

無人機用レシプロエンジン風洞試験について

近藤夏樹、安達英夫（日本飛行機）

Wind Tunnel Test of Reciprocating Engine for UAV

Natsuki KONDO, Hideo ADACHI (Nippi corporation)

概 要

日本飛行機において研究中のプロペラ無人機への適用を検討している 250cc レシプロエンジンに木製プロペラを装着し、風洞内で運転させて、プロペラ推力、エンジン回転数、燃費等のデータを取得した。プロペラ直径は約 0.7m で、低速飛行用の低ピッチ・プロペラと高速飛行用の高ピッチ・プロペラの 2 種類を用意した。風洞は川崎重工殿 2.5m 低速風速を使用し、試験最大風速 60m/s までデータを取得した。結果としてプロペラ径をやや大きめにしていたことから、最大出力まで回転数を上げることはできなかったが、エンジン性能は公称値通り得られる見通しを得た。

1. はじめに

日本飛行機では平成 13 年よりプロペラ無人機の研究に着手し、大学や研究所とのタイアップによる観測飛行の実績を積んできた。従来機のエンジンは排気量 50～174cc と模型用の小型エンジンを使用してきたが、より大きなペイロード（目標 20kg）を搭載して飛行させる為に 250cc クラスのレシプロエンジンを適用することを検討している。その一環として、プロペラを装着したエンジンを風洞内で駆動させて、風速毎の最大エンジン回転数、プロペラトルク、プロペラ推力、燃費等を計測し、新しく開発する無人機の性能計算に適用した。今回は風洞試験の概要について紹介する。

2. エンジン概要

今回使用したエンジンはフジインバック製 BT-250 である。エンジンの外観を図 1 に示す。同エンジンは元々モータ・パラグライダー用として使用されていた為、軽量で比較的馬力が高い。燃料はレギュラー・ガソリンに専用オイルを混合して使用する。エンジンの主要諸元を表 1 に示す。

装着するプロペラは直径とピッチが異なる 2 種類（10 インチと 16 インチ）を製作した。低ピッチ・プロペラは飛行速度 20m/s 前後にマッチした低速用、高ピッチ・プロペラは飛行速度 60m/s 前後にマッチ

した高速用として比較を行った。プロペラの材質は桜材を用い、プロペラ形状は時間的な制約もあり RC 用に市販されているプロペラをスケールアップした。その為、今回使用したプロペラには振り下げは付いていない。



図 1 BT-250 エンジン外観

3. 風洞試験概要

試験は当初、日本飛行機 2m φ 低速風洞において実施する予定であったが、プロペラから発生する空力音が予想以上に大きく、風洞近隣の住宅地との境界線上の騒音が規制値を上回ってしまった為、試運転の段階で試験を中止し、本試験は川崎重工業 2.5m 低速風洞を借りて実施することになった。風洞へ設置状況を図 2 に示す。

表1 エンジン主要諸元

型式	BT-250
エンジン形式	空冷2サイクル 水平対向ガソリンエンジン (リードバルブ式)
シリンダー内径	58mm
シリンダー行程	47mm
気筒数	2
総排気量	248.4cc
最大出力	15.45kW (21ps) @7800rpm
質量	8.5kg (Dryweight)
アイドリング回転数	3800rpm ± 200 (遠心クラッチ使用時) 2000rpm以下 (プロペラ直接駆動時)
エア・クリーナ	乾式
気化器	ダイヤフラム気化器 WB-99 (Walbro)
点火栓	NGK B P M R 8 Y
点火方式	電子点火方式
始動方式	リコイルスタート
潤滑方式	燃料混合方式 (ガソリン:オイル = 100:1)
回転方向	起動側から見て右



図2 供試体設置状況（上流側より見る）



図3 エンジンマウント部防振ゴム

エンジンは振動を抑える防振ゴムを介して専用治具に装着し、6分力検出器に取り付けた。プロペラ後流がなるべく支持部にかからないように治具を高くし、後流をなるべく後ろに逃がす構造にした。排気管はストレート管とし、排気が風洞内に充満しないように、アルミ製のフレキシブルダクトを通じてファンで建屋外部へと排出した。安全の為、エンジン操作者側に防護壁を取り付けた。スロットルワイヤを防御板の外側まで伸ばし、エンジン操作者はエンジン回転計を見ながらスロットル操作を行った。

プロペラ推進力と軸トルクは6分力検出器により計測した。燃料消費量は燃料タンクの重量変化を同時計測し、そこから算出した。試験手順としては、まずエンジンを始動させ、アイドル運転の状態で風速を目標風速まで上げる。目標風速に達した後、エンジン・スロットルを操作して設定回転数に合わせ、風速が安定したのを確認してから計測を行う。計測終了後はプロペラ回転数をアイドルまで戻してから風速を下げ、風洞停止後にエンジンを切るようにした。

試験条件および計測項目を以下に示す。

風速 (m/s)	0, 20, 40, 60
エンジン回転数 (rpm)	idle ~ max 1000ステップ
、 角(deg)	0
計測項目	プロペラ推進力 プロペラ軸トルク 燃料消費量

4. 試験結果概要

試験により得られたエンジン軸出力および軸トルクを図4、5にまとめる。計測されたエンジン特性はメーカー公称値とほぼ一致することが確認された。ただし、今回使用したプロペラでは回転数が十分上がらず、最大出力まで確認することはできなかった。図6、7には低速時(風速 20m/s)と高速時(風速 60m/s)において、2種類のプロペラ推力の違いを示す。低速域では当初の想定通り、ピッチの小さい低速用プロペラの方が高速プロペラも高い推力を発生しているが、高速域ではピッチの大きい高速用プロペラは回転数が上がらない

為、ピッチの小さい低速用プロペラも推力が低くなる結果となった。回転数が上がらなかった原因として、プロペラ径が従来モータ・パラグライダー用として使われていたプロペラよりも一回り大きく、かつ模型用の形状をスケールアップしたことから振り下げを付けていなかった為、トルクが大きくなり回転が低く抑えられる結果になったと考えられる。同エンジンの性能を引き出すためには、より回転径を小さくし、振り下げを付加したプロペラを高速で回転させる方が良いと思われる。

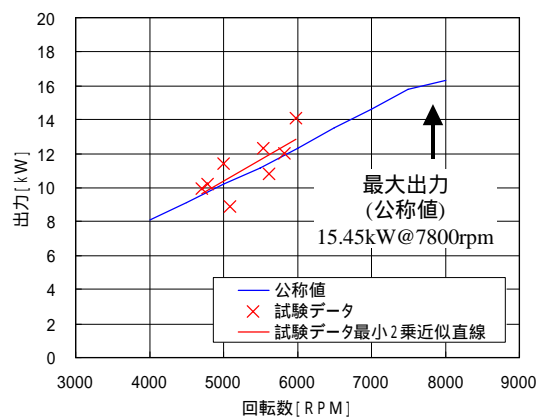


図4 軸出力計測結果

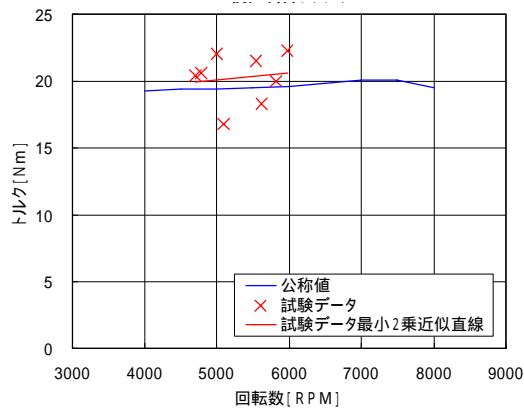


図5 軸トルク計測結果

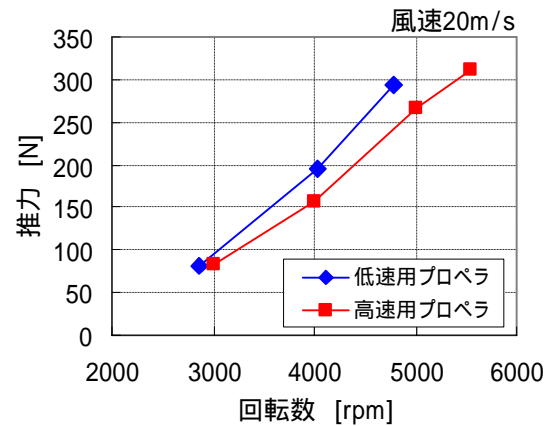


図6 低速時のプロペラ推力

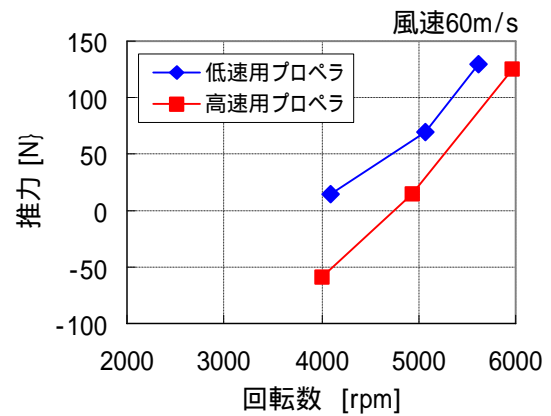


図7 高速時のプロペラ推力

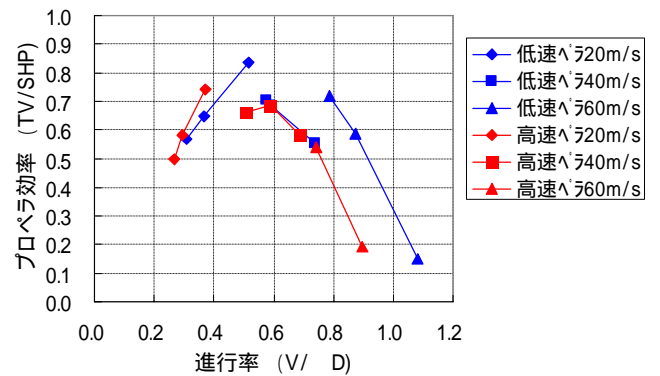


図8 プロペラ効率

5. まとめ

今回の試験結果を元に、同エンジンにマッチした新しいプロペラを製作するとともに、次のステップでは実際に無人機を試作し、飛行試験を行うことでエンジン性能を確認していく予定である。

謝辞

本試験の実施にあたりまして、ご支援、ご協力頂きました川崎重工業(株)航空宇宙カンパニー 技術本部 研究部の森田部長、同研究部空力技術課の村重課長ならびに関係者の方々に深く感謝の意を表します。