

広範囲の進行率におけるプロペラ性能の推定

Estimation of Propeller Performance over a Wide Range of Advance Ratio

知能機械システム工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1215018 中地 愛香

1. 緒言

現在の航空機はジェットエンジンの推力を用いるものが一般的であり、今後も航空輸送に対する需要は増加すると考えられている。一方で、環境問題の懸念やメンテナンスの容易さから航空機の電動化を目指す動きがここ数年で急速に高まり、プロペラが再び注目されるようになってきた。しかし、推進において重要な役割を果たすプロペラの空力に関する研究が遅れており、プロペラの性能を正確に推定することができないのが現状である。

プロペラの性能を推定できることは航空機的设计においてきわめて重要なことである。特にプロペラの低速域では失速により振動が生じることで実験データを取得することも難しいが、この低速域も含めた推定が可能になると正確な離陸距離の計算が可能になる。現状では離陸距離は実験によってしか求められないため、計算によって求められるようになることが望まれている。

そこで、本研究では低速域も含めた広範囲の進行率におけるプロペラ性能を推定するコードを開発することを目的とする。NACAの実験データを参考にして性能推定に必要な C_L 値と C_D 値の関数を作成する。

2. 先行研究

2.1 回転するプロペラの揚力曲線

回転するプロペラの境界層の圧力分布計測からブレードの局所揚力係数 C_a が決定されたグラフ⁽¹⁾を図1に示す。ブレード半径位置での違いを調べるために①～⑤は $r/R = 0.4 \sim 0.8$ で設定され、これらと比較するために風洞内で固定されたブレードの試験データが破線(wind tunnel)で示されている。

このグラフから、固定させたブレードのデータと回転するプロペラブレードのデータは一致せず、回転中心に近くなるほど揚力係数の増加が大きくなり、さらに失速が遅れることがわかる。これは、コリオリ力の影響であるとされている。従来の推定方法ではこの回転による影響は考慮されていなかったため、本研究ではこの影響を取り入れた C_L 値、 C_D 値の関数を作成することでより正確な推定を行えるようになることを目指す。

2.2 NACA 実験

本研究ではNACAの試験データ⁽²⁾(プロペラ 5868-9)を参考にする。試験はプロペラ回転速度を一定にし、風洞の風速を増やしていくことで行われた。最大風速は115マイル/時(51.4m/s)であり、試験ケースは表1に示す通りである。進行率($J = V/nD$)が高い値ではゼロ推力に到達するまでエンジン速度を落とすことで得られており、初めの基準として1000rpmでのプロペラ回転速度で試験が行われているが、エンジンパワーの限界で高いブレード角設定はできていない。また、グラフデータとしては横軸を進行率として効率 η 、推力係数 C_T 、パワー係数 C_P が得られている。

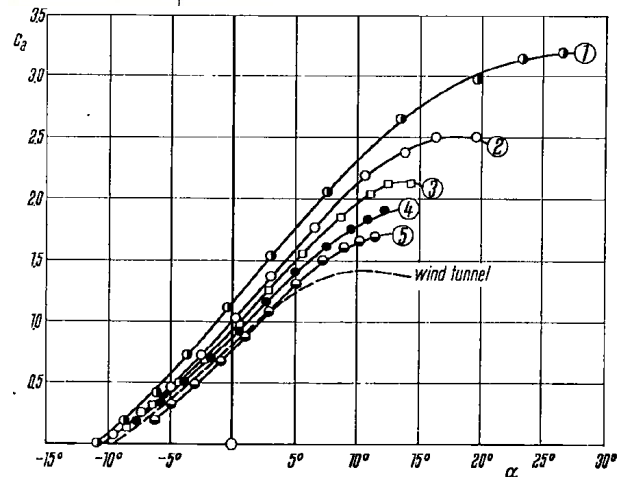
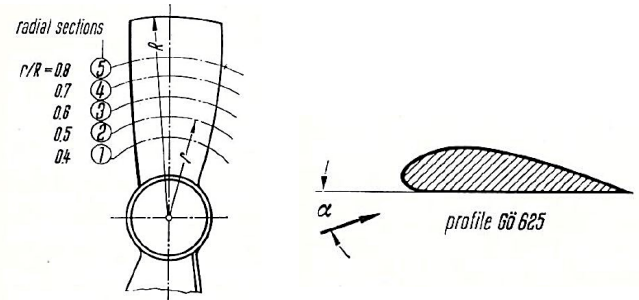


Fig.1 Example of difference of lift curve by radius⁽¹⁾.

Table1 Propeller speeds for tunnel speeds below 115 miles per hour⁽²⁾.

blade angle (deg.)	propeller speed (r.p.m.)	blade angle (deg.)	propeller speed (r.p.m.)
15	1000	40	700
20	1000	45	700
25	800	50	650
30	800	55	600
35	800	60	560

3. 計算式

推力係数、パワー係数、進行率、効率の計算式を以下に示す。また、性能曲線(パワー係数)のグラフ例⁽³⁾を図2に示す。ここで、 T :推力(N)、 P :パワー(W)、 V :前進速度(m/s)、 ρ :空気密度(kg/m^3)、 n :プロペラ回転数(/s)、 D :プロペラ直径(m)であり、図中の $\beta_{3/4}$ はプロペラ半径3/4位置のブレードピッチ角を表す。

推力係数

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (1)$$

パワー係数

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (2)$$

進行率

$$J = \frac{V}{nD} \quad (3)$$

効率

$$\eta = \frac{JC_T}{C_P} \quad (4)$$

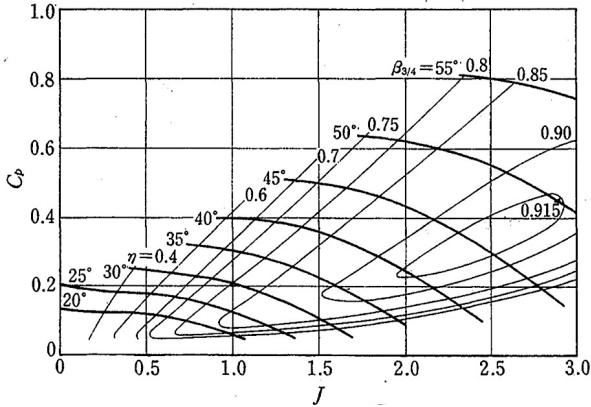


Fig. 2 Example of performance curve⁽³⁾.

4. C_L 値および C_D 値の関数決定方法

図 1 の破線(wind tunnel)データに対応する関数として、NACA0012の実験データ⁽⁴⁾を使用した。図 3 にそのグラフを黒線で示した。また、ここではマッハ数 $M \approx 0$ のとき、 C_L のみについて示す。この黒線グラフを基準として半径依存によるグラフを考えた。

図 1 より、ブレード半径位置が小さくなるほど失速が遅れ、最大揚力係数が大きくなるように考えて式(5)~(8)に示すように関数を設定した。また、この係数についてはまだ仮の段階であり、この係数を変えることで NACA の実験結果に合わせていくものとする。

横軸: $\alpha_{new} = \alpha/A \quad (5)$

$$A = a_1 + a_2(1 - r/R)^{a_3} \quad (6)$$

$$a_1 = 1.1, \quad a_2 = 3.5, \quad a_3 = 3$$

縦軸: $C_{L,new} = B C_L \quad (7)$

$$B = b_1 + b_2(1 - r/R)^{b_3} \quad (8)$$

$$b_1 = 1.1, \quad b_2 = 5.0, \quad b_3 = 3$$

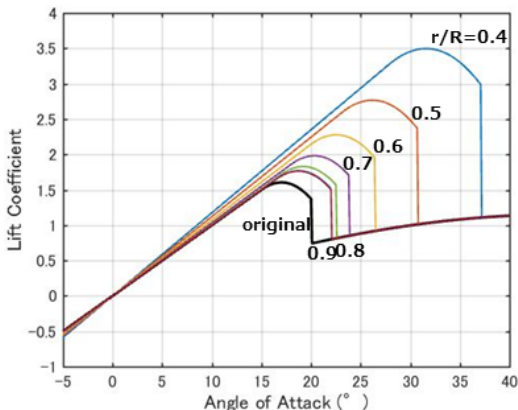


Fig. 3 Difference of lift curve by radius. ($M \approx 0$)

5. 計算結果と考察

表 1 のケースのとおり性能計算を行った。結果のうち、 C_P のグラフを図 4, 5 に示す。図 4 が半径依存(コリオリ力の考慮)なし、図 5 が半径依存ありで計算した結果である。

このように、一般的には実験が難しいとされる低い進行率での計算から、計算が難しいとされている 60° までのブレード角の計算を行うことができた。 C_P についてはそれほど変化が見られなかったが C_T においては少し大きい値を得る傾向になったことからコリオリ力の影響を計算式に含めることができたと考える。また、NACA の実験データ⁽²⁾と比較して、一旦 C_P の値が下がってまた増加するといった傾向が捉えられており、定性的に合っていると考える。

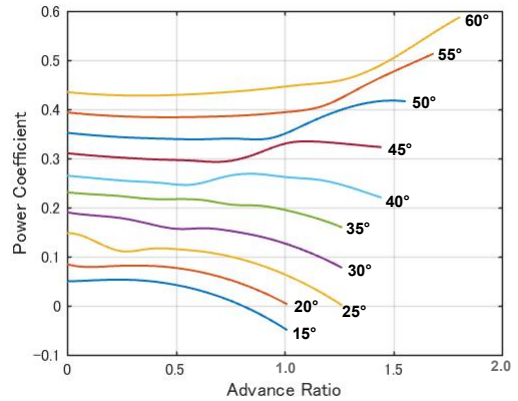


Fig. 4 Power coefficient without radius dependence.

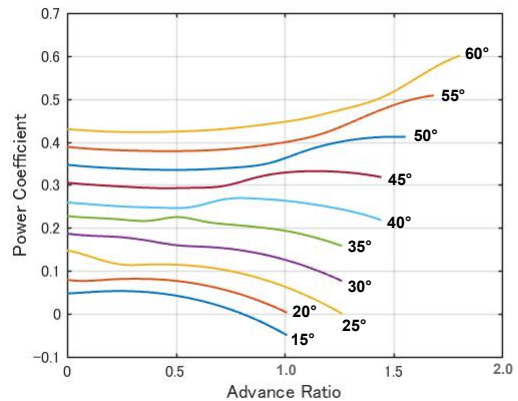


Fig. 5 Power coefficient with radius dependence.

6. 結言

コリオリ力による半径依存を考慮した C_L 値、 C_D 値の関数を作成し、性能計算を行うことができた。しかし、これらの関数は仮に係数を決定したものであって NACA の実験結果に合わせるまでにはまだ到達できていない。今後は実験結果に合う係数を決定し、定性的だけではなく定量的にも合わせていく必要がある。

文献

- (1) Hermann Schlichting: Boundary-Layer Theory, McGraw-Hill Science/Engineering/Math, pp.695, 696.
- (2) David Biermann and Edwin P. Hartman: Tests of Two Full-Scale Propellers with Different Pitch Distributions, at Blade Angles up to 60 Degrees, T. R. No. 658, N. A. C. A., 1939.
- (3) 日本航空宇宙学会: 航空宇宙工学便覧, 丸善 pp.545, 546.
- (4) Raymond W. Prouty: Helicopter Performance Stability and Control, Krieger Publishing Company, pp.426-434.