216303 ストレークのあるエンジンナセル周りの流れの研究

A study of flow around nacelle with strake

○学 砂川 友弥 (電通大院)

正 前川 博 (電通大)

Tomoya Sunakawa, The University of the Electro-Communication, 1-5-1, Choufu-shi, Tokyo 182-8585

Hiroshi Maekawa, The University of the Electro-Communication, 1-5-1, Choufu-shi, Tokyo 182-8585

We investigated flows around an engine nacelle model with a strake using a wind tunnel. The experimental results reveal the effects of the aerodynamics device on streamwise vorticities behind the nacelle model body. Large-scaled vortex structures with a low frequency band were found. We have been analyzing the structures variation.

Key Words: strake, turbulent wake, wavelet transform, Morlet Wavelet, velocity fluctuation,

1. 研究背景および目的

近年、旅客機の騒音低減や低燃費性といった高まる環境への配慮から、大型の高バイパス比のエンジンが翼に接近して搭載されている。このため、特に離着陸時の高迎角姿勢において、ナセル・パイロン付近から生じる渦が翼面での流れの干渉を増加させる^[1]。このような流れの干渉は航空機の空力性能、特に最大揚力を減少させる。この対策として、エンジンナセル側面に strake (小翼) を取り付けることによりエンジン装着に伴う高迎角時空力性能低下を少なくする方法が経験的に知られている^[2-3]。本研究はそのストレークがナセル背後に生じる縦渦に及ぼす影響を明らかにするため、ナセル周りの流れに注目し、ストレークのあるナセル周りの流れを熱線流速計を用いて測定し、平均および変動速度場を用いて、ストレーク位置に応じた平均速度分布や乱れ分布を定量的に求めた。特にナセル背後の後流中の渦構造に対する変化を抽出するために速度変動波形のウェーブレット変換を行い、ナセル周りの流れに与える影響を検証する。本稿では、主に 5deg. 時の測定結果について報告を行う。

2. 実験装置および実験方法の概略

本実験では吹き出し型の風洞(HD11-1, 本田工業株式会社製)を用い、主流 U は 10 m/s の一定で行った。Fig. 1 に実験装置の概略図を示す。エンジンナセルモデルはアルミ製の全長 220 mm, 外径 100 mm の薄肉円筒とした。モデルは加工した円管をつなぎ合わせたものであり、適切にはめ合わせることでストレークを周方向に移動できる機構をもたせた。座標系はナセル軸方向に x , ナセル軸方向に対して y, z とする。ナセル迎角は α deg. とし、ターンテーブルを用いて変化させる。ストレークは高さ 20 mm, 長さ 50 mm のデルタ翼型とし、前縁から 70 mm 位置に設置した。ストレークの周方向位置は θ deg. とし、10 deg. 刻みに変化させてナセル周りの流れの測定を行った。

Fig. 1 experimental apparatus

3. 計測方法

Fig. 2 に流速測定方法を示す。流速計は定温度型熱線流速計 (STREAM LINE : DANTEC DYNAMICS 社製) を用い、サンプリング周波数 10 kHz, サンプリングデータ数 16384 点として測定を行った。測定用プローブには、I 型プローブ (形式 55P11 : DANTEC DYNAMICS 社製) を用いた。トラバース装置はナセル垂直断面を含む平面領域を走査できるように設置し、ナセル軸方向速度成分 u の測定を行った。測定領域の位置は、ナセル前縁を基準とした軸方向位置を x とする。1 断面あたりの測定点数は約 200 点程であり、原則として 5 mm 間隔で測定を行った。測定領域は流れの対称性を考え、図のように第 1 象限のみを行う。各測定点においては平均流および乱れ強さを算出し、また特に変化が明瞭に現れる測定点については速度時系列信号のウェーブレット変換を行い、速度変動構造の抽出を行った。

Fig. 2 The measurement method of fluid velocities

4. 連続ウェーブレット変換の概要

ウェーブレット変換は、周波数領域で信号を表現するフーリエ解析の特徴を活かしつつ、様々なスケールの変動の時間軸情報を失うことなく抽出できる^[11]。時系列信号 $f(t)$ (t : 時間) に対するウェーブレット変換は式(1)で定義される $W(a, b)$ はウェーブレット係数、関数 $\psi(t)$ はマザーウェーブレットと呼ばれる基準波形である。 a はウェーブレットのスケールであり、時間軸上における信号の幅を表すパラメーターである。 b は時間軸上の位置のパラメーターであり、ウェーブレットを時間軸方向に平行移動させることができる。

$$W(a, b) = \int f(t) \cdot \psi\left(\frac{t-b}{a}\right) dt \quad (1)$$

本研究では速度変動構造を明瞭に与えてくれる^[4]関数 Morlet を用いて速度変動波形の解析を行った。Morlet を式 (2) に示す。

$$\psi(t) = \left(\frac{2}{\sqrt{3}}\pi^{-\frac{1}{4}}\right)(1-t^2)e^{-\frac{t^2}{2}} \quad (2)$$

5. 実験結果

5.1 流速測定結果

Fig.3~ fig4. は迎角 5, 10 deg. における速度変動場の結果である。ナセルモデル背後には乱れ領域が軸方向に発達している。軸対称物体背後に現れる二次渦などの各縦渦群は確認できなかった。

Fig. 3 contours of velocity fluctuations at angle of attack 5 deg.

Fig. 4 contours of velocity fluctuations at angle of attack 10 deg.

5.2 速度変動波形のウェーブレット変換

乱れの極大値からとりだした速度変動波形(サンプリング周期 0.1 ms, 信号長さ 1024)を連続ウェーブレット変換した解析結果を fig. 5 に示す。図は縦軸にスケールパラメーター a を、横軸は時間軸上のウェーブレットの中心位置 b とし、ウェーブレット係数分布を絶対値で表したものである。また、参考として 100Hz の sin 波と Gaussian White noise の信号の解析結果を同時に載せた。

Fig. 5 Continuous wavelet transform of velocity fluctuations

6. 考察

・ストレークの後流部($x/L=0.455$)

ストレークのない(c)では、 $105 \leq a \leq 157$ のスケール(周波数 50~70Hz)において強い縞状パターンがみられる。この信号区間において周期的な速度変動が存在していることを示唆している。ストレークを装着すると、それよりも大きな時間スケールの変動が出現する傾向があり、 $\theta=30$ deg. の方がその影響は顕著に現れる。

・ストレーク下流部($x/L=0.636$)

ストレークのない(d)では、やや周期性が崩れているが $157 \leq a \leq 235$ のスケール(周波数 30~50Hz)における速度変動が明瞭に現われている。ストレークを装着することによって、ストレーク後流部同様に速度変動構造に低周波の速度変動構造が現れる。

7. 参考文献

- [1] 山本, 他, JAXA における旅客機高揚力形態の空力技術の研究, ながれ, 26, 2007, 251-257
- [2] R. Rudnik, Stall Behavior of EUROLIFT HIGH LIFT Configurations, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 7-10, 2008.
- [3] J. P. Slotnick, et al., Navier-stokes analysis of a high-lift configuration with externally blown flaps, AIAA Paper 2000-4219, 2000, 8-9.
- [4] 石川, 他, ウェーブレット変換による乱流後流の解析, 日本機械学会論文集 B 編, 61 巻, 587 号, 1995.