論文･報告

小型無人飛行体に搭載するプロペラの高効率化について

～　長時間飛行の実現に向けて　～

Development of a High Efficient Propeller for Small UAV

赤坂　剛史 *1　Takeshi AKASAKA
大澤　忠明 *2　Tadaaki OHSAWA
金平　徳之 *3　Noriyuki KANEHIRA

プロペラ性能計算コードを用いてプロペラブレードの取付角・弦長・ねじり下げ角に関するパラメトリックスタディを行い，小型無人飛行体に搭載する高効率なプロペラブレードを設計し試作した。試作ブレードのプロペラ効率がベースラインとして用いたブレードに比べて約 6 %改善し，飛行時間が延長する見通しがついた。またこの試作開発を通して，今回提案するプロペラ設計手法の妥当性を確認できた。

キーワード：プロペラ設計，プロペラ効率，小型無人飛行体，低レイノルズ数，UAVs

1. はじめに

無人航空機 UAVs　(Unmanned Aerial Vehicle Systems) の中でも，特に人が手投げすることが出来る大きさの小型無人飛行体 MAV (Mini Aerial Vehicle) は電動モータを搭載し非常に手軽に運用できる。当社は㈱日立製作所と共同で「小型自律飛行体システム」を開発した [1,2]。

MAV は数キロ圏内を空撮する用途でアメリカをはじめ諸外国で運用されている。実績を重ねるにつれ，ユーザからの運用要求が拡大し，そのひとつに飛行時間の延長という要求がある。

飛行時間を延長するためには，

(1)　供給エネルギを大きくする

(2)　必要エネルギを少なくする

の２つの方法がある。(1)の方法には，バッテリを多く搭載する方法とバッテリを高密度化する方法がある。バッテリを多く搭載する方法では飛行体の重量増加となり，飛行性能に大きな影響を及ぼす恐れがある。またバッテリを高密度化する方法ではバッテリ技術の進歩という未確定的な時間的要素が伴う。一方，(2)の方法には

①　推進系の効率向上

②　重量の軽減

③　抵抗の低減

がある。

写真１　60cm 級小型自律飛行体システム [3]

①の方法には飛行体の推進系，すなわちプロペラとモータの効率向上がある。MAV 開発では模型用に市販されているプロペラやモータを使用することが一般的であり，種類が豊富で入手しやすくコストをかけず開発速度を上げることができる利点がある。しかしながら，それら市販されているプロペラやモータの効率などの定量的なデータはほとんど見られない。

*1 川田工業㈱ 機械システム事業部ロボティックス部設計課
*2 川田工業㈱ 機械システム事業部ロボティックス部設計課 係長
*3 川田工業㈱ 機械システム事業部ロボティックス部設計課 課長

小型無人飛行体用プロペラはレイノルズ数が 10^5 以下の低レイノルズ数の流れ場で運用され，航空機用プロペラと比べ空力特性が大きく異なる。このレイノルズ数は紙飛行機や昆虫が飛行するときの流れ場に相当する。これらの飛行体の流れ場は飛行重量が小さいため空力荷重を計測することが困難であるなどの理由で解析方法や定量的なデータが非常に少なく研究途上にある[4]。

また②と③の方法は，搭載物や飛行特性，飛行体強度などの仕様変更に発展する検討事項になるが，必要エネルギが大幅に減少するとは考えにくい。

以上のことから，本研究では「推進系の効率向上」により「必要エネルギを少なくする」ことで飛行時間を延長させるため，高効率プロペラの開発を行った。本論文では，はじめに市販のプロペラおよびモータ特性を実験により把握し，次いで効率を向上するための改良方針を決定する。そして数値計算手法により改良設計を行い，プロペラを試作する。最後に風洞実験により試作プロペラの特性を評価し設計手法の妥当性を確認する。

2. 市販のプロペラおよびモータ特性

（1）プロペラ特性

模型用に市販されているプロペラの空力特性を把握するために，プロペラの風洞試験を実施した。

風洞試験は，当社の多目的風洞施設の航空側測定洞で実施した。この航空側測定洞は，測定部の形式が自由壁形で，測定部寸法が 2.5 m×2.5 m，最大風速が 45 m/s の性能を有する大型低速風洞である[5]。

プロペラ試験の外観を**写真 2** に示す。プロペラを試験筐体に取り付け，風洞天秤上に設置した。試験筐体内部にはプロペラ駆動用モータおよび内挿天秤がある。

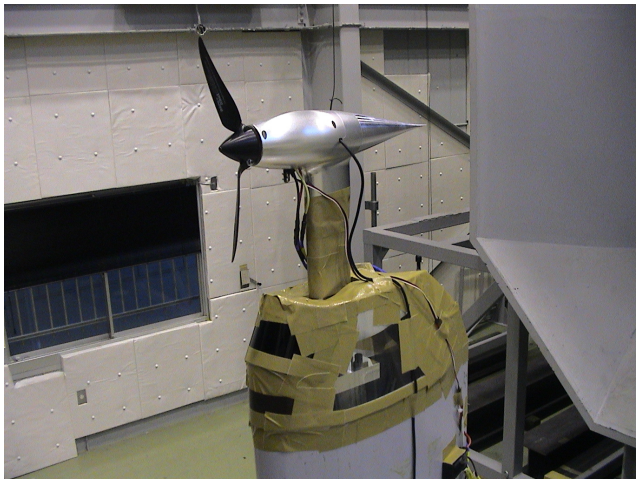
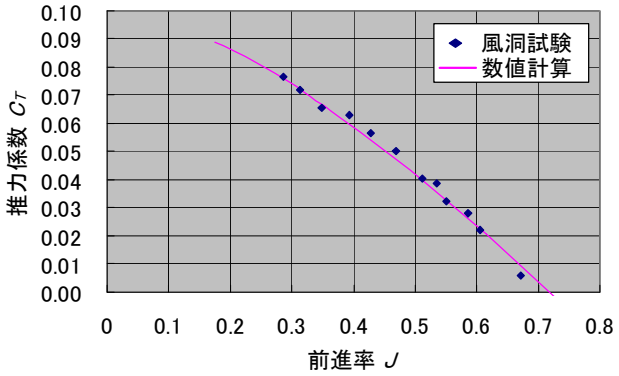


写真 2　プロペラ試験の外観

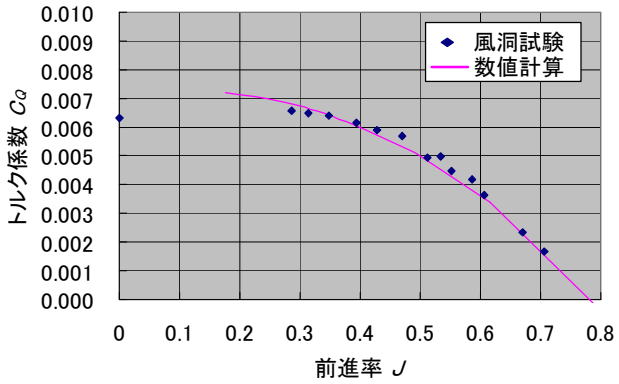
試験では風速とプロペラ回転数をパラメータとし，プロペラに生じる推力・トルク・回転数・電流値を計測した。75 %スパン方向位置でのレイノルズ数は約 6×10^4 である。

ここでプロペラ特性を評価するために，前進率 J，推力係数 C_T，トルク係数 C_Q，効率 η を定義する。速度 V (m/s)，プロペラ回転数 n (rps)，プロペラ直径 D (m)，推力 T (N)，トルク Q (Nm)，空気密度 ρ (kg/m^3) とすると，前進率 J，推力係数 C_T，トルク係数 C_Q，効率 η は次式で表される。

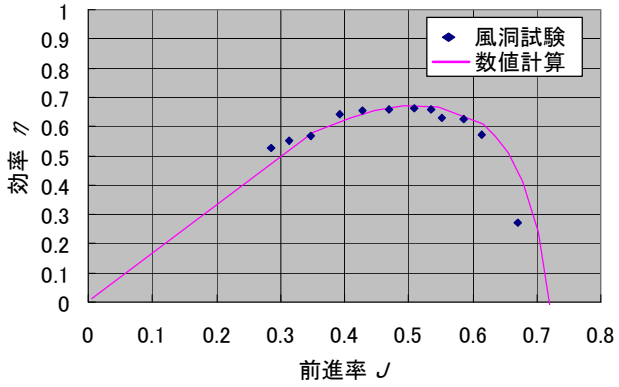
$$\text{前進率 } J = V / nD \qquad (1)$$



a)　推力係数



b)　トルク係数



c)　効率

図 1　市販プロペラの空力特性の一例

$$推力係数 C_T = T / \rho n^2 D^4 \quad (2)$$

$$トルク係数 C_Q = Q / \rho n^2 D^5 \quad (3)$$

$$効率 \eta = (C_T / C_Q) J \quad (4)$$

これらの定義に基づき，プロペラ風洞試験結果である推力係数C_T，トルク係数C_Q，効率ηを**図1**に示す。なお同図には後述する数値計算結果も示した。前進率の増加に伴い，推力係数C_Tおよびトルク係数C_Qが減少することが見て取れる。また効率ηは前進率の増加に伴い最大値を持つことが見て取れる。**図1(c)**より，試験に用いたプロペラは最大効率が約66 %であることを把握できた。

（２）モータ特性

模型用に市販されているモータ特性を調べるため，トルク試験をおこなった。ラジコン送信機のスロットルでモータの回転を制御した。試験ではモータに負荷を与え，モータ回転数と電流値を計測した。

図2に市販モータの効率特性を示す。スロットルを上げると効率曲線が右上方向に移動することが見て取れる。これはモータ回転数の増加に伴い，効率が増加することを示している。同図の青線で示される最大効率約66 %の曲線をスロットルの基準位置にすると，スロットル操作により最大効率が60 %から72 %の幅で変動することが見て取れる。

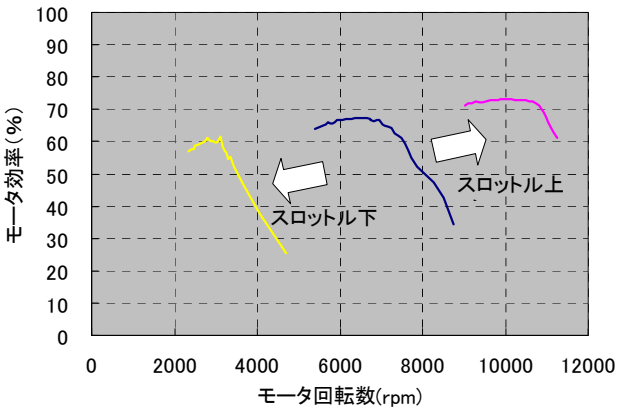


図 2　市販モータの効率特性の一例

（３）改良方針

市販のプロペラおよびモータ試験を実施した結果，プロペラ効率は最大約66 %，モータ効率は最大約66 %であることを把握できた。これらから推進系の最大効率は両者を掛け合わせて約44 %の効率となる。しかし，この効率を実現するためには，プロペラが最大効率を発生する場合の回転数とモータの最大効率を発生する回転数とが等しくなければならない。

したがって，推進系の効率向上にはプロペラおよびモータに対して個別に効率向上を検討するのではなく，両者の回転数を合わせ，効率向上を検討することが必要である。

また，一般的に，小型無人飛行体はモータ回転数の増減により，飛行速度が増減する。すなわちモータ回転数の運用範囲に応じて運用速度が決まる。小型無人飛行体は，低速度で飛行するほど飛行時間を長くすることができるので，長時間飛行するにはモータを低回転で使用することになる。そうすると，モータ低回転のためにモータ効率が悪くなり，推進系の効率が低下する。

よって，高い回転数で低速度が出るようプロペラを設計することが必要である。

そこで，次の3つをプロペラ設計方針にする。

① モータ効率がよい高回転数でプロペラが最大効率になるようにする
② プロペラの効率を現状より向上する
③ プロペラは飛行体が長時間飛行するのに必要な推力を発生する

3. プロペラ性能計算コード

（１）低レイノルズ数の空力特性

プロペラ性能を数値計算する前に，まずブレード断面の2次元翼特性を検討する。前述したようにプロペラが運用される低レイノルズ数域には定量的なデータが非常に少ない。

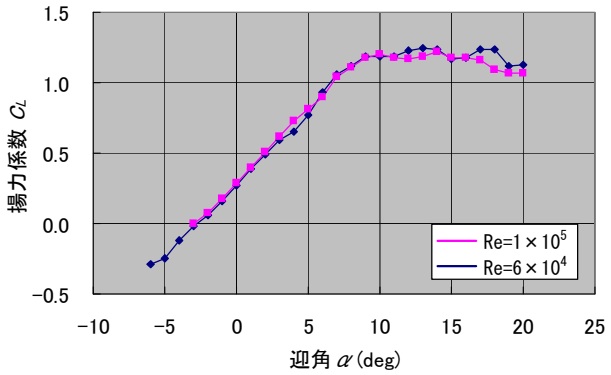
そこで共同研究機関である独立行政法人宇宙航空研究開発機構が開発したヘリコプタブレード用計算コード[6]により，レイノルズ数が10の5乗以下の低レイノルズ数の流れ場における2次元翼型の空力特性を計算した。

レイノルズ数(図中Re)が6×10^4と1×10^5の異なる2つの流れ場で計算した2次元翼空力特性を**図3**に示す。

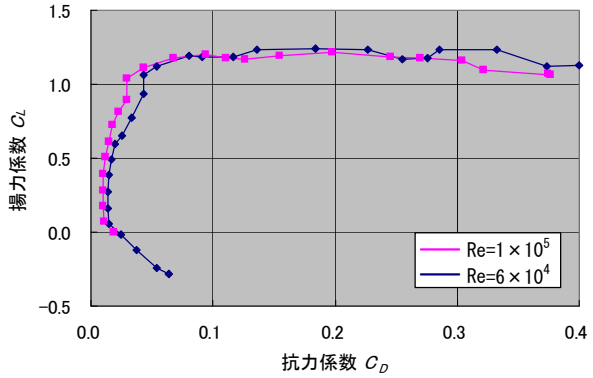
図3(a)より揚力係数を見るとレイノルズ数が小さいほうには迎角5度付近に傾斜が一定ではない数値がある。**図3(b)**よりレイノルズ数6×10^4では揚力係数が0.5を超えてから抗力係数が増すことが見て取れる。これはレイノルズ数が小さいほど，物体表面に働く摩擦抵抗係数が大きくなるからである[7]。

（２）新プロペラ性能計算コード

プロペラ設計を数値計算で行うために，プロペラ性能計算コードを開発した。この計算コードは環状運動量理論を用い[7]，翼素理論にてブレードに働く空気力を計算するものである。計算コードにはブレード断面の2次元翼データを用いるので，計算コードの妥当性を確認するため



a)　揚力特性



b)　抗力特性

図3　低レイノルズ数における2次元翼空力特性

に，風洞試験に用いたプロペラのレイノルズ数である約6×10^4の2次元翼数値計算データを補正して使用した。

前述の**図1**に風洞試験結果とともに数値計算結果を示す。推力係数・トルク係数・効率が風洞試験結果と一致していることが見て取れる。これによりプロペラ性能計算コードの妥当性を確認することができた。

ここで，異なるレイノルズ数の2次元翼空力データを用いてプロペラ性能計算を行うとどのような違いが生じるのか検討した。レイノルズ数1×10^5の2次元翼空力データを用いてプロペラ性能計算を行った効率曲線をレイノルズ数6×10^4のものと比較して**図4**に示す。レイノルズ数が大きいほど効率が高くなり，同図では効率が最大約7 %高くなる結果が得られた。

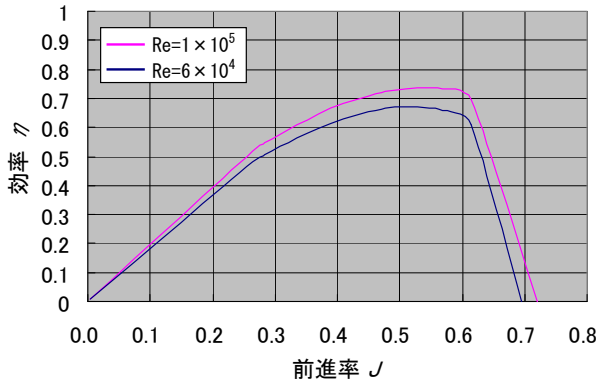


図4　異なるレイノルズ数の空力データによる効率特性

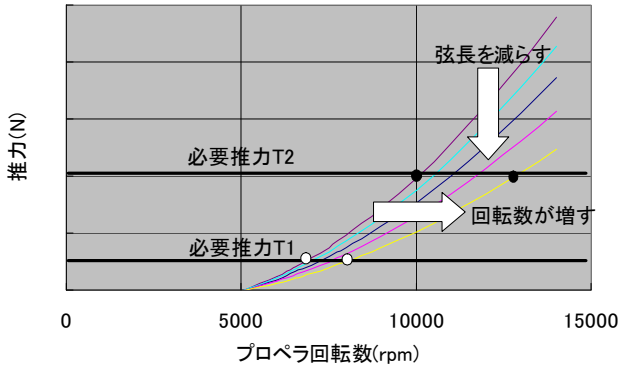
プロペラ効率を高く見積もると，小型無人飛行体の飛行時間等の設計値を大きく予想してしまい，設計仕様を満足しなくなる恐れがある。定量的なデータが乏しい低レイノルズ数域であるが，プロペラ設計計算には低レイノルズ数特性を考慮した2次元翼空力データを用いなければならない。

4. パラメトリックスタディによる効率最適化

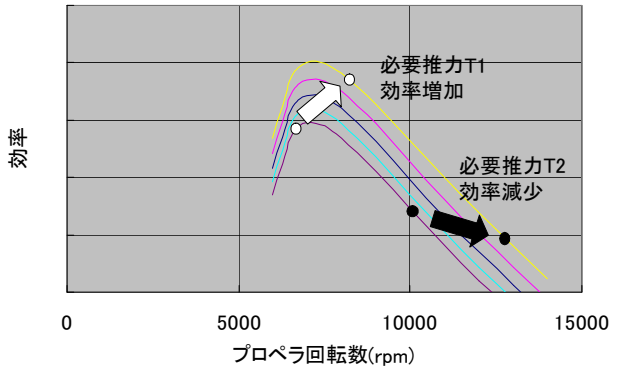
プロペラ性能計算コードを用いてブレード形状に関するパラメトリックスタディ（以下，PS）を行い，効率最適化を検討した。

ブレード形状に関する調整パラメータは①ブレード弦長，②取付角，③ねじり下げ角の3つとする。

まず①についてPSをおこなう。**図5**にブレード弦長を減らしたときの推力および効率を示す。飛行体から推力T1もしくは推力T2を要求されたとき，T1及びT2との交点が必要回転数である。



a)　推力



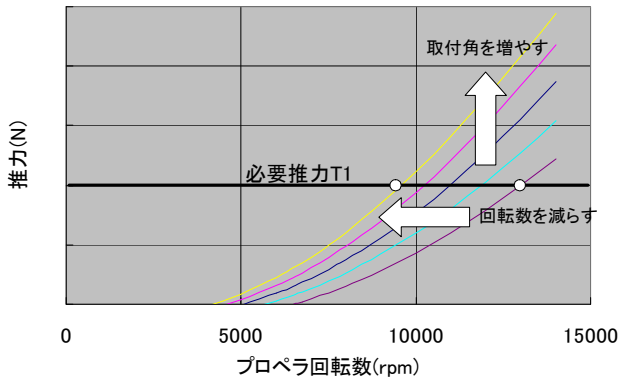
b)　効率

図5　ブレード弦長変化

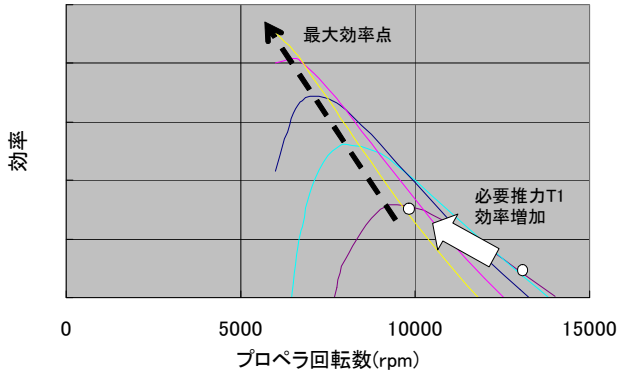
図5(a)よりブレード弦長を減らすと回転数が増すことが見て取れる。弦長が減少するとソリディティ(=ブレード面積/回転面積)が減少し，推力が減少する。そこで減少した推力を補うために回転数を増やす必要がある。図5(b)より必要推力①では弦長が減ると効率が増加し，必要推力T2では効率が減少するのが見て取れる。

必要回転数を調整するときにはブレード弦長を調整するとよい。

次に②についてPSを行う。図6にブレード取付角を増やしたときの推力および効率を示す。図6(a)より取付角を増やすと回転数が減ることが見て取れる。取付角を増やすとブレード局所迎角が増加し，推力が増加する。そこで増加した推力を減らすために回転数を減らす必要がある。図6(b)より取付角を増やすと最大効率点が左上に移動することが見て取れる。したがって，効率を増やすときにはブレード取付角を増やすとよい。



a)　推力



b)　効率

図6　ブレード取付角変化

さらに③についてPSを行う。図7に回転数を増加したときのブレード局所迎角を示す。回転数増加によりブレード局所迎角が増加し，特に回転軸側の局所迎角ほど増加量が大きいことが見て取れる。ブレード局所迎角が，一様に，ブレード断面翼型における最大揚抗比迎角になると効率が最適化できる。したがって，迎角分布が一様に最大揚抗比迎角になるようにねじり下げ角を調整するとよい。

以上のパラメトリックスタディ結果より，改良前の形状を市販ブレードにして次のように最適設計を行った。まずブレード取付角を増やして効率を増した。このとき回転数は減る。次いでこの回転数減少分を補うためにブレード弦長を減らし，さらにブレード弦長を調整してモータから要求される回転数に一致させた。最後に迎角分布が一様になるようにねじり下げ角を調整した。

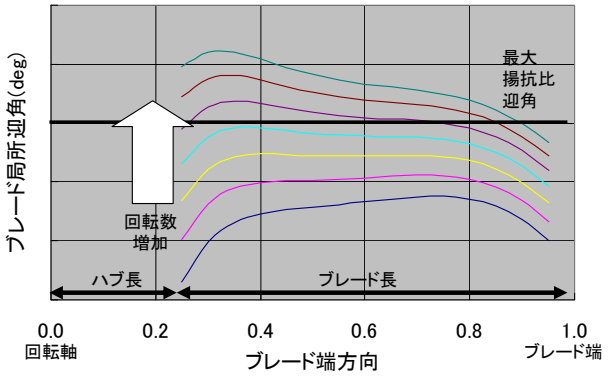


図7　ブレード局所迎角変化

5. 試作ブレード強度解析

最適設計したブレードの強度を検討するために，ブレードに最大荷重が生じる運用条件において強度計算を行った。最大荷重はブレードを最大回転数で運用するときに生じる空気力および遠心力である。数値計算による応力解析結果の一例を図8に示す。ブレードの回転軸側に応力が集中していることが見て取れる。

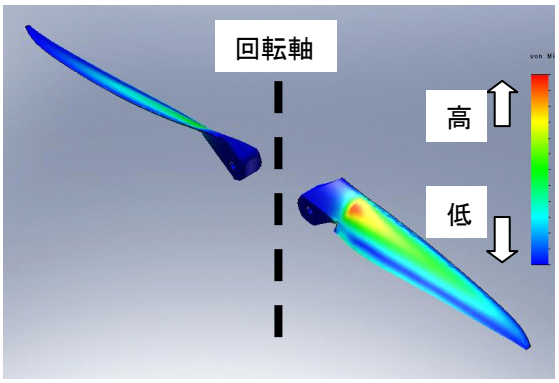


図8　ブレード応力解析例

このような強度解析を複数の材料で行い，応力や変位について検討した。そして強度上の安全性を考慮して材

料を選定しブレードを製作した。

6. 試作ブレード検証

試作ブレードの性能を評価するために風洞試験を行った。試作ブレードを用いたプロペラ風洞試験結果を図9に示す。また同図に改良設計前の形状である市販プロペラの風洞試験結果および数値計算結果を示す。市販プロペラに比べ，推力係数C_T・トルク係数C_Qの傾斜が変化し，効率ηが最大約6 %増加したことが見て取れる。

また試作ブレードの風洞試験結果が数値計算と一致し，試作ブレードのプロペラ性能が設計通りであることを確認できた。

7. まとめ

プロペラ性能計算コードを用いてブレード形状に関するパラメトリックスタディを行い，高効率なプロペラブレードを設計し，試作した。

改良設計前のモデルにした市販ブレードに比べて試作ブレードのプロペラ効率が約6 %改善し，飛行体の飛行時間が延長する見通しがついた。また本開発を通して，ここ用いたプロペラ設計手法の妥当性を確認することができた。

参考文献

1) Tanabe, Furukawa, Akasaka, Kushida : Colugo － a New Mini Aerial Vehicle Developed by Kawada and Hitachi, UAV2004, Paris, UVSI, June, 2004.

2) 赤坂，田辺，戸塚：飛行ロボットHK-MAVシリーズの製品開発，川田技報 Vol.25，2006.

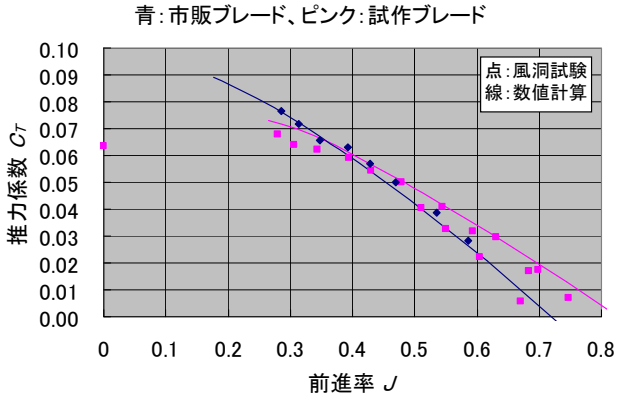
3) 川田工業㈱機械システム事業部 小型自律飛行体システム: http://www.kawada.co.jp/mechs/uav/mavsys.html

4) 岡本：低レイノルズ数における定常・非定常翼型空力特性の実験的研究，日本大学学位論文，2005.

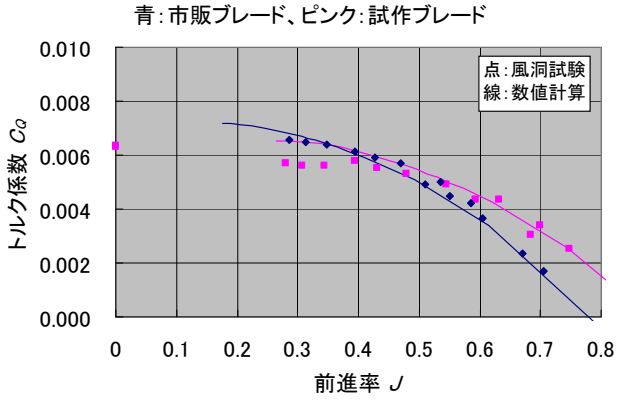
5) 川田工業株式会社研究施設：多目的風洞施設, http://www.kawada.co.jp/technology/institution/2.html

6) 田辺，齊藤，菅原：SLAUスキームの低Re数流れ場における検証，第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム講演集，June，2009.

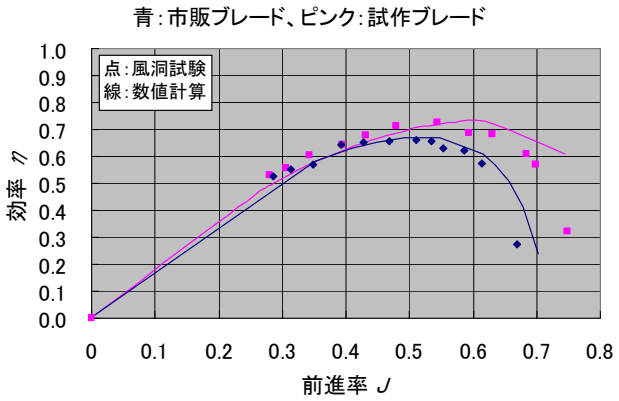
7) 東：航空工学(I)，裳華房，1989.



a)　推力特性



b)　トルク特性



c)　効率

図9　試作ブレード性能比較