

アクティブ・タブの空力特性

～ヘリコプタ騒音低減の新しい技術～

Active Tab's Aerodynamic Characteristics

赤坂 剛史
Takeshi AKASAKA

川田工業(株)航空・機械事業部
HTC技術課

田辺 安忠
Yasutada TANABE

川田工業(株)航空・機械事業部
HTC次長

ヘリコプタは騒音や振動を伴った乗り物であり、特に着陸進入時に発生する騒音（BVI騒音）が大きいため、ヘリコプタのロータ・ブレードに設けたタブをアクティブに作動させてBVI騒音を低減する方法について、(独)航空宇宙技術研究所と共同研究を行っている。アクティブ・タブはブレード後縁から斜め後方に進退することにより、BVI騒音のみならず離陸上昇および水平飛行時にも騒音低減を可能とするものであり、従来のデバイスよりも優れた新技術である。多目的風洞施設で固定翼模型を用いた静特性風洞試験および動特性風洞試験を行い、アクティブ・タブはブレード面積増加効果とキャンバ効果によって効率良く揚力増加を生じることが特徴であり、騒音低減に必要な空力特性を満たすタブ弦長がブレード弦長の約10%で、タブ角度が6度以上であることがわかった。この結果からアクティブ・タブがヘリコプタの低騒音化に有効なデバイスとなることが明らかになり、次の回転翼風洞試験供試体設計に重要なデータとなった。

キーワード：Active tab, BVI noise, Helicopter noise, Active device, Wind tunnel test

1. はじめに

ヘリコプタの騒音や振動を軽減するために、さまざまなアクティブ技術（HHC：Higher Harmonic Control, IBC：Individual Blade Control, アクティブ・フラップ, アクティブ・ツイスト）が考案されていて、ヘリコプタ飛行試験も含めて研究開発が進められている。

これらのアクティブ技術は、ヘリコプタが着陸進入時にブレードから吐出する翼端渦が他のブレードと干渉するときに発生するBVI（Blade Vortex Interaction）騒音に効果を発揮するが、離陸上昇および水平飛行時における騒音には役に立たない。

現在本事業部は独立行政法人航空宇宙技術研究所と共同で「ヘリコプタロータブレードへのアクティブデバイスの適用化研究」を行っている。この研究ではヘリコプタ騒音を低減するための新しいアクティブ技術の開発を目指しており、具体的には、離陸上昇、水平飛行および着陸進入の全飛行形態に対して騒音低減可能な「アクティブ・タブ」を提案し、開発を進めている^{1),2)}。

本稿では、固定翼模型を用いてタブの基礎的な空力特性を把握した2次元静特性風洞試験と、タブの非定常空力特性を把握した2次元動的風洞試験の結果から検討したアクティブ・タブの騒音低減の可能性について報告する。

2. アクティブ・タブの概略および方針

(1) 概略

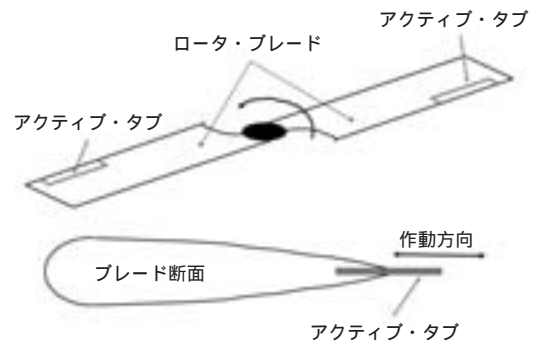


図1 アクティブ・タブの概略
(ヘリコプター用BVI騒音低減方法および装置：特願2002-111892)

アクティブ・タブの概略を図1に示す。アクティブ・タブは、ロータ・ブレードのバランスを保つためのトリム・タブのように板状をしておりブレード後縁に位置し、通常状態ではブレード内部に収納もしくは一部が突出している状態であり、作動時はブレード内部からブレード後方にタブが進退するものである。

アクティブ・タブは、ブレード後縁から出し入れすることによりブレードに発生する揚力を増減させることができるので、BVI騒音や振動に対してタブの出し入れを素早く繰り返して生じる動的な低減効果を期待してい

る。また突出状態を維持するとブレードの揚力が増大するので、その利得に応じてロータ回転数を減らすことが可能になり、離陸上昇や水平飛行時における騒音低減効果を期待することができる。

(2) 要求仕様設定

ロータ騒音の低減に必要なアクティブ・タブの空力特性を過去の研究例を基にして次のように設定した。

a) 騒音低減能力；コントロールに必要な揚力係数は0.3以上の増加量

ロータ・ブレード端部のピッチ角の変化でブレード端部における局所的な揚力が変化し強い吹き下ろしが生じるので、ブレードから吐出する翼端渦と干渉するブレードとの距離が大きくなり、BVI騒音が低減する。BVI低減に向けたHHC研究^{3),4)}でその効果がすでに示され、BVI騒音低減に効果的な翼端部のねじれ角は3度であると報告されている。一般的な翼型の揚力傾斜が0.1 /degとすれば、HHCの場合にブレード端部で生じるコントロールに必要な揚力係数の変化量は0.3である。

b) 構造上の制限；アクティブ・タブの突出量は8～15%

これはブレードの構造的な制限とアクチュエータ・パワーの制限で決定される。小さな突出量のアクティブ・タブではブレード後縁の薄い構造部内に機構部を収納する困難さがあり、また大きな突出量のアクティブ・タブでは大きなパワーの駆動アクチュエータが必要である。

3. 試験

(1) 2次元静特性風洞試験

アクティブ・タブの基礎的効果を明らかにするために、自社所有の多目的風洞橋梁側測定洞（2 m × 2.5 m）にて2次元静特性風洞試験を行った。写真1に風洞に設置した2次元翼模型を示す。写真1に見られるように、アクティブ・タブを2次元翼模型の後縁部に取り付けた。



写真1 風洞に設置した2次元翼模型（後方図）

試験模型

静特性風洞試験供試体とタブの諸元を表1に示す。タブはアルミ板できていて、幅・弦長・角度を変化させたものをそれぞれ用意した。角度付きタブを翼模型に取り付けたとき概略および定義を図2に、角度付きタブを写真2に示す。写真2に示すように、タブ模型にはタブ部と接面部があり、接面部は2次元翼後縁部下面に沿うように取り付けられた。

表1 静特性風洞試験供試体とタブの諸元

2次元翼模型		タブ	
翼型	NACA0012	タブ幅bt	6, 12, 25, 50, 100 %b
翼幅b	1.62 m	タブ弦長ct	2.5, 5, 10, 15 %c
翼弦c	0.4 m	タブ角度	0, 3, 6 度
		取付位置xt	90, 100 %c

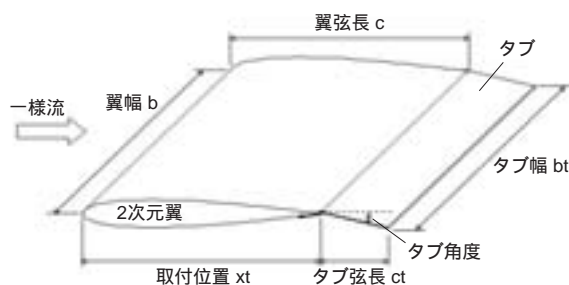


図2 アクティブ・タブの取り付け概略および定義

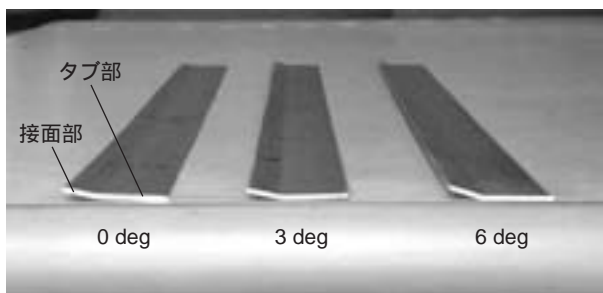


写真2 タブ模型の概略（タブ弦長0.1 %c）

試験条件

風洞は風速50 m/sの性能を有しているが、翼模型迎角を大きくすると3分力天秤の許容荷重を超えてしまうため、大きな迎角でも試験可能な次の試験条件でデータ計測を行った。

風速 20 m/s（レイノルズ数 4.6×10^5 ）

迎角 -17 度 ~ $+17$ 度

データ計測およびデータ処理

写真3に見られるように、2次元翼模型の両翼端部は風洞壁外側にある3分力天秤にそれぞれ取り付けられ、それぞれの3分力天秤で揚力・抗力・ピッチングモーメントを計測した。

天秤からのアナログ信号は、100 Hz のサンプリング周波数で2秒間計測し、その平均値を定常的な空力データとした。2次元翼模型を0.5 %c位置で天秤に取り付けているので、ピッチングモーメント係数は0.25 %c位置に処理した。

風洞壁境界修正は文献⁵⁾に基づいて行った。

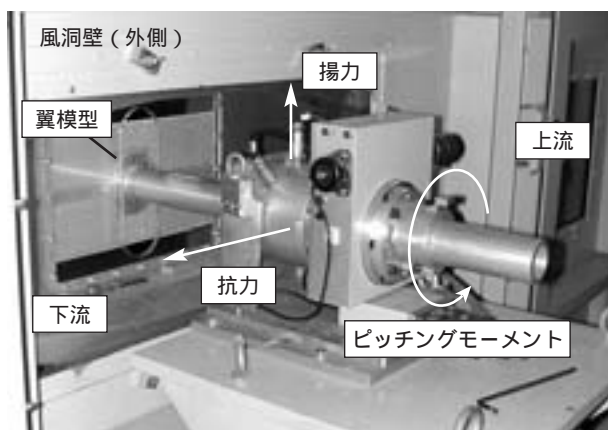


写真3 風洞壁外側にある3分力天秤（右舷側）

(2) 2次元動特性風洞試験

アクティブ・タブの非定常空力特性を明らかにするために、2次元静特性風洞試験同様に自社所有の多目的風洞橋梁側測定洞で2次元動特性風洞試験を行った。アクティブ・タブを作動させたときの非定常空力特性は定常的な空力特性と比べて揚力の大きさや位相に相違点が見られる可能性があるため、タブ弦長やタブ作動周波数をパラメータとしてその特性を把握する。またこのデータは回転翼模型用アクティブ・タブを評価するためのものとなる。

試験模型

アクティブ・タブ動特性風洞試験に用いた供試体およびタブの諸元を表2に示し、写真4に風洞に設置した供試体を示す。写真4は翼模型の上面を開放したものである。

アクティブ・タブは、DCモータの回転運動を機構部

表2 動特性風洞試験供試体とタブの諸元

2次元翼模型		アクティブ・タブ	
翼型	NACA0012	タブ幅bt	12.5 %b
翼幅b	1.62 m	タブ振幅	2.5, 5, 7.5, 10 %c
翼弦c	0.4 m	作動周波数	0 ~ 40 Hz
圧力孔位置 : 0, 2, 6, 11, 17, 24, 42, 60, 85 %cの上下面			

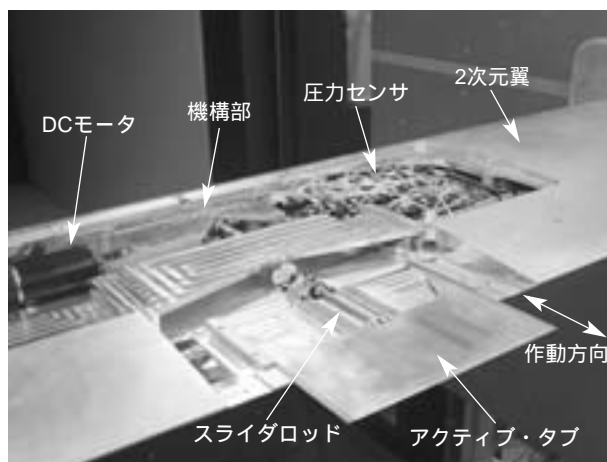
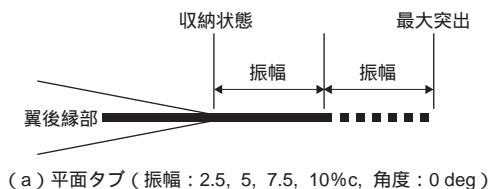


写真4 アクティブ・タブ動特性風洞試験供試体（航空宇宙技術研究所所有）

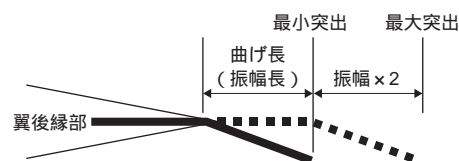
に伝達し、機構部（クランク機構）によって往復運動に変換して翼後縁から進退運動をする構造である。タブの作動振幅は、機構部のクランク長を調整しタブを交換して変更する。タブの作動周波数はDCモータへの入力電圧によって調整する。タブの進退角度は0 degで、翼弦線に対して平行に進退運動をする。

翼面には翼幅中央位置で前縁から後縁方向に上下面合わせて17個の圧力孔があり、また動的な圧力計測を行うために圧力センサを翼模型に内蔵している。アクティブ・タブの作動に影響を与えずに変位計測するには非接触センサが有効であるため、レーザ変位計を用い翼模型に内蔵している。

アクティブ・タブには図3に示すように2種類の形状のものを使用した。平面タブは平面状のタブであり、翼弦線に対して水平に進退するもので静特性試験のタブ角度0 degに相当する。後端角度付きタブはタブ後端を折り曲げたタブであり、翼弦線に対して平行に進退するので、最小突出時は収納状態にはならない。



(a) 平面タブ（振幅：2.5, 5, 7.5, 10%c, 角度：0 deg）



(b) 後端角度付きタブ（曲げ長：5%c, 曲げ角度：5 deg, 10 deg）

図3 アクティブ・タブの形状

試験条件

翼模型は、作動部やセンサ部等によって前述2次元翼模型より質量が重くなったため、3分力天秤の許容荷重内で試験を行うためには、迎角変化を制限しなければならないため、次の試験条件でデータ計測を行った。

風速 20, 40 m/s

迎角 +3度 ~ +12度

データ計測およびデータ処理

2次元静特性風洞試験同様に、2次元翼模型の両翼端部は風洞壁外側にある3分力天秤にそれぞれ取り付けられ、翼模型両端の3分力天秤により揚力・抗力・ピッチングモーメントの非定常空気力と、翼面上にある17個の圧力を計測した。アクティブ・タブの変位をレーザ変位計で計測した。これらの空力データとアクティブ・タブの変位は、時間履歴データの波形数が等しくなるように、タブの駆動周波数に応じて128~2560 Hzのサンプリング周波数で計測した。

時間履歴データは周期ごとに同じ現象があらわれるので、タブ変位データから周期を算出し、空力データにアンサンブル平均を施した。

タブ幅は翼幅の12%なので、揚力増加量 CI を2次元データとして扱うために次の処理を行った。

$$CI = (CI_{\text{タブ付き}} - CI_{\text{タブなし}}) \times k \quad (1)$$

ここで、 k はタブ幅と翼幅との比であり、 $k = 8.1$ を用いた。

4. 結果と考察

(1) 静特性試験

タブ弦長とタブ角度をパラメータにしたときの迎角に対する揚力特性を図4に示す。このときのタブは翼幅全体（タブ幅 $bt: 100\%c$ ）に取り付けている。Baseline（タブなし）に比べ、15% c タブ角度0degおよび同6degでは揚力係数に変化が見られる。

タブを取り付けたことで翼弦長が増える「面積効果」により揚力傾斜が大きくなり、結果として「Baseline」と「15% c タブ、角度0deg」に違いが生じる。これは揚力を無次元化するパラメータである翼面積が重要な点で

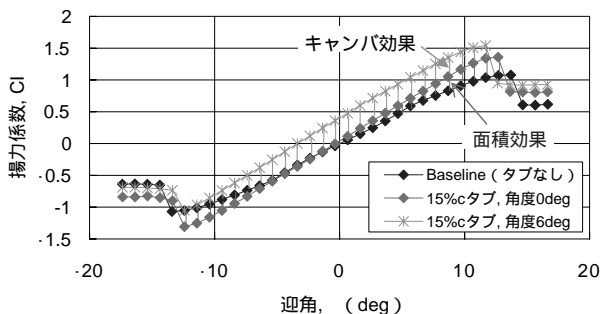


図4 タブ取り付けによる揚力特性；タブ幅 $bt: 100\%b$

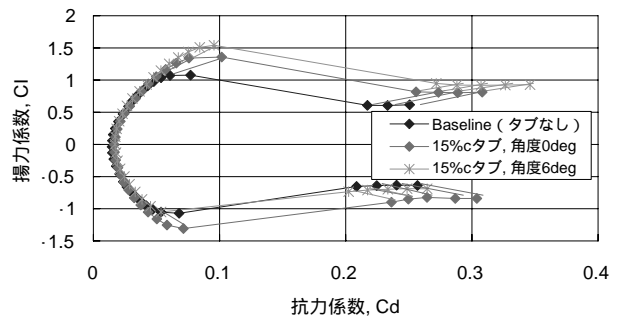


図5 タブ取り付けによる抗力特性；タブ幅 $bt: 100\%b$

あり、タブ付き揚力データの無次元化にBaseline時の面積を用いるので等価的に揚力係数が増し、したがって翼弦長が15%増加すると、等価的に揚力傾斜が約15%増加することになる。

「15% c タブ、角度0deg」と「15% c タブ、角度6deg」の違いは、タブが曲がることで生じるキャンバ効果から生じる。薄翼理論より、失速角以内の迎角において後縁15% c 部分が6度曲がると揚力係数は平均的に0.3増加することから現象が一致する。

図4と同様に、タブ弦長とタブ角度をパラメータにしたときの迎角に対する抗力特性を図5に示す。失速角以内の迎角において、いずれの15% c タブ曲線もBaseline曲線に一致している。このことは、タブ取り付けによる抗力増加成分が揚力増加に起因する誘導抗力であることを示し、タブ取り付けによる有害な抗力増加は見られない。

図4と同様に、タブ弦長とタブ角度をパラメータにしたときの迎角に対するピッチングモーメント特性を図6に示す。後縁部にタブを取り付けて揚力が増加するとき、ピッチングモーメントが負に増加、すなわち頭下げモーメントを生じる。このことは、ブレード弦長が後方に長くなったことにより空力中心が後方に移動したことで、タブ曲げ角度によってタブ位置における空気力が上向きに生じることに起因する。

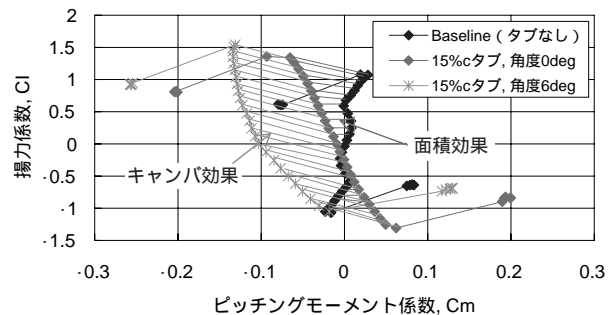


図6 タブ取り付けによるピッチングモーメント特性；タブ幅 $bt: 100\%b$

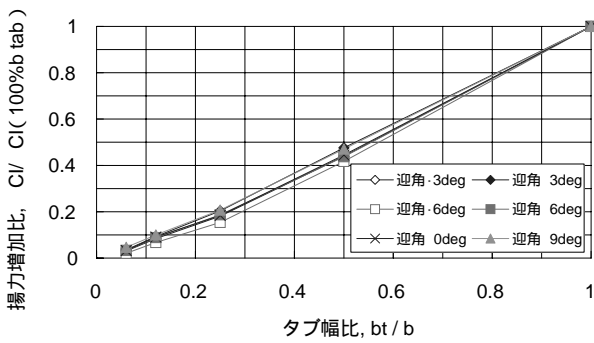


図7 タブ幅が変化したときの揚力増加比

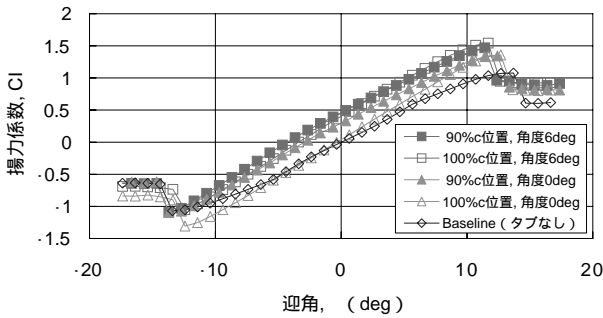


図8 タブ取り付け位置における揚力特性；
タブ弦長 15 %c, タブ幅 bt:100 %b

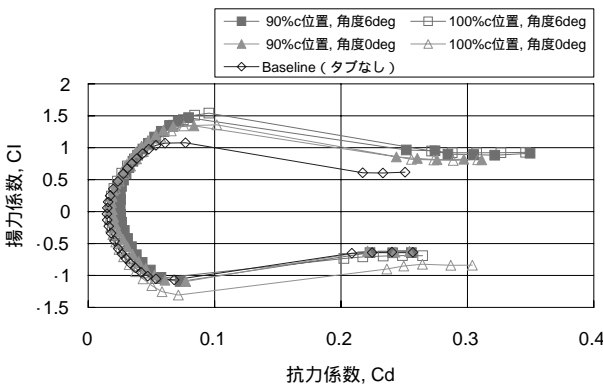


図9 タブ取り付け位置における抗力特性；
タブ弦長 15 %c, タブ幅 bt:100 %b

タブ幅が変化したときの揚力増加比について図7に示す。タブ幅比0.25までは線形的に揚力増加比が増加し、タブ幅比0.5以上になると更に揚力比が増加してタブ幅比に近づく。

タブ取り付け位置を変化させたときの迎角に対する揚力特性を図8、同様に抗力特性を図9に示す。このときのタブはタブ弦長15 %c、タブ幅100 %bであり、「取り付け位置 90 %c」は翼下面にタブを取り付けている。ブレード後縁位置から角度付きタブを突出させるのは構造上実現し難いため、タブ突出位置を前方に移動させる必要性が想定され、スプリットフラップの効果が期待される。

図8より、90 %c位置に取り付けると、タブ角度0 degではBaselineと比べ、失速角以内の迎角では一様に揚力係数が増加し、スプリットフラップの効果が現れている。タブ角度6 degではさらに揚力係数が増加し、100 %c位置のタブ

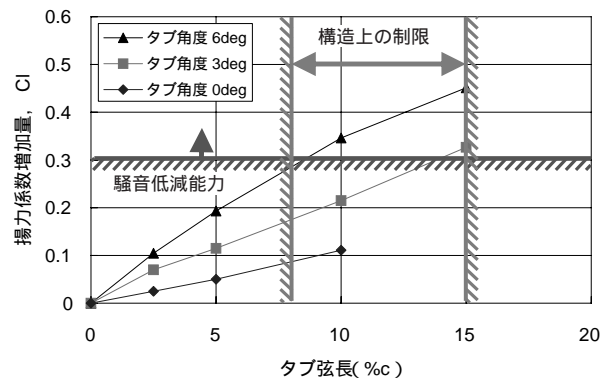


図10 静特性試験から見たアクティブ・タブの要求仕様；
迎角6 deg.

角度6 degとほぼ同等の揚力特性を有した。一方、90 %c位置にタブを取り付けたときの抗力特性は図9より、100 %c位置での特性とは異なり、失速角以内の迎角ではBaseline曲線より大きな抗力を示し、揚力増加に起因する誘導抗力以外の有害な抗力が増加しているといえる。

静特性風洞試験で得られた結果からアクティブ・タブの要求仕様を検討するために、タブ角度をパラメータにして、タブ弦長に対するアクティブ・タブの揚力係数増加量について図10に示す。同図の斜線範囲が示すように、アクティブ・タブの要求仕様である構造上の制限および騒音低減能力を満たすタブ形状は、タブ弦長がブレード弦長の8% ($ct/c=0.8$)以上の長さで、タブ角度が6度である。

(2) 動特性試験

アクティブ・タブがタブ収納時から最大突出長時への揚力係数増加量を基にしてアクティブ・タブの要求仕様を検討したものを図11に示す。後端5 %cの5 deg曲げおよび10 deg曲げのタブは振幅2.5 %cで作動したが、最小突出時が収納状態にならないため、最大突出時の揚力係数値とタブなし時のものとの差を示した。

同図はアクティブ・タブ動特性風洞試験供試体の制約からデータ点数が限られ、タブ弦長に対する揚力係数増加量が非線形であるけれども、タブ角度0 degの傾向に基づけば、「後端5 %c、10 deg曲げ」のデータからタブ弦

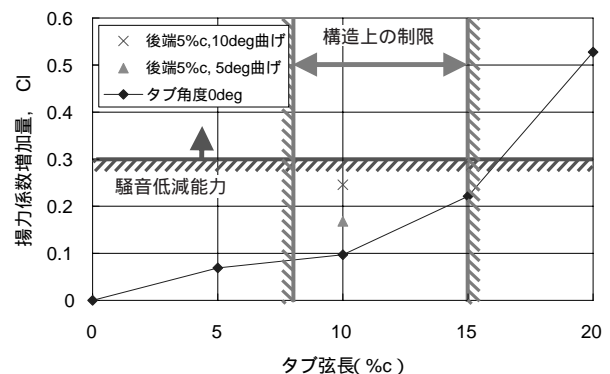


図11 動特性試験から見たアクティブ・タブの要求仕様

長がブレード弦長の11% ($ct/c = 0.11$) 以上の長さで、後端10度曲げがアクティブ・タブの要求仕様を満たす。

静特性試験と動特性試験との違いは、動特性試験の後端曲げ10 degが図2に示した静特性試験のタブ角度10 degを厳密には再現していないためであり、静特性試験のようにタブ角度10 degで動特性試験を実施するならば、動特性試験から導いた仕様は静特性試験から導いた仕様により近いものになると推察される。

5. まとめ

2次元翼を用いた静特性および動特性風洞試験結果をまとめると次のとおりである。

回転翼騒音低減に対して十分な空力特性を發揮する要求仕様に基づくと、静特性風洞試験よりタブ弦長がブレード弦長の8%で、タブ角度が6度以上であることがアクティブ・タブの設計指標となる。タブ突出位置は、100 % c 位置と90 % c 位置では揚力特性は同等であるが、抗力特性が100 % c 位置のほうがより小さい。

動特性試験よりブレード弦長の11%のタブ弦長で、後端10度曲げがアクティブ・タブの設計指標となるが、突出角度として検討すると、静特性試験の設計指標に近くなる。

静特性試験および動特性試験から導いた設計指標により、実現可能なタブサイズで回転翼騒音低減が可能である。

6. 今後の課題

上述の設計指標に基づいて、1枚ブレード回転翼模型にアクティブ・タブを取り付けて風洞試験を行い、ロータ騒音軽減効果について評価する。

参考文献

- 1) Kobiki, N., Takeshi, A., Natsuki, K., Yasutada, T., Shigeru, S., : Active Tab, a New Active Technique for Helicopter Noise Reduction, 29th European Rotorcraft Forum, Friedrichshafen, Germany, September, 2003.
- 2) 赤坂, 田辺, 小曳, 近藤, 齊藤 : アクティブ・タブ : 新形式のヘリコプタ騒音低減用アクティブ技術, 第41回飛行機シンポジウム講演集, 日本航空宇宙学会, 2003.10.
- 3) Van der Wall, B.: Simulation of HHC on Helicopter Rotor Noise Emission using a Prescribed Wake Method, 26th European Rotorcraft Forum, Den Haag, The Netherlands, September, 2000.
- 4) Kobiki, N., Murashige, A.: A Study on Blade Torsion Characteristics - Comparison and Evaluation of Analysis with DNW Test Results -, Heli Japan 2002, Tochigi, Japan, November 11-13, 2002.
- 5) Rae, W., Pope, A.: Low-Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons, Inc., 1984.