

技術ノート

ブレード前縁形状の空力特性におよぼす影響

Aerodynamic Effects of Leading Edge Irregularities of a Helicopter Rotor Blade

進 藤 章二郎*
Shojiro SHINDO

川 田 忠 裕**
Tadahiro KAWADA

譚 安 忠***
Anzhong TAN

原 幸 久****
Yukihisa HARA

赤 地 一 彦****
Kazuhiko AKACHI

A pair of slight bulges, which were caused during the fabrication, was found near the leading edge of a helicopter rotor blade, and it runs in the spanwise direction for the entire length. The height of the bulge is extremely small, being approximately 0.3 mm which is in the neighborhood of 1.2 % of the maximum thickness. These slight irregularities showed that the blade suffered a maximum lift coefficient loss of five to six percents in a wind tunnel test. A nearly 16 % drag coefficient increase was also found in the vicinity of the maximum lift coefficient of the blade with irregularities. These deteriorations in blade aerodynamic characteristics are expected to lower the flight performance of a helicopter.

Key words : rotor blade, leading edge irregularity

1. はじめに

ローターブレード前縁付近にある断面形状の極めてわずかな膨らみが、ブレードの空力特性におよぼす影響の有無を調査するために2次元風洞実験を行った。

製作工程の異なった2本のヘリコプタローターブレードの前縁付近を精密測定すると、1本の断面形状は、標準翼型に近い形状であったが、他の1本には前縁付近に標準翼型からわずかに逸脱した膨らみがあることがわかった。

この膨らみの最大の値は、最大翼厚の約1.2%でおよそ0.3 mmである。この程度の極めて微小な翼型の変形が5~6%の最大揚力係数の損失につながる事が今回の風洞実験でわかった。

同時に最大揚力係数付近において断面翼型に余分な膨らみのあるブレードの方が、抗力係数は約16%大きいことも今回の風洞実験でわかった。

こうしたブレード空力特性の変化は実機ヘリコプタの性能に影響を与えると思われる。

2. 模型と実験設備

(1) 模型

この実機ヘリコプタのローターブレードは、長さが

3813mmであるから、通常的手段では実物を用いて空力特性を測定することは困難である。

この実験では先端から250 mmの所から1620 mmを切断し、両端に直径750 mm、厚さ5 mmのアルミハニカム製円盤を端板として取り付け、模型の迎角を変化させたときに発生する誘導抗力を抑制し、流れの2次元性を保つようにした。端板の円周は半円形状にし、端板上の流れの剥離を抑制した(写真-1)。ブレードの断面は、NACA0015翼型に近い形状である。

多目的風洞設備の固定壁測定部で使用する3分力天秤は、2次元模型を両端で支持して模型の空力特性を計測



写真-1 3分力天秤に設置した模型

*川田工業(株)総務部技術顧問

**川田工業(株)航空事業部長

***川田工業(株)航空事業部技術開発室課長代理

****川田工業(株)航空事業部技術開発室

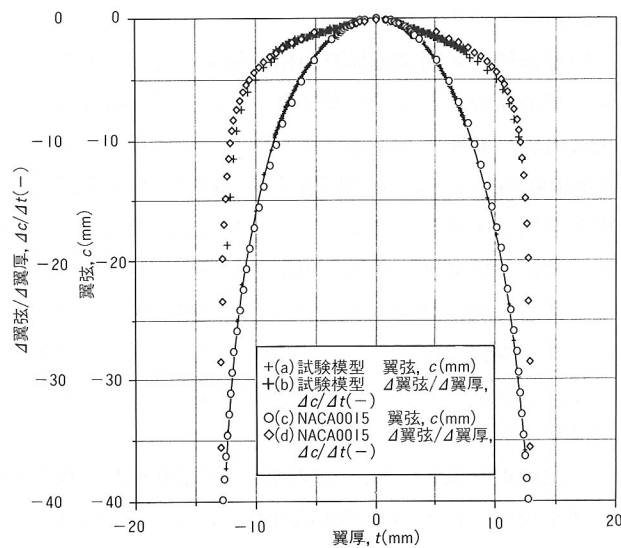


図-1 標準翼型に近いブレード断面形状

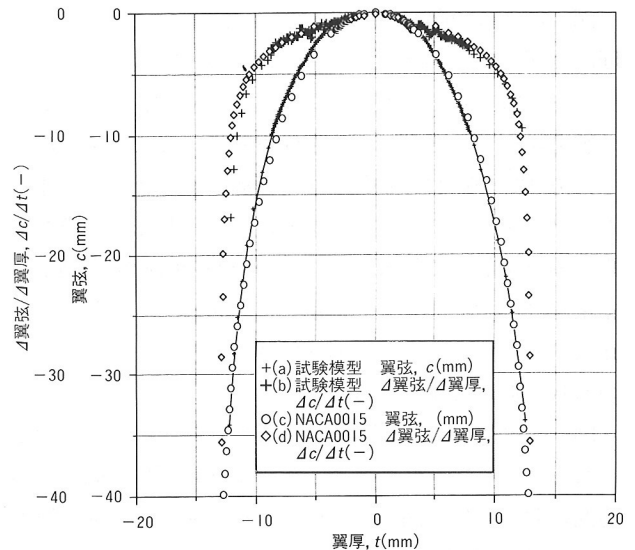


図-3 前縁に膨らみを付加したブレード断面形状

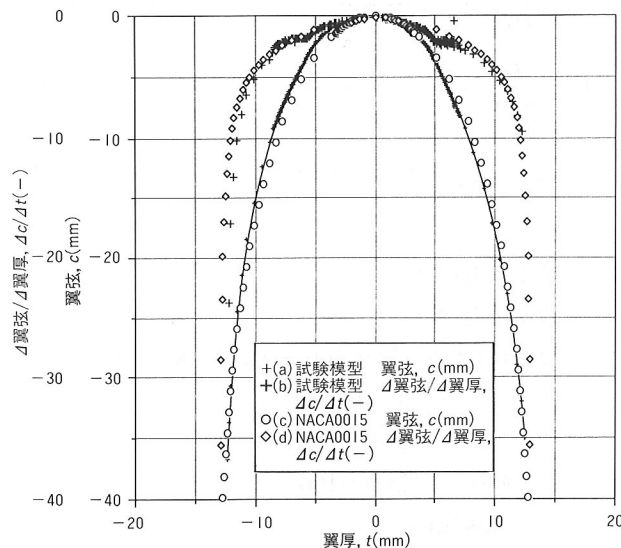


図-2 前縁に膨らみのあるブレード断面形状

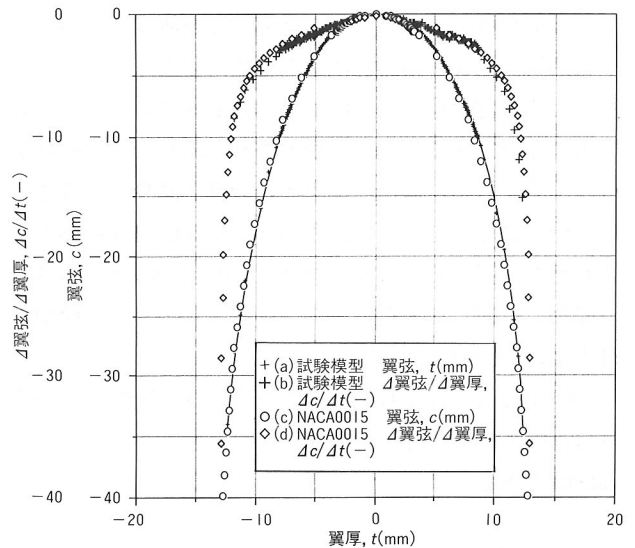


図-4 前縁の膨らみを研削したブレード断面形状

するように設計製作されている。したがって、模型を入れずに端板だけを天秤に搭載して端板の効果を測定することはできない。そこで、端板のかわりに直径100 mm、厚さ5 mmの円盤を取り付け、誘導抗力が発生しない低迎角において、風軸上流部に風防を仮設して、端板の影響の少ないデータを測定し、後の計算処理に用いた。

(2) ブレード断面の測定

測定精度0.001 mm 3次元測定機を用いて、ブレード断面の精密測定を行った。

ブレードの長さ方向の数ヵ所において断面を測定した結果、前縁付近の断面が標準翼型から逸脱している部分を明瞭に可視化するために、X-Y座標の各点を微分してブレード表面の傾斜の分布を求めた。図-1～2がその結果である。

図-1は断面形状が標準に近いブレードの長さ方向における1ヵ所で測定した結果である。

図-1(b)は、図-1(a)の各測定点において前後の測定値

との間を微分し、その間の表面の傾斜 $\Delta c / \Delta t$ を算出したデータである。ここで、 Δc は翼弦方向の微小量、 Δt は、翼厚方向の微小量である。

前縁付近にわずかな膨らみのあるブレードの断面を精密測定し、その結果を上図と同じ方法で求めた断面形状のデータを図-2(a)と図-2(b)に示す。

図-2(a)からは翼型前縁付近の膨らみは明瞭ではないが、図-2(b)に示した微分値の分布図と、図-1(b)の分布図を比較すると標準翼型から逸脱している部分が容易に識別できる。

(3) ブレード断面の加工

ブレード前縁付近の膨らみが空力特性におよぼしている影響を調べる目的で、膨らみのない図-1(a)に示したブレードの前縁付近に、厚さ0.1 mmのポリエステル製マスキングテープとボンドを用いて模擬的な膨らみを付加した。このブレード断面を精密測定した結果を、図-3(a)と図-3(b)に示す。

図-3(b)には断面形状に異常のあることが現れている。同図と図-2(b)が類似していることから、膨らみのないブレードに膨らみを付加することによって、図-2(a)に示した製造過程でできた膨らみを模擬していると仮定した。

一方、膨らみのない図-1(a)の前縁断面に合わせて作ったメタル製テンプレートを基準にして、図-2(a)の模型の膨らみを研削して除去した。この模型の断面精密測定の結果を図-4(a)と図-4(b)に示した。図-4(b)と図-1(b)を比較すると両ブレードの前縁付近の形状は、およそ同等の形状であると思われる。

図-4(a)で見られるように、まだ膨らみの痕跡は多少とも残っているが、図-1～4が示すように翼弦方向のこの範囲においては、図-2(a)の前縁付近の膨らみの部分以外はNACA0015翼型であるとみなされる。

(4) 風洞

この実験研究でブレードの空力特性を測定するのに、多目的風洞設備の固定壁測定部を使用した。

この測定部は高さ2500 mm、幅2000 mmであるが、3分力天秤で測定する際には、模型周りの流れの2次元性を確保するために、壁面の境界層の影響を減少させるように両壁には流れ方向へ、長さ1650 mm、高さ1500 mmの2次元壁を設置する。この2次元壁は測定部固定壁から175 mm離れた位置にあるため、同測定部を利用できる模型の最大幅は約1600 mmである。

同測定部に常設されている3分力天秤(写真-2)の容量は、揚力30kgf、抗力30kgf、ピッチングモーメント30 kgf・mである。

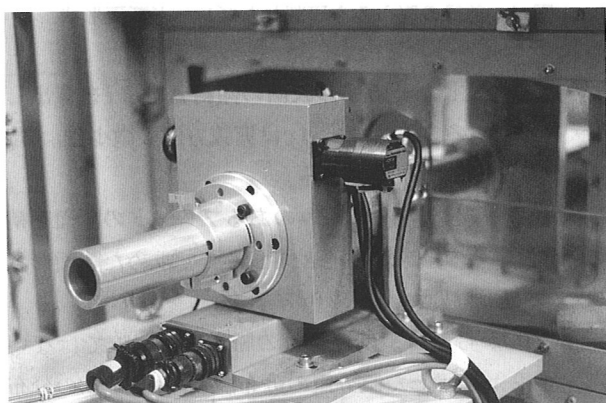


写真-2 測定に使用した3分力天秤

3. データの収録と処理

各ブレードの長さ方向の中心において、傾斜計を用いて迎角を0°に設定し、風速が30 m/sに安定している状態でデータを収録した。測定は、迎角の範囲を-6°～+18°まで1°ごとに变化させて実験を行った。

3分力天秤のデータは、風洞常設のHP9000/380ワークステーションで収録し、すべてのデータを平均化した

後、以下の補正を行った。

模型面積の風洞測定部断面積に対する比0.068を用い、測定部境界修正として参考文献1)による2次元閉塞効果と流線の曲率に対する修正を施した。端板のかわりに直径100 mm、厚さ5 mmの円盤を取り付け、風軸上流部に風防を仮設することによって、誘導抗力が発生しない迎角の範囲で翼型抗力係数を測定し、端板が付いているときの翼型抗力係数から差し引いて、端板の抗力を計測した。この端板は円形のため、端板の抗力を迎角には依存しないと仮定して、すべての測定抗力から一定の値として減算した。

上記補正を施した後、実験動圧、模型基準長、模型平面積を用いて以下の式で無次元化し、これを近似的に2次元空力特性であるとした。

$$C_L = \frac{L}{q \cdot S} \cong C_{L_i} \dots \dots \dots (1)$$

$$C_D = \frac{D}{q \cdot S} \cong C_{D_i} \dots \dots \dots (2)$$

$$C_{M1/4} = \frac{C}{q \cdot S \cdot c} \cong C_{m1/4} \dots \dots \dots (3)$$

ここで、

L : 揚力(N)

D : 抗力(N)

M : 1/4翼弦長周りのモーメント(N・m)

S : ブレード平面積(m²)

c : ブレード翼弦長(m)

q : 動圧 $1/2\rho \cdot v^2$ (Pa)

v : 風速(m/s)

ρ : 空気の密度(kg/m³)

C_L : 揚力係数

C_D : 抗力係数

$C_{M1/4}$: 1/4翼弦長周りのモーメント係数

C_{L_i} : 2次元揚力係数

C_{D_i} : 2次元抗力係数

$C_{m1/4}$: 2次元1/4翼弦長周りのモーメント係数である。

4. 考察

前縁付近に膨らみのないブレードにテープ、ボンドで模擬的な膨らみを付加したブレード(図-3(a)に示した模型)の、迎角に対する揚力係数と抗力係数の変化を図-5に示した。

図からわかるように前縁に膨らみのなかった模型に膨らみを付加すると、最大揚力係数が激減する。同時にこの付近における抗力係数は、増加している。前縁付近に元々ある膨らみは、迎角約4°付近から前縁剥離を起こし、これが迎角約11.5°まで部分剥離として発達し、そして全

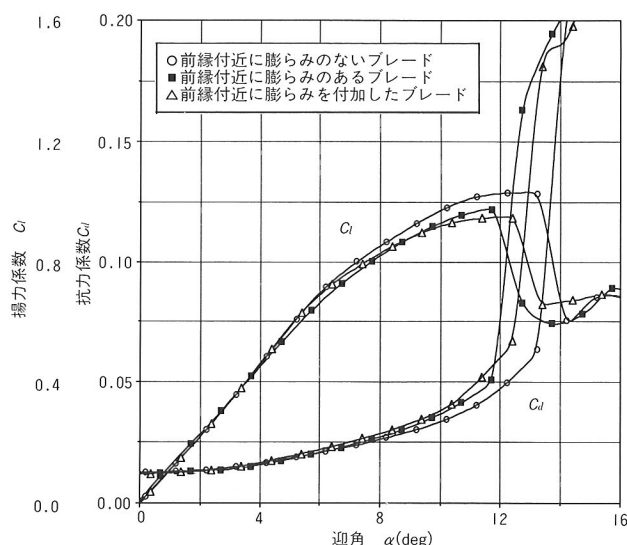


図-5 前縁に膨らみを付加したブレードの空力特性

面剥離に至っている。そのために、膨らみのないブレードに比べて約1.5速く失速している。前縁付近に膨らみを付加したブレードでは、前縁剥離は約6°から始まり、全面剥離が始まる失速角は膨らみのないブレードに比べて約1°減少している。テープ、ボンドで付加した模擬的な膨らみは、製作工程中についた膨らみと完全に同じものではないので、図-5にみられるように膨らみのあるブレードのデータとは、多少の相違が生じている。

また、膨らみのあるブレードを研削すると図-6に示すように最大揚力係数は、断面形状が膨らみのないブレードと同程度まで増加した。前縁付近の膨らみはほぼ除去されて、迎角約4°付近の前縁剥離が発生しなくなり、膨らみのないブレードの部分剥離と同程度の部分剥離から迎角約12.8°で失速角に達して全面剥離に至っている。この失速角の値は、膨らみのないブレードと比較してその差は約0.5°である。

前縁付近の膨らみを修正して、揚力特性が膨らみのないブレード特性と同程度に改良されたにも関わらず、同図の迎角6°付近からみられる抗力係数の差は、まだ多少とも残っている膨らみの痕跡によるものか、他の原因によるものであろう。

なお、今回測定した両ブレードの抗力係数は標準的なNACA0015の翼型²⁾データよりも大きいのが、これはブレードにつけてあるツイストおよび実用機のブレード加工精度の表面粗さによるものであろう。

本実験研究中のブレード翼弦長に基づいたレイノルズ数は 3.55×10^5 で、実機レイノルズ数の約 1.57×10^6 には至らないが、今回の実験の目的は、前縁付近の形状の変化が空力特性におよぼす影響を調べることにあつたため、実験レイノルズ数と実機レイノルズ数の相違に関係なく変化量として近似的に適用できると考えられる。

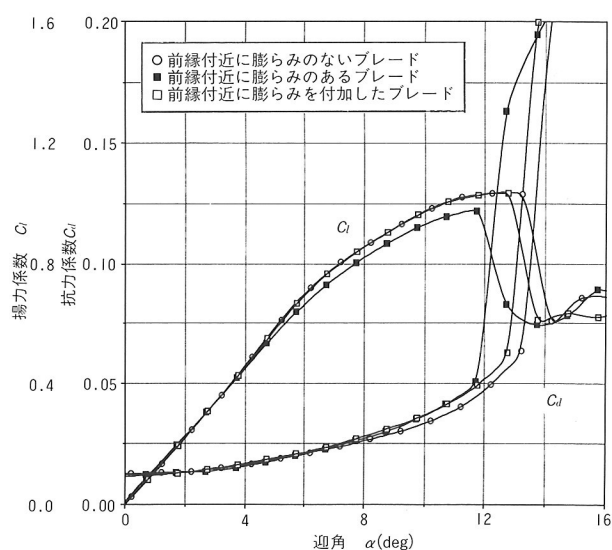


図-6 前縁の膨らみを研削したブレードの空力特性

5. あとがき

ローターブレード前縁付近の膨らみは、前縁剥離を生じて揚力係数に敏感に影響し、最大揚力係数の減少、失速角の低下を招くことなどが顕著に現れた。前縁付近の膨らみを研削修正するとこのような揚力特性は改善されたにも関わらず、抗力係数は膨らみのないブレードの値まで減少しないこともわかった。これは、残された膨らみの痕跡によるものか、他の原因によるものと思われ、今後の課題となった。

6. 謝辞

本研究は、東京大学名誉教授・東 昭先生から直接ご指導いただき行ったものであります。ここに記して感謝の意を表します。

参考文献

- 1) A.Pope: *Wind-Tunnel Testing*, Second Edition, John Wiley & Sons, Inc., New York, pp. 283,284, 1954.
- 2) E.N.Jacobs and A.Sherman: Airfoil Section Characteristics as affected by Variations of the Reynolds Number, *NACA Report* 586, 1936.