相互に打ち消しあい、擾乱を与えている領域の外に流れが出た後では急激に減衰し、結果として微少擾乱を与えていることとなっている。

計算は、先ず、擾乱を与えずに定常な流れ場が得られるところまで行った。この時点では翼面の境界層は全面層流のままであった。その後、擾乱強さdを一定の値で計算を進めた。しばらくすると或る場所から境界層が乱流遷移し、乱流域は次第に下流へと広がって行った。ほぼ定常な乱流境界層が得られた時点からデータの取得を開始した。データは(1)XY断面、翼面から(2)0.003mm、(3)0.02mm離れた面の3断面の流れ場の諸量を計算の100ステップ毎に3200回出力した。実時間では 8.9e-8 sec.毎に 0.3msec.の間取得したことに相当する。

#### 5. 結果と考察：LF-5

先ず、擾乱強さd=0.1のケースを説明する。図8は翼上面の前縁からX=80mmまでの間の瞬間のマッハ数を示した図である。前縁からしばらくの間は層流境界層であり、X=27mm辺りから境界層が乱れている。図9は圧力分布である。前縁からX=5mm辺りまで急激に圧力が下がっており、X>5mmの範囲では圧力が徐々に上昇している。図10は速度変動成分である。この図は時系列のデー

タを格子点毎に時間平均し、その平均値からの差のRMS値を計算したものである。X<25mmの範囲では翼面上に速度変動は全く見られず、X=27mm辺りから急激に速度変動成分が大きくなっている。

次に前縁からX<35mmの範囲をY方向に5倍に拡大した図を示す。図11は瞬間のマッハ数分布である。X<25mmの範囲は剥離の無い綺麗な層流境界層であり、x=27mm辺りで遷移が起きており、自然遷移していることが分かる。

前縁から遷移に至るまでの間に何が起きているかを見るため、速度変動成分のv成分の瞬間値を図12に示した。渦状の規則的な変動がX=10mm辺りで発生し、境界層中を伝わりながら成長し、X=27mmで遷移に至っている。

図13は、速度変動成分の図をY方向に5倍に拡大した図を中心に、前縁(X=0), X=14.3mm, 20.1mm, 26.3mmの各位置における、境界層の速度プロファイルとX方向速度変動成分(u')、及び速度変動成分が最大になるY方向位置での速度変動成分(u')のパワースペクトル密度を示している。X=0(図左上)では、Y=0.02mmの位置で速度変動が0.07程度の値を示しており、付加した擾乱がそのまま表れている。パワースペクトルはほぼホワイトノイズ的であるが、100kHzにピークが見られる。そこから下流に進むに従い擾乱は減衰し、X=14.3mm(図右上)の位置のパワースペクトルは100kHzのピークでは2桁、全体的には6桁程度小さくなっている。

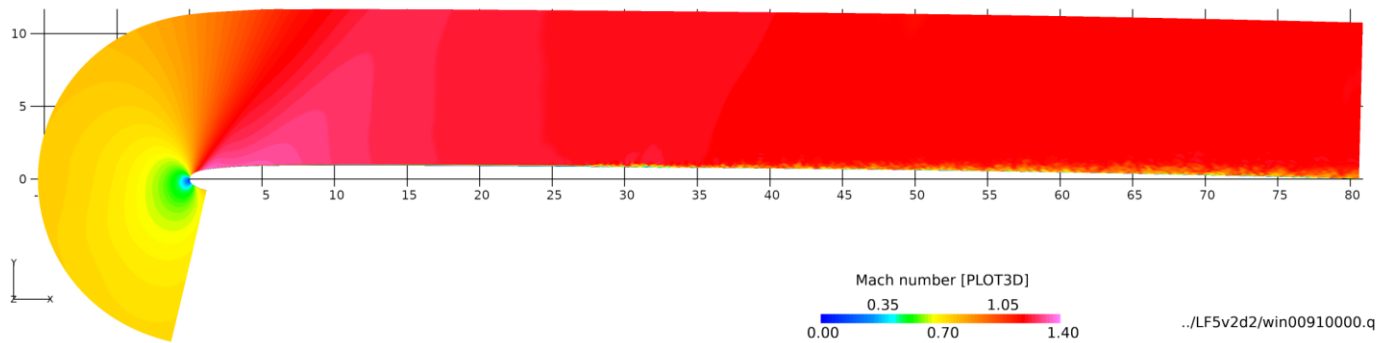


図8. 翼上面のマッハ数分布 (LF-5, d=0.1)

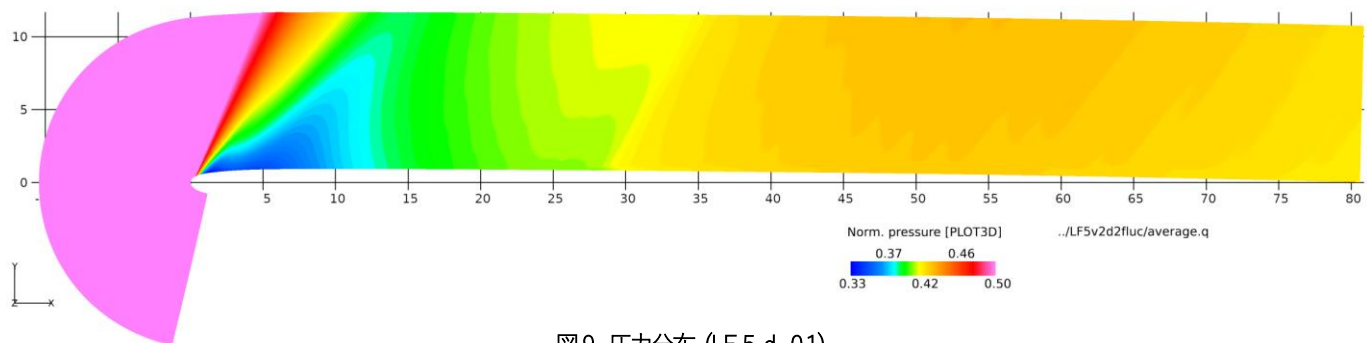


図9. 圧力分布 (LF-5, d=0.1)

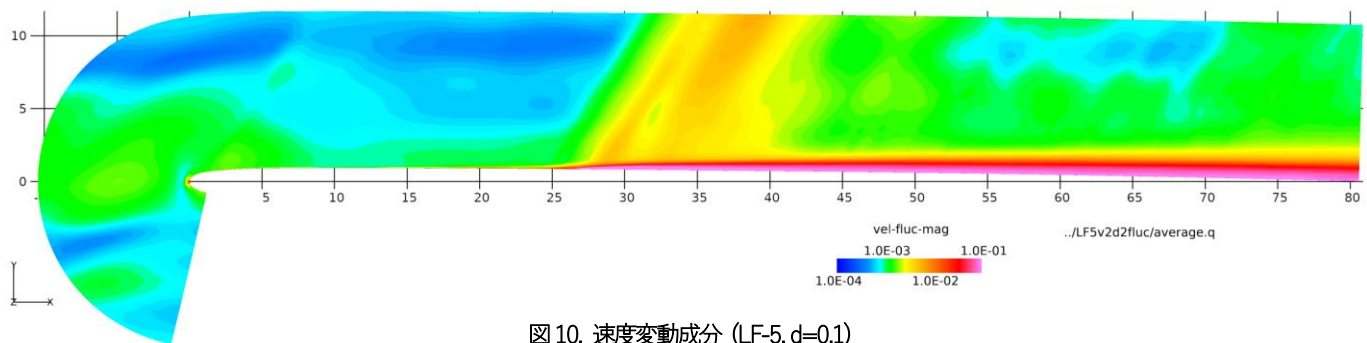


図10. 速度変動成分 (LF-5, d=0.1)

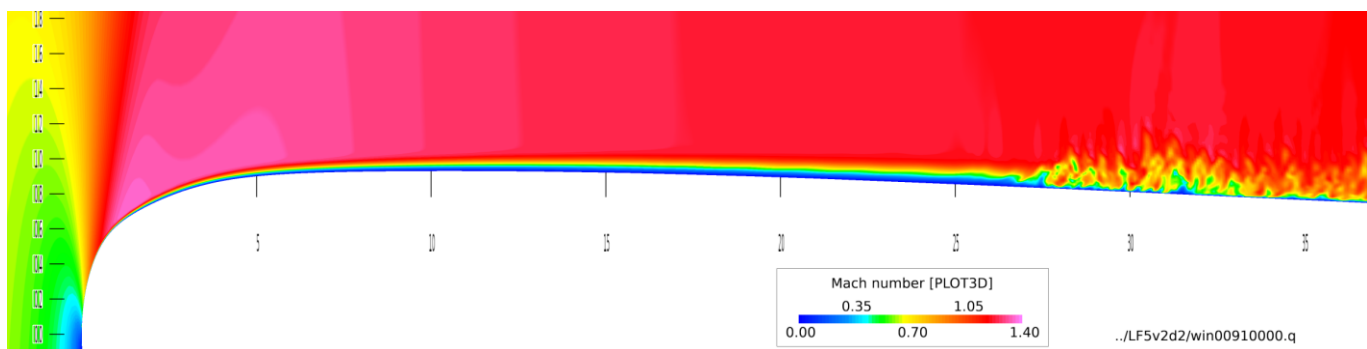


図11. マッハ数 (Y方向に5倍拡大, LF-5, d=0.1)

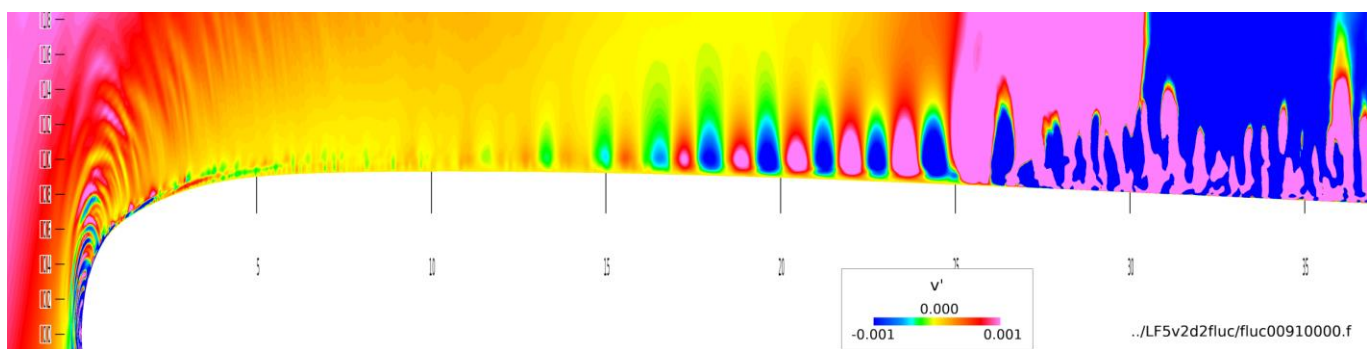


図12. 速度変動成分 $v'$  (Y方向に5倍拡大, LF-5, d=0.1)

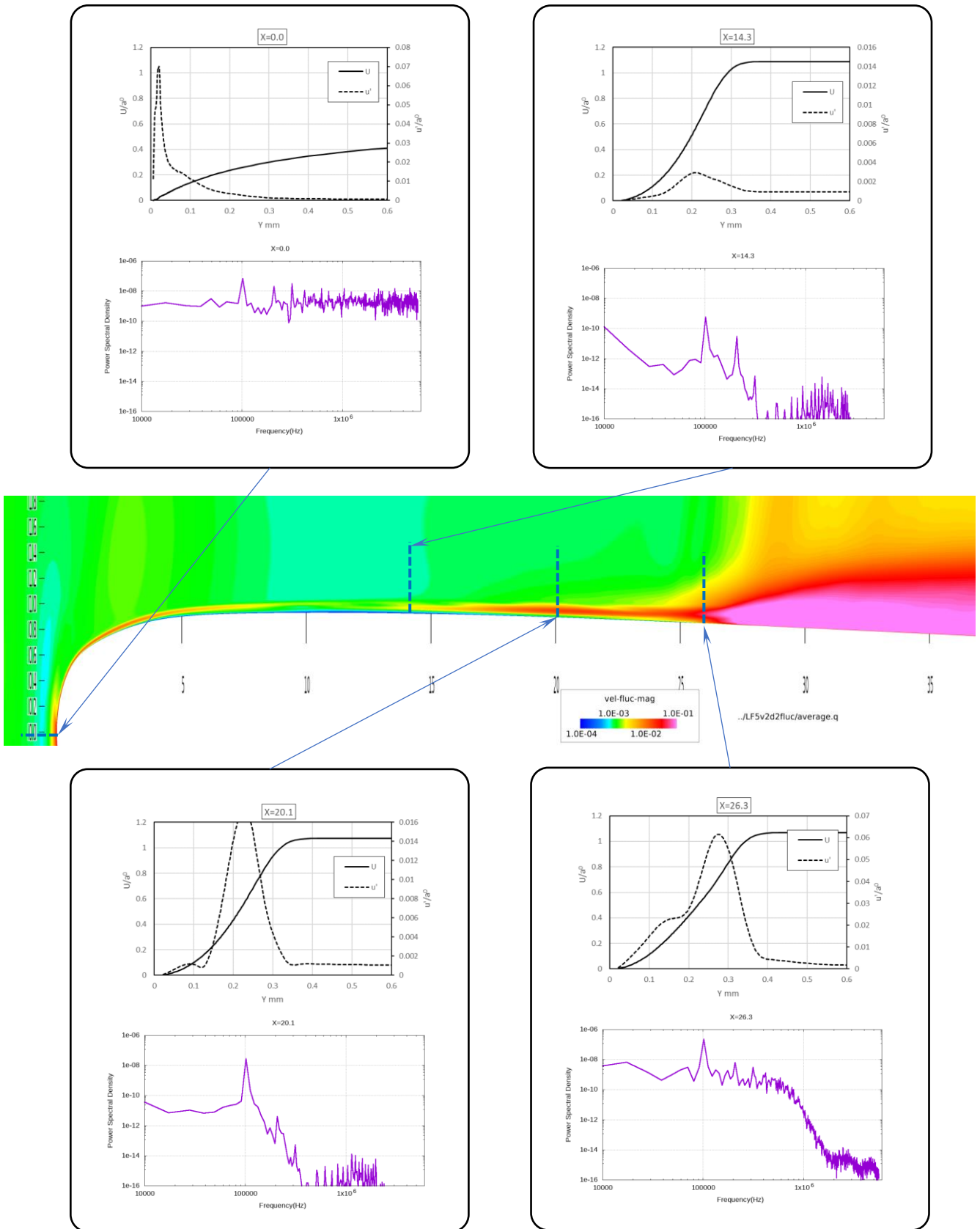


図 13. 速度変動分布と周波数スペクトル (LF-5, d=0.1)



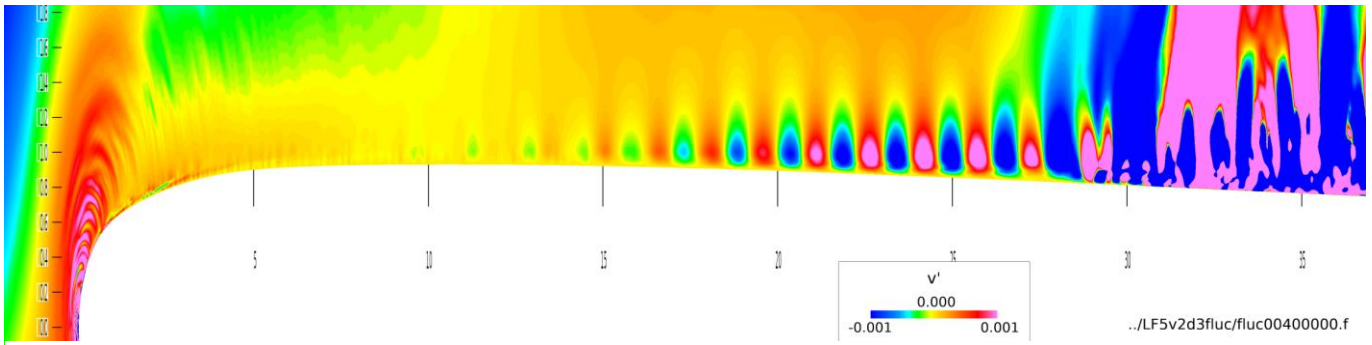


図 14. 速度変動成分  $v'$  (LF-5,  $d=0.05$ )

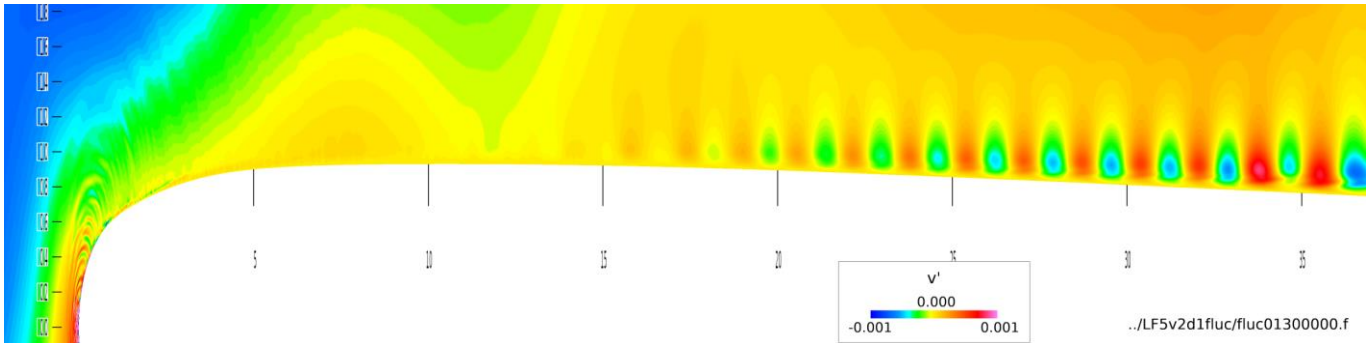


図 15. 速度変動成分  $v'$  (LF-5,  $d=0.01$ )

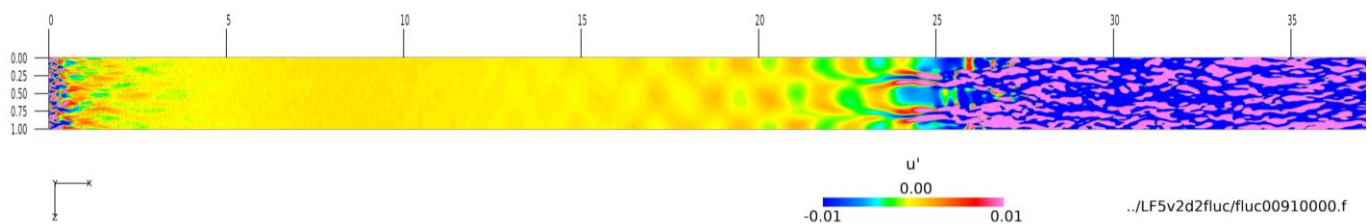


図 16. 翼面から 0.02mm 離れた面の速度変動成分  $u'$  (LF-5,  $d=0.1$ )

その後、 $X=20.1\text{mm}$ (図左下)では速度変動成分が再び成長しており、パワースペクトルを見ると $100\text{kHz}$ のみが $X=14.3\text{mm}$ と比べて成長しており、それ以外の周波数成分は多少減衰している。 $X=26.3\text{mm}$ (図右下)では、 $100\text{kHz}$ 成分が特に成長すると共に、 $100\text{kHz}$ を超える速度変動成分も成長し、乱流のスペクトルに近づきつつ有るように見える。これらの結果から、 $X=0\text{mm}$ でブロードバンドに与えられた擾乱が、 $0 < X < 15\text{mm}$ の範囲で減衰し、 $15 < X < 25\text{mm}$ の範囲で $100\text{kHz}$ 成分のみが選択的に成長し、 $25 < X < 30\text{mm}$ で乱流に遷移する結果となっていると考えられる。

この結果では遷移位置は $X=27\text{mm}$ 付近であり、図3に示す単翼試験の結果と比べると、かなり近い遷移位置が示されているが恐らくはこれは偶然の一致である。図14( $d=0.05$ )、図15( $d=0.01$ )に示すように付加する擾乱の強度 $d$ を変えると遷移する位置が変わっており、LES解析により遷移位置を予測したい場合、風洞内の乱れの強度とスペクトルを合わせるなど境界層に受容される初期擾乱の強度を同じにしなければならないことを意味する。単翼試験での風洞内の乱れデータや境界層内速度変動データは $100\text{kHz}$

までは計測できておらず、この計算結果が妥当かどうかの確認は困難である。このため、遷移する位置を直接予測しようとするよりも、擾乱が成長する領域はどこか、成長率ほどの程度かを予測できるかどうか注目することが妥当であろうと考えられる。

図16は、翼面から $0.02\text{mm}$ 離れた面を $Y$ 軸の上方から見下ろした図である。 $Z$ 方向に2倍に拡大している。この図を見ると、 $12 < X < 23\text{mm}$ の範囲では斜めの波が発生しており、右斜め、左斜めの双方の波が交差する位置( $Z=0.25, 0.75$ )で遷移の発端となる縦渦が発生しているように見える。 $Z$ 方向に周期境界条件を使っているため、斜めの波は周期境界に合致するものが選択的に成長する。つまり計算格子を作った時点で成長できる斜めの波を規定してしまっていることになる。このため精度の良い計算のためには、 $Z$ 方向の幅を、この計算の例えば数倍以上広く設定するなどの対策が必要なのではないかと考えられる。

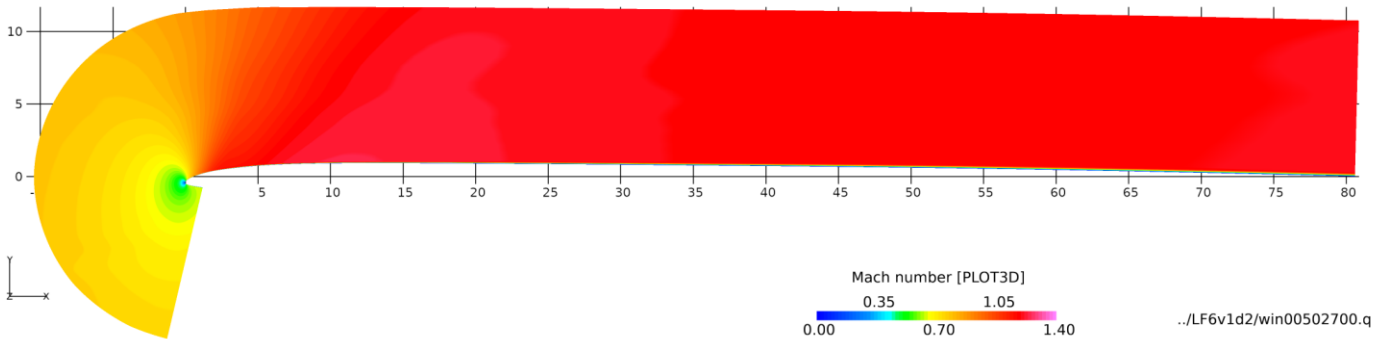


図17. 翼上面のマッハ数分布 (LF-6, d=0.1)

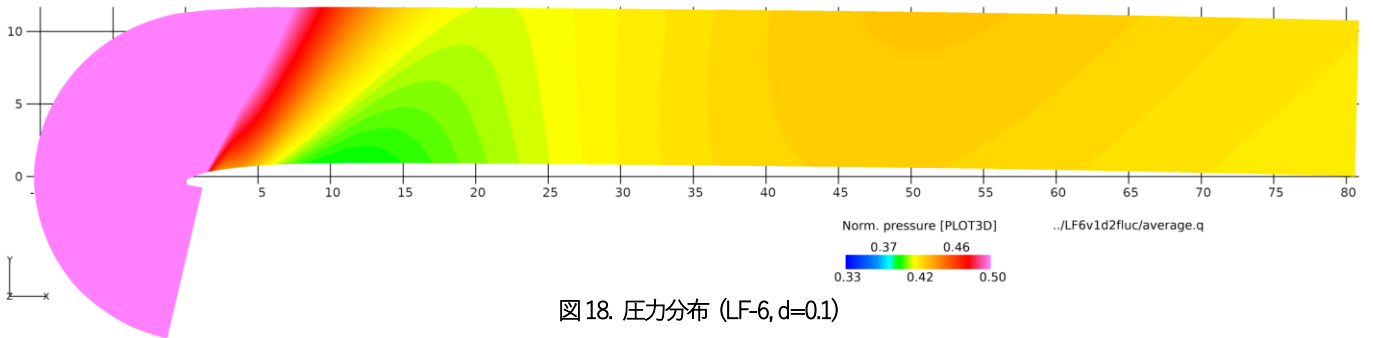


図18. 圧力分布 (LF-6, d=0.1)

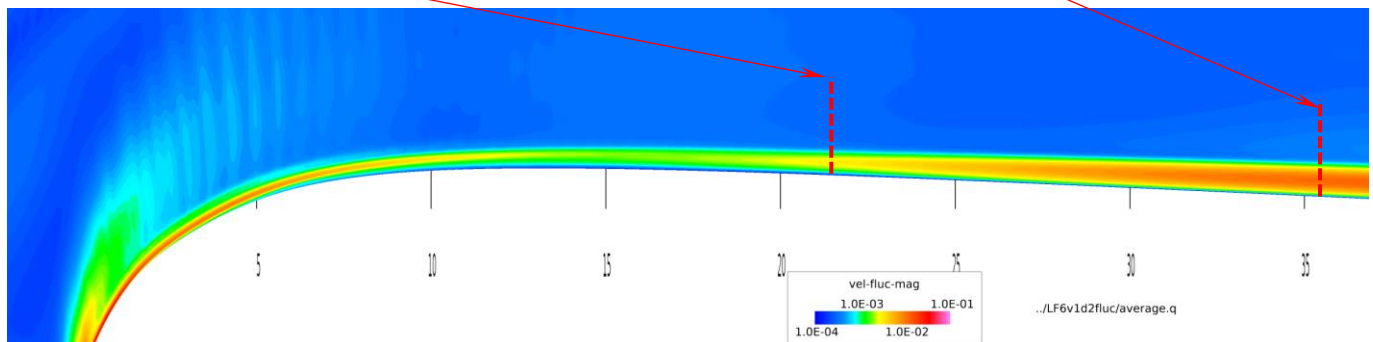
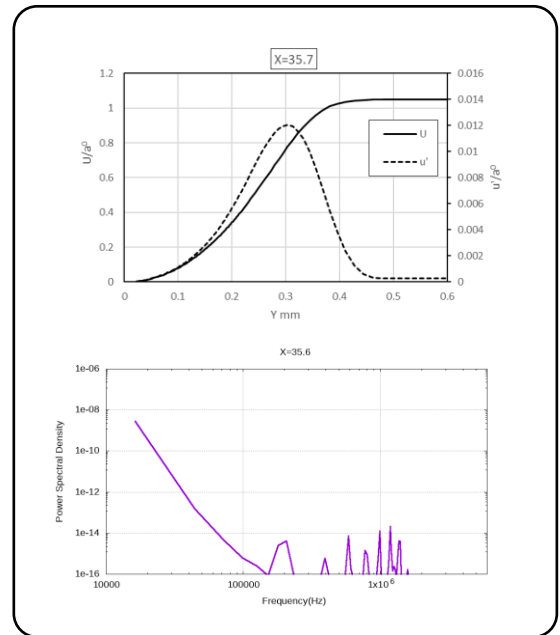
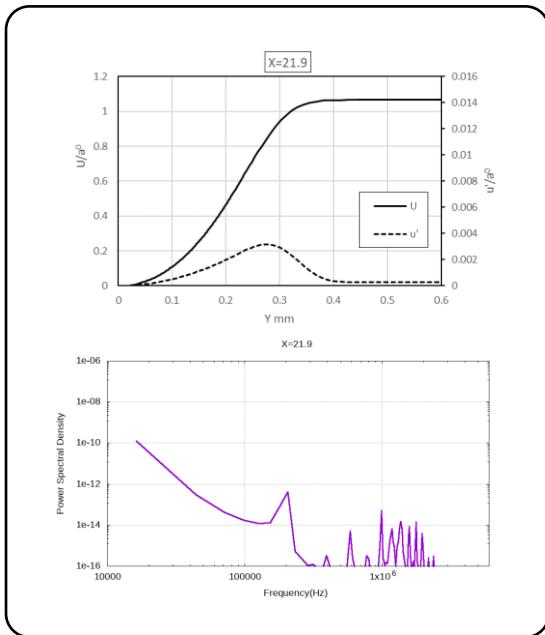


図19. 速度変動分布と周波数スペクトル (LF-6, d=0.1)

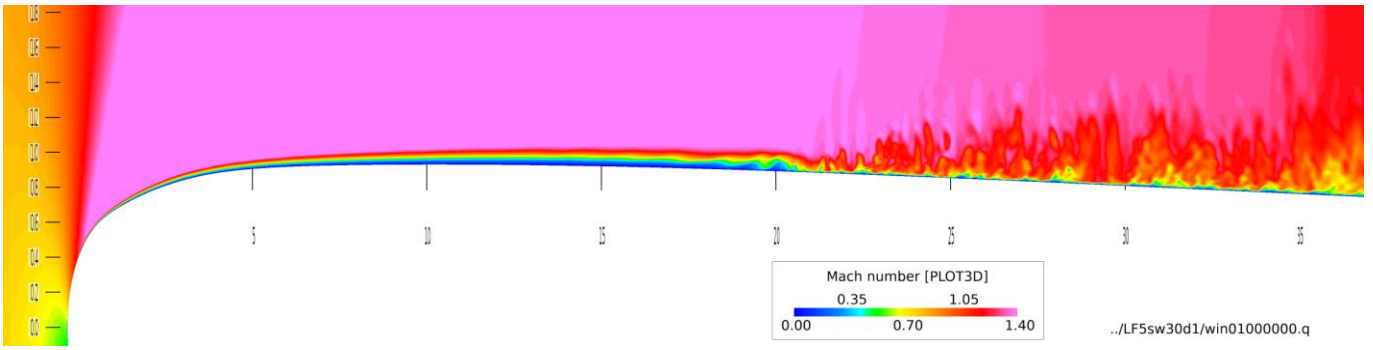


図20. マッハ数 (LF-5+後退角, d=0.1)

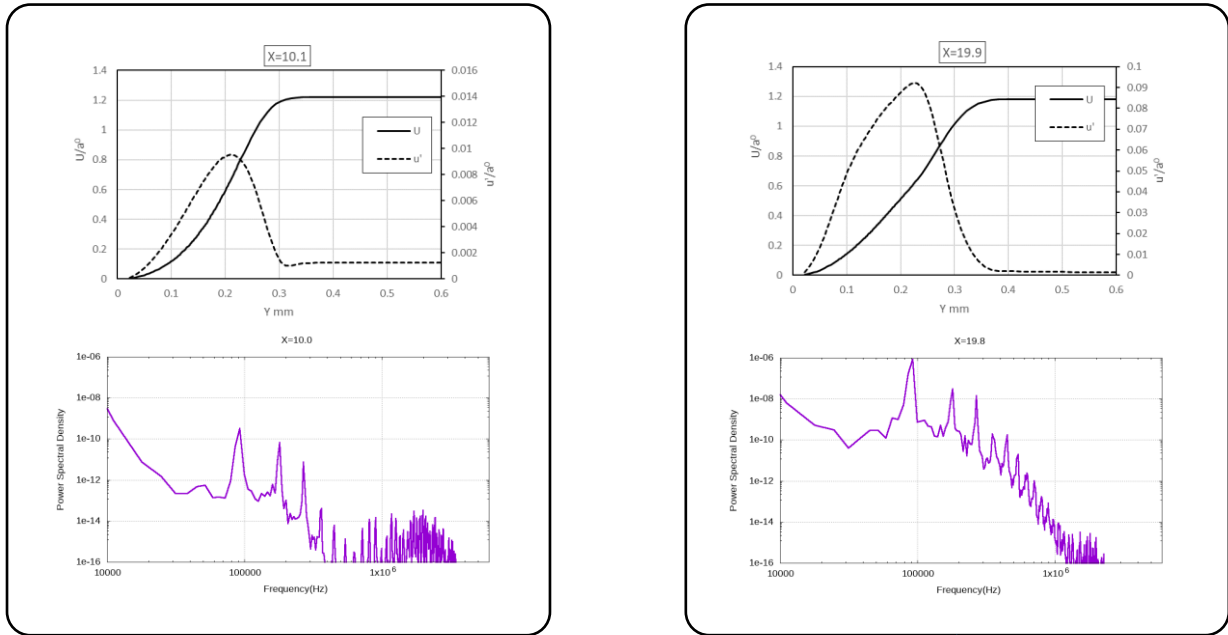


図21. 速度変動分布と周波数スペクトル (LF-5+後退角, d=0.1)

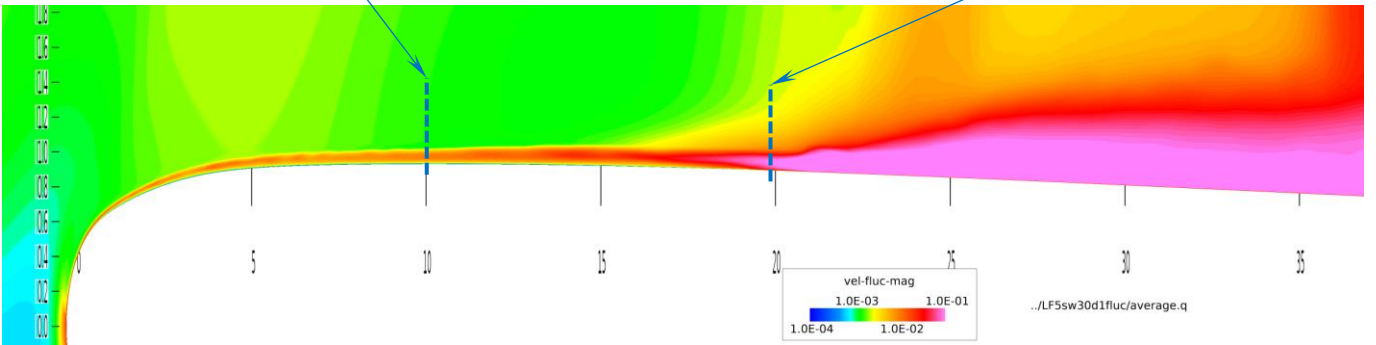


図21. 速度変動分布と周波数スペクトル (LF-5+後退角, d=0.1)

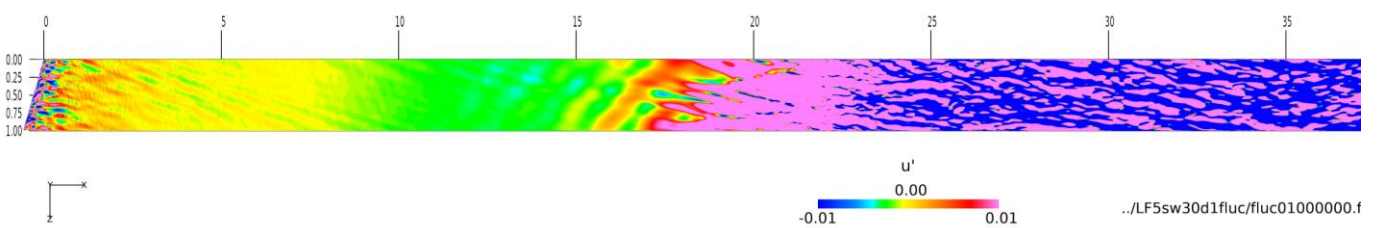


図22. 翼面から0.02mm離れた面の速度変動成分  $u'$  (LF-5+後退角, d=0.1)



## 6. 結果と考察：LF-6

図17はLF-6のマッハ数分布である。LF-5と異なり乱流に遷移している領域が見られない。圧力分布(図18)を見ると、LF-6にはLF-5に見られたような強い負圧のピークが見られず、前縁から $X=5\text{mm}$ までの急激な圧力低下ののち、圧力上昇を経ずに $5<X<80\text{mm}$ の範囲ではほぼ一定の圧力を保っており、遷移しにくい圧力分布であることが想像される。図19は速度変動分布と周波数スペクトルである。前縁で付加された乱れが減衰し $X=10\text{mm}$ 辺りで見えなくなったのち、 $X=22\text{mm}$ で再び成長している。しかしLF-5で見られたような大きな渦は発生せず、速度変動のレベルは小さく、遷移には至らない。単翼試験(図3)においてLF-6はLF-5と比べて下流位置ではあるが遷移していることから考えると、本計算で遷移した結果が得られなかったということは、本計算に於いて恐らくは前縁の淀み点近傍のみに擾乱を加える方法が適切で無く、一様流に広範囲に乱れを与える計算方法が必要であろうと思われる。

## 7. 結果と考察：後退角のある LF-5

実際のファン翼では多少なりとも後退角が存在し、それに伴う横流れが遷移に影響することが予想される。後退角が有る場合にもこのような計算が可能であるかどうか試行するため、LF-5の翼型に30度の後退角を付けた形状で計算を行った。図20のマッハ数分布では、 $X=21\text{mm}$ 辺りで遷移していることが分かる。図21の速度変動分布と周波数スペクトルを見ると、後退角が有る場合も、後退角が無い場合と同様に100kHzの速度変動が成長している。

図22は翼面から0.02mm離れた面の速度変動成分 $u'$ である。後退角が無い場合(図16)では右上に向かう波と右下に向かう波の両方が発生してそれが交差することによって遷移が起きていたが、後退角が有る場合は右下に向かう波のみが見られ、それにより遷移が起きている。

## 8. 結論

ファン翼を模擬した翼の層流境界層が自然遷移する現象をLES解析によって模擬することを試みたところ、境界層中の擾乱が成長して遷移に至る計算結果を得ることができ、回転するファン流れへの応用への足掛かりとすることが出来た。

結果の信頼性・定量性を向上するために、計算領域のスパン方向幅を広くすることと、より実際に近い流入乱れを模擬する方法など、さらなる改善が必要である。

## 参考文献

- [1] 賀澤順一, 榎本俊治, 正木大作, 西澤敏雄, 田中望, 榎友謹, 室岡武, "境界層遷移を伴うファン動翼空力性能予測に関する研究", 第57回航空原動機・宇宙推進講演会, JSASS-2017-0097
- [2] 林亮輔, 田中望, 榎友謹, 室岡武, 加藤大, 正木大作, 賀澤順一, 榎本俊治, 西澤敏雄, "遷音速ファンにおける層流効果の実証試験", 第46回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集 2018.10
- [3] 跡部隆, 山本稀義, "e<sup>n</sup>法に基づく境界層の遷移予測とその検証", 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1390, 1999
- [4] S. Kawai and K. Fujii, "Compact Scheme with Filtering for Large-Eddy Simulation of Transitional Boundary Layer",

AIAA Journal, vol.46, No.3, 2008

- [5] Atobe, Kurotaki, Sumi, and Takagi. "Challenge for Natural Transition Simulation of Wing Boundary Layer with an Innovative 3-D LES Technique", AIAA 2006-3533
- [6] 榎本俊治, "斜め円柱周りの境界層遷移のLESによる数値予測", 第55回航空原動機・宇宙推進講演会, JSASS-2015-0045