

騒音低減を目指したアクティブ・スポイラ風洞試験

末永 尚史, 白井 正孝, 齊藤 茂 (航空宇宙技術研究所)
西澤 宇一 (東京農工大学)

Wind Tunnel Test of Wing with Active Spoiler for External Noise Reduction

Hisashi SUENAGA, Masataka SHIRAI, Shigeru SAITO
(National Aerospace Laboratory)
Uichi NISHIZAWA
(Tokyo University of agriculture and technology)

概要

ヘリコプタ騒音のひとつである BVI(Blade-Vortex Interaction)騒音低減化技術確立のための基礎データ取得を目的とし, 航技研究風洞を用い翼面上にスポイラを取付けた時の力計測, 圧力計測および可視化を行った. 本報告では, 風洞試験の概要とその結果の一部について述べる.

1. はじめに

近年, ヘリコプタはその飛行特性から救急医療, 消防活動, 救難救助等への利用が注目され更なる普及が期待されている. しかし活動の場の拡大は都市部での住民生活にも多大の影響をおよぼすことになる. 特にヘリコプタが離発着する都市近郊のヘリポート周辺ではアプローチ形態で翼端渦とブレードの干渉によって発生するブレード/渦干渉(BVI)騒音が問題となっている. これは, 他の騒音に比べて卓越したものでありヘリコプタ利用の場を制限する要因の一つに挙げられる. このような状況からヘリコプタの有効利用を図るに際し騒音問題の早期解決が緊急の課題となっている.

BVI 騒音は, ブレード翼端から放出された翼端渦が後続のブレードに衝突し, またはそのすぐ近くを通過することによるブレード面上(特に前縁付近)の急激な圧力変動により発生すると考えられている.¹⁾ そしてブレードと渦干渉時の垂直距離, 渦の強さおよび交差角度が騒音発生に関する重要なパラメータである

ことが知られている. 現在, これらの内容を踏まえ騒音低減化技術の確立を目指すべく基礎研究を進めているところである.

BVI 騒音低減化技術としては, スワッシュプレートにより全ブレードのピッチ角に高調波を上乗せする HHC(Higher Harmonic Control), 各ブレードに対して個別に制御を行う IBC(Individual Blade Control), ブレード翼端から高压空気を吹き出す方法(Tip Jet Blowing), ブレードにフラップを付加し能動的に作動させる方法(Active Flap)等さまざまな方法が提案されている.^{2) 3) 4)} これらの方法はいずれもブレードと渦の垂直距離を変化させ騒音低減効果を得ようとするものである. 一方, 事前に干渉を予測し後続のブレードにおいて干渉時の急激な圧力変動を緩和することにより騒音の低減化を図ろうとする方法がある. この方法では何らかのアクティブ・デバイスを付加することにより前縁付近での急激な圧力変動に効果的に対応することが要求される. 本風洞試験では, BVI 騒音低減化法とし

てのアクティブ・スポイラの有効性を検討する基礎データの取得を目的とし、ブレードを模擬した翼にスポイラに見立てたアングル材を取付け、その高さ、長さ、取付け位置を変化させ三次元翼に対する適切かつ効果的なスポイラ設定条件を得るための力計測およびスポイラによる前縁付近の圧力変動に対する効果を把握するための翼面上圧力分布計測を行った。本報告では風洞試験の概要とその結果の一部について報告する。

2. 風洞試験概要

風洞試験は、航技研の 2m×2m 突風風洞⁵⁾を使用し、三分力計測、翼面上圧力分布計測、可視化を行った。

2. 1 3 分力計測

風洞測定部中央にブレードを模擬した翼模型を垂直に設置し、ターンテーブルの回転により迎角を設定した。計測には突風風洞のピラミッド天秤および計測処理システムを用いている。試験に使用した翼模型の諸元を表 1 に測定部内設置状況を図 1 に示す。

表 1 翼模型の諸元

翼幅, b [mm]	900
翼弦長, c [mm]	300
翼型	NACA0012
翼の形状	矩形

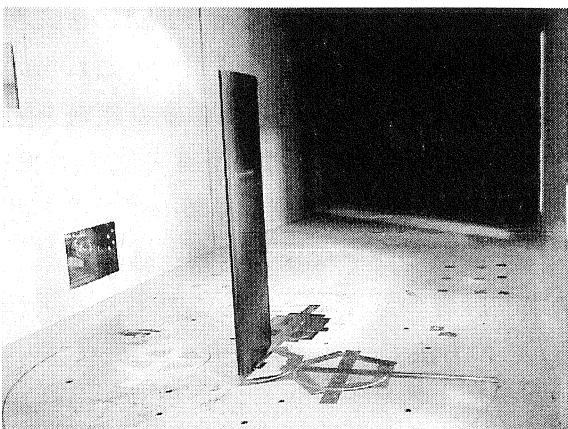


図 1 測定部内設置状況

翼面に取り付けるスポイラはアルミ製アングル材を使用し、高さの異なるものを 4 種類、高さ毎に長さの異なるものを 3 種類用意し、翼弦方向位置、翼幅方向位置を変化させ三分力計測を行った。風速は 30m/s (Re 数 $=5 \times 10^5$)、迎角範囲は $-16 \sim 16$ 度である。通常、スポイラはエアブレーキ等として使用するため翼上面に装備されるものであるが、本風洞試験においてスポイラ取付けとあるのは翼下面に装着してあるものとする。スポイラの取付け位置概要を図 2 に試験条件およびスポイラ諸元を表 2 に示す。

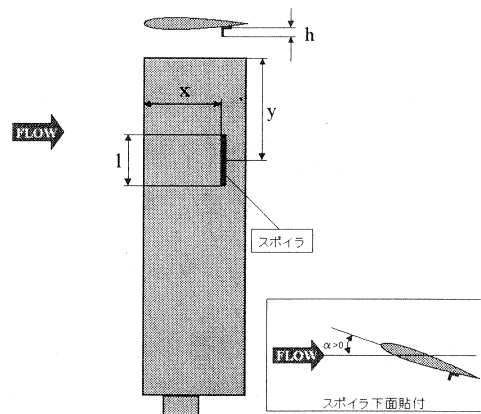


図 2 スポイラ取付け位置概要

表 2 試験条件及びスポイラ諸元

風速, U_{∞} [m/s]	30
迎角, α [deg]	$-16 \sim 16$
スポイラの翼幅方向位置, y/c	0.5, 1.0, 1.5
スポイラの翼弦方向位置, x/c	0.7, 0.75, 0.8, 0.85, 0.9
スポイラの高さ, h/c	0.00625, 0.0125, 0.01875, 0.025
スポイラの長さ, l/c	0.33, 0.5, 0.66

2. 2 翼面上圧力分布計測

上述したようにブレード/渦干渉時の前縁付近

での圧力変動を緩和させることで BVI 騒音低減効果が期待できると考えられていることから圧力分布計測では前縁付近を含め 5 つの非定常圧力センサを組み込み最低限の情報のみを取得することとした。また翼内部には電磁石駆動方式により最大 30Hz で作動可能なアクティブ・スポイラ装置を配している。アクティブ・スポイラは翼弦方向位置 $x/c=0.8$ ，翼幅方向位置（翼端からスポイラ中心まで） $y/c=1.0$ に組みまれ，作動時には高さ $h/c=0.017$ ，長さ $l/c=0.5$ のスポイラが翼表面より吐出するようになっている。圧力分布計測用模型の諸元を表 3 に，スポイラ装置を図 3 に示す。

表 3 圧力分布計測用模型の諸元

翼幅, b [mm]	1000
翼弦長, c [mm]	300
翼型	NACA0012
翼の形状	矩形
スポイラ位置, $x/c, y/c$	0.8, 1.0
スポイラ高さ, h/c	0.017
スポイラ長さ, l/c	0.5
作動周波数, f [Hz]	0~30
圧力孔位置, x/c	0, 0.03, 0.2, 0.48, 0.7

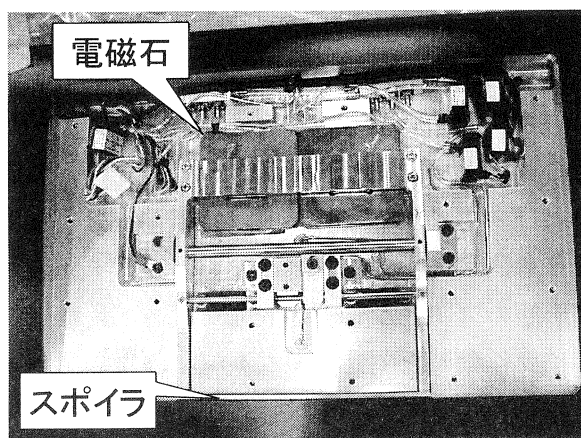


図 3 スポイラ装置

使用する非定常圧力分布計測と三分力計測に用いたアングル材を取付けて行う定常圧力分布計測に分けられる。風速，迎角範囲は三分力計測と同様である。非定常圧力分布計測ではファンクションジェネレータから電磁石駆動用のトリガを出力することにより予め任意に設定した周波数でスポイラを作動させそれと同期して非定常圧力センサの電圧出力をデータロガーに取込むこととした。サンプリング周波数は 160Hz，測定点数は 2048 点である。非定常圧力計測ではこのデータに対しスポイラ作動周波数を基本波とし FFT 処理を施し圧力分布を得た。定常圧力分布計測でも同様の計測を行うがここでは FFT 処理をせず全データの平均値をもって定常圧力値とした。スポイラ作動概念を図 4 に，計測系統概略を図 5 に示す。

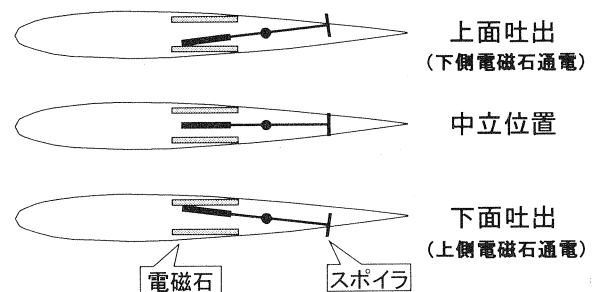


図 4 スポイラ作動概念

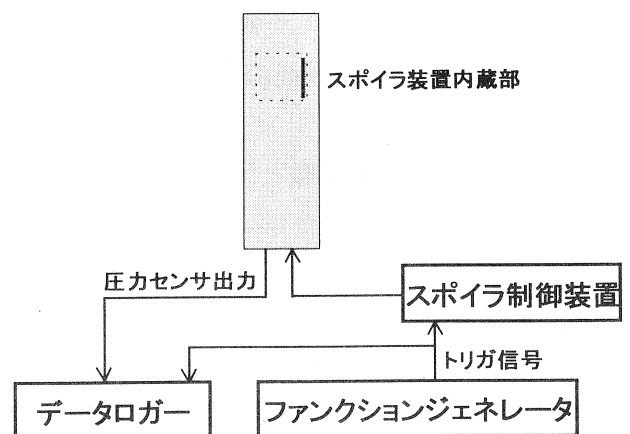


図 5 計測系統概略

圧力計測試験はアクティブ・スポイラ装置を

2. 3 可視化

スポイラの取付けが局所的であることおよび圧力分布計測においてスポイラより下流での圧力を計測していないことから翼面上の流れ場を観察するためタフト法, 油膜法により可視化を行った。

3. 風洞試験結果

3. 1 三分力計測

図 6 にクリーン形態 (スポイラなし) とスポイラ取付け時のポーラ曲線の一例を示す。このときのスポイラ条件は翼幅方向位置 $y/c=1.0$, 翼弦方向位置 $x/c=0.8$, スポイラ高さ $h/c=0.01875$, スポイラ長さ $l/c=0.5$ である。これはアクティブ・スポイラ使用時に対応する条件であり, 以下代表点として扱う。

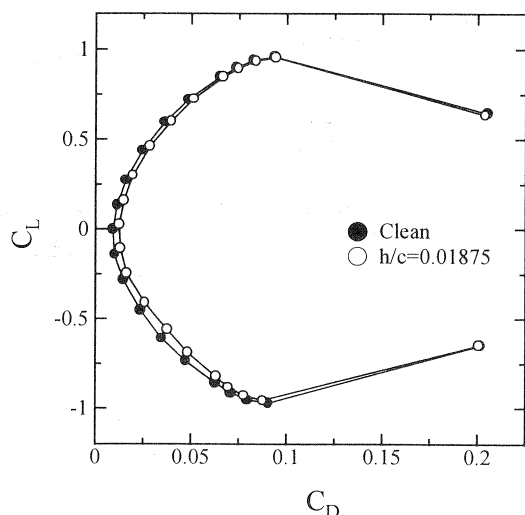


図 6 ポーラ曲線の一例

図からクリーン形態と比較してスポイラを翼下面に取付けることにより僅かではあるが揚力の増加がうかがえる。また翼面上に流れを遮る障害物 (スポイラ) が置かれるため抗力も増加する傾向があらわれている。次に今回行った三分力計測全ケースからスポイラ取付け条件に対する全体的な傾向を考察する。図 7 に試験ケースに対する揚力係数の増減を示す。迎角は 4 度である。図の ΔC_L はスポイラ取付け

時とクリーン形態との揚力係数の差をとったものである。また同じ翼弦方向位置にあつてはケース番号の若い方から順に長さが増加するものとする。まずスポイラ自体の違いで比較すると, スポイラの高さについては高いほど, 長さについては長いほど揚力が増加する傾向を示している。またスポイラ取付け位置の違いに関しては翼弦方向位置が後縁に近づくほど揚力増加傾向が強くなることが分かる。この傾向は後縁部にスポイラと同様の小片を装着し揚力増加を狙ったガーニー・フラップ⁶⁾の効果からも推察されるものである。翼弦方向位置についても顕著ではないが翼端から離れるほど揚力増加傾向が示されている。

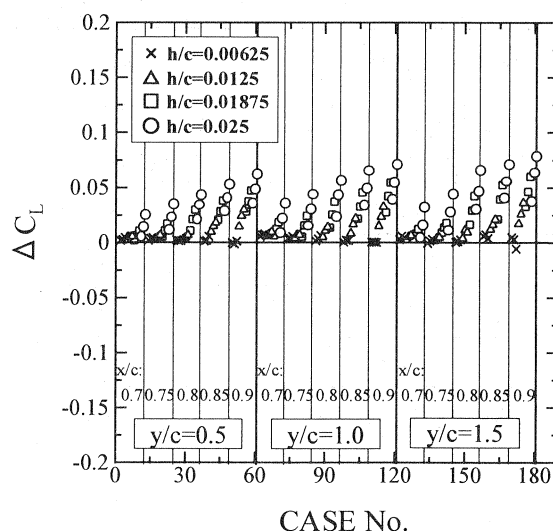


図 7 試験ケースに対する揚力係数の増減

3. 2 翼面上圧力分布計測

図 8 に迎角 4 度, スポイラ作動周波数 2.5Hz での翼面上圧力分布を示す。またクリーン形態およびスポイラ取付け形態 (定常時) での圧力分布も同図に示してある。なお, スポイラ取付け形態のスポイラ取付け位置, 高さ, 長さはスポイラ作動時と対応させている。ここでスポイラ作動時の圧力分布はスポイラ吐出ピーク時における瞬時値を示している。図よりスポイラの効果はその近傍で顕著であるが前縁付近では特に際だった変化は捉えられていないこと

が分かる. このことから同条件での三分力計測においても示されたクリーン形態と比較した時の揚力の僅かな増加はそのほとんどがスポイラ近傍での変化によるものと考えられる.

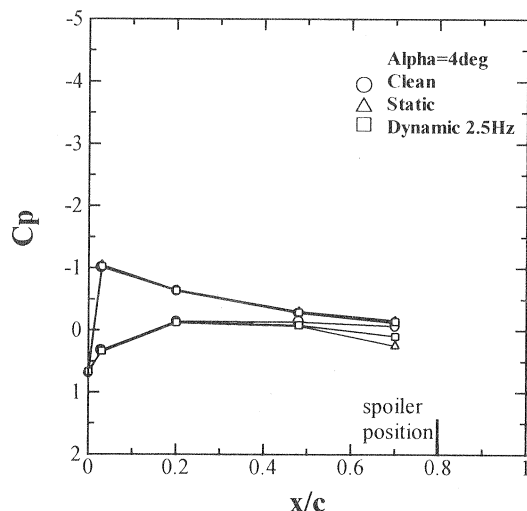


図8 翼面上圧力分布

しかし, 前縁付近での圧力変化は僅かであった. そこでアクティブ・スポイラと同じ取付け位置でスポイラの高さ, 長さを変化させ定常での圧力計測を行った. この時のスポイラ条件は高さ $h/c=0.025$ (7.5mm), 長さ $l/c=1.0$ (300mm) であり, これは現有のモデルでの限界改造範囲である. 図には示していないがここでも前縁付近まで影響を及ぼすような結果は得られていない.

3. 3 可視化

図9に迎角4度における翼下面の可視化結果を示す. スポイラ条件は翼幅方向位置 $y/c=1.0$, 翼弦方向位置 $x/c=0.8$, 高さ $h/c=0.01875$, 長さ $l/c=0.5$ である. スポイラの後方では逆流が生じており, またスポイラの両端ではスポイラ背面に回り込む流れの様子が観察できる. しかしそれ以外の場所では特に大きな変化はあらわれていないことが分かる. なお, 翼面上の圧力分布計測における最も後ろの圧力孔位置は $x/c=0.7$ であり, この図ではスポイラ直前のタフトが貼ってある位置に相当

している.

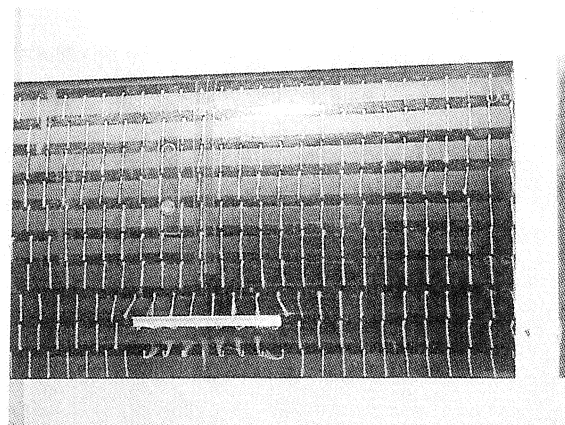


図9 タフト法による可視化

4. まとめ

BVI 騒音低減化技術確立のための基礎データ取得を目的とし, 翼面上にスポイラを取付けた時の力計測, 圧力計測および可視化を行った.

その結果,

- (1) スポイラを翼下面に取付けた場合, 揚力増加の効果がある.
- (2) スポイラによる揚力増加の効果は, 取付け位置が後縁に近いほど, 高さが高いほど, 長さが長いほど大きい.
- (3) スポイラによる揚力増加はそのほとんどがスポイラ近傍での圧力変化によるものである.
- (4) 現段階では前縁付近での圧力変化は僅かであるが, 干渉時の垂直距離を変化させる一つ的手段であるアクティブ・フラップと同等の効果は期待できる.

今回の風洞試験では, 三分力計測が主であったため圧力計測が十分ではなかった. 今後は三分力計測同様のパラメータに対する圧力計測を行い最適なスポイラ条件の検討を進める予定である.

謝辞

本風洞試験での翼模型の設計・製作に当たった川田工業株式会社の方々, 非定常圧力計測装置に関してご協力頂いた次世代航空機プロジェクト推進センターの郭東潤科学技術特別研究員および風洞試験技術に関して色々な示唆を与えて下さった突風風洞の方々にこの場をお借りして深く感謝の意を表する.

参考文献

- 1) Aoyama, T., et al. : Calculation of the Rotor Blade-Vortex Interaction Noise Using Parallel Super Computer, 22nd European Rotorcraft Forum, Sep. 1996.
- 2) Yung H. Yu, et al. : Reduction of Helicopter Blade-Vortex Interaction Noise by Active Rotor Control Technology, Prog. Aerospace Sci. Vol.33, pp.647-687, 1997.
- 3) 譚 他, 「翼端吹出しによる BVI 騒音低減効果について」, 第35回飛行機シンポジウム講演集, pp.73-76.
- 4) 末永 他, 「大型低速風洞における Active Flap 効果検証風試」, 航空宇宙技術研究所特別資料, 近刊.
- 5) 廣末 他, 「航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-335, 1973 年.
- 6) Robert H.Liebeck, Design of Subsonic Airfoils for High Lift, J.AIRCRAFT Vol.15, Sep.1978, pp.547-561.