

境界要素法による推力付翼の空力計算

柳 沢 三 憲*

Calculations of Aerodynamic Forces on a Wing with Thrust Using B.E.M.

by

Mitsunori YANAGIZAWA
Science University of Tokyo

ABSTRACT

A procedure for the numerical solution of steady flow past a wing with fans is described using a boundary element method in potential flow. The effect of thrust is represented by doublet singularities. The method employs an aerodynamic panel code to simulate the flow of fan jet stream around an aircraft configuration. The configuration of a VTOL transport in achieving a multijet lifting system is composed of lifting fans nested in the wing planform. The aerodynamic forces were calculated with the fundamental shape of FAN IN WING. The result is that there are regions of negative lift behind the position of the lift fan on the wing. The general tendency of how they interact with the wing to produce the aerodynamic forces is understood.

Key Words: Aerodynamics, Wing, BEM, Thrust

1. ま え が き

VTOL機のように翼の中にリフトファンを持っている場合、通常のパネル法では解析できない。本方法はリフトファンによる推力の効果を複層で表し、これを通常のパネル法に付加することにより計算を行った。また、ファンとファンとの間隔が狭く一枚のパネルしか張ることができず一枚のパネル内で微分し、速度や圧力が求められるようにした。

2. 亜音速流における積分方程式

閉空間内に複層による一つの不連続面があるとき、その領域にグリーンの公式を適用する。不連続面の両側で面に限りなく近づけた極限について

考えると

$$4\pi E(r)\phi = \oint \left\{ \frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial n} - \phi \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) \right\} ds + \int \tau \cdot r \frac{1}{r} ds \quad (1)$$

推力の大きさを複層 τ で表すと(1)式で示される。図1に示すように複層の面積密度 τ は次のように定義する。

$$\phi_2 - \phi_1 = 4\pi\tau \quad (2)$$

ある曲面の上で、ベクトルの法線成分が不連続であるときは、湧層があり、また、ポテンシャルが不連続のときは複層があると考えてよい。

今、推力のある場合は速度ポテンシャルが不連続となり複層のみを仮定すればよい。 E は領域関数で、物体表面では $E=1/2$ である。ここに、積分記号 \oint は Cauchy の主値を表す。通常、ブレード

* 東京理科大学

からの後流渦は螺旋状になるがここでは複層の円盤を Trefftz 面まで並べてこれに代える。また、ナセルの入口側の流量を調整するため湧層を付加することもある。図 2 は複層の強さを τ とし、10 枚の円盤を流れ方向に等間隔に置いた。これらの複層によって誘起される速度ベクトルを示したもので三次元的な空間の中心軸を通る或断面を示したものである。複層の円盤による円柱状の加速領域と前方からの吸い込みの様子を良く表している。この誘起される速度ポテンシャルを考慮し境界条件を決める。さらに、パネルによる離散化を行えば次式で表せる。

$$[\delta_{hk} - C_{hk} - W_{hk}]\{\phi_k\} = [B_{hk}]\left\{\frac{\partial\phi}{\partial n}\right\} + [T_L]\{\tau_L\} \quad (3)$$

ここで、 δ_{hk} は Kronecker の delta であり、 C_{hk} ,

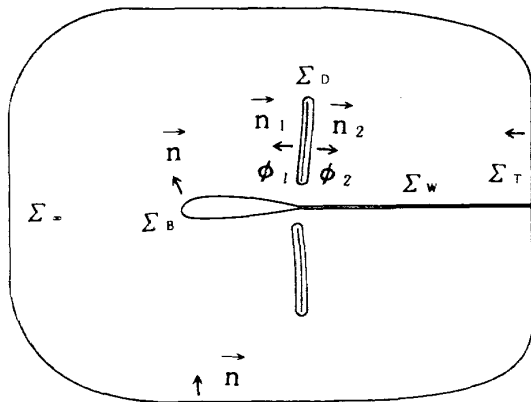


図 1 不連続面があるときの領域空間と境界

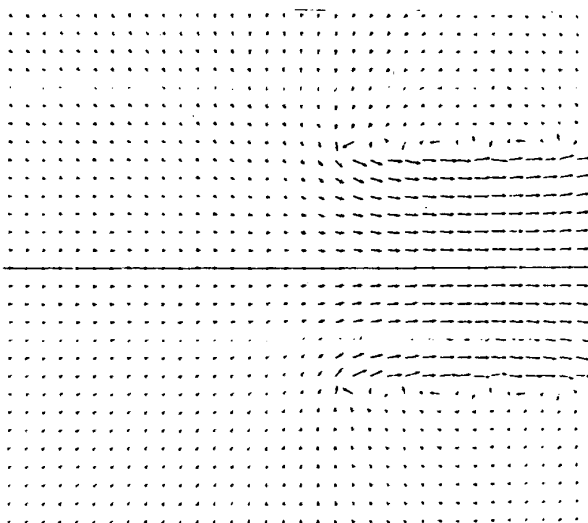


図 2 複層 (Doublet) の円盤を並べたときの速度場

B_{hk} , W_{hk} は空力的影響係数である。また、 T_L は複層からの寄与分である。これらはそれぞれ次式で表せる。

$$B_{hk} = \frac{-1}{2\pi} \oint \frac{1}{r} ds \quad (3-1)$$

$$C_{hk} = \frac{1}{2\pi} \oint \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r}\right) ds \quad (3-2)$$

$$T_L = \int \Gamma \frac{1}{r} ds \quad (3-3)$$

(3)式から分かるように複層の強さ τ_L を境界条件に加味したものになっている。右辺の境界条件を満足させるため、 ϕ_k を未知数とする連立一次方程式になる。これを解くことにより擾乱速度ポテンシャルが求められる。さらに、物体表面に沿って微分を行い速度や圧力を求める。

$$2E_h V_h = \sum_k \phi_k \nabla C_{hk} - \sum_k \left(\frac{\partial\phi}{\partial n}\right) \nabla B_{hk} + \sum_L \nabla C_{hL} \tau_L \quad (4)$$

$$\nabla C_{hk} = \int \nabla_0 \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r}\right) d\Sigma \quad (4-1)$$

$$\nabla B_{hk} = \int \nabla_0 \left(\frac{1}{r}\right) d\Sigma \quad (4-2)$$

プロペラやエンジン・ナセルの流量比から次式を用いて円盤上の複層から出る流速を積分し、所要の運動量の変化と一致するように τ を決定した。

$$I = \int V_n ds \quad (5)$$

この運動量の変化はエンジン単体で理論的または実験的に求めて置く。本理論では推力による機体全体の圧力を求める方法について述べたものである。

3. 数値モデル

図 3 のような翼モデルを作成し、翼面内にファンを設けたものと図 4 のような通常の翼の空気力学的特性の比較を行った。翼型は NACA65A010 を用いて、縦横比は 2.7 で、厚み比 0.1 の矩形翼である。パネル数は左舷側と右舷側と合わせて 336 枚である。

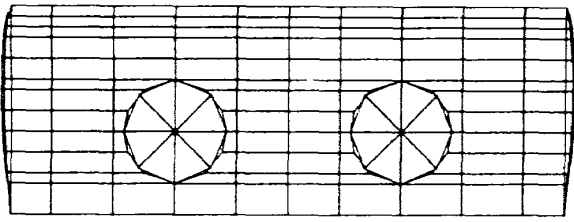


図3 FAN IN WING 形状の数値モデル

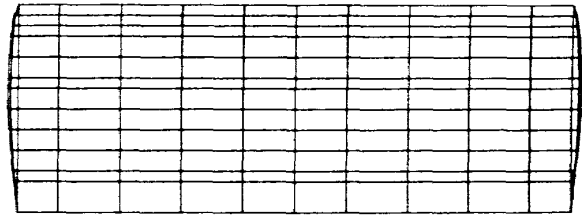


図4 通常の翼形状の数値モデル

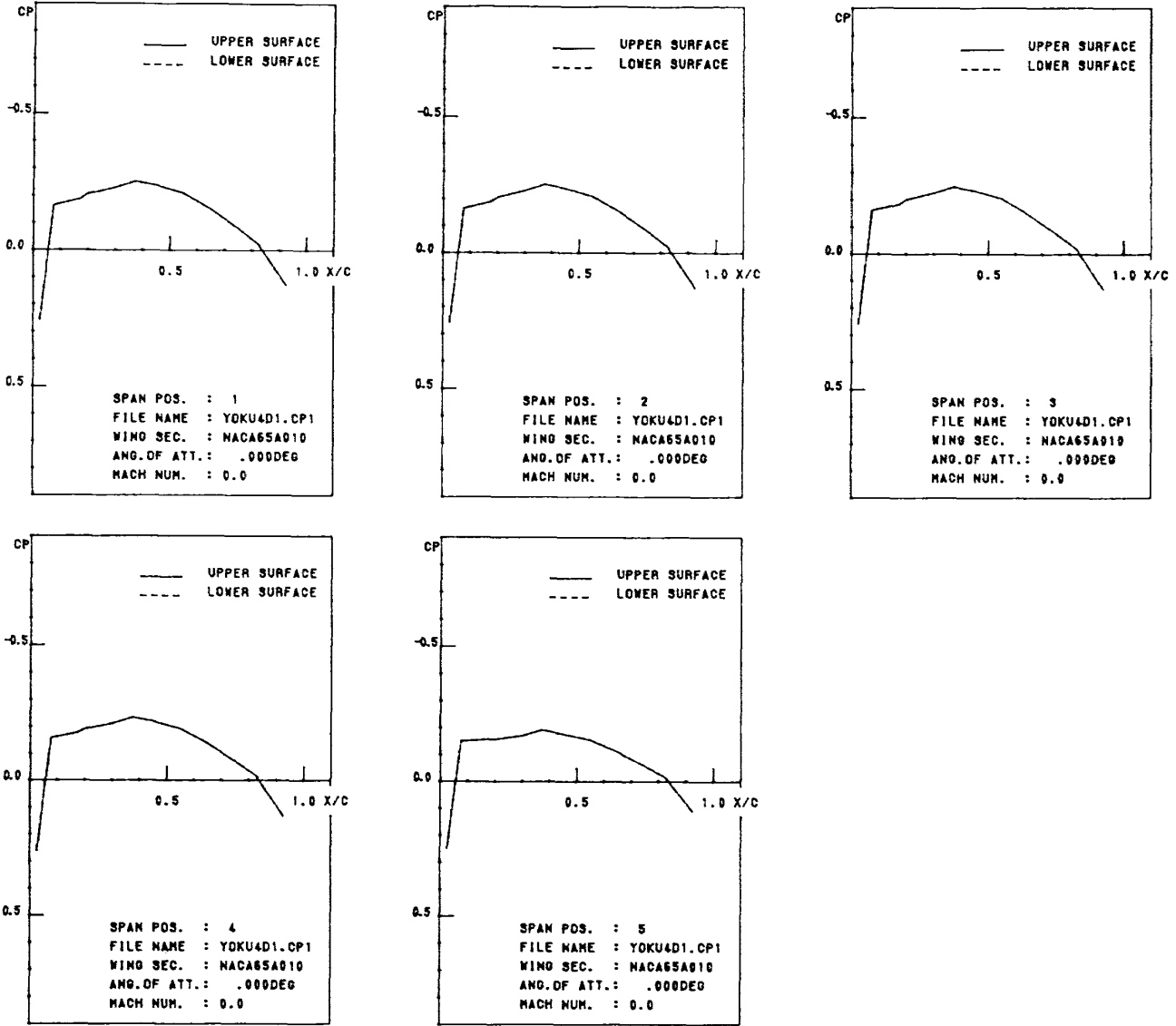


図5 通常の翼の圧力分布(迎角0°)

4. 計算結果および考察

① 圧力分布

迎角0°における通常の翼の圧力分布を図5に示す。翼型は対称翼のため推力が0の場合、上下面における圧力分布は同じ値を示す。推力がある場合の圧力分布はあたかも迎角を持っているような値を示している(図6)。このことは迎角0°で

はファンの推力による揚力の他に翼による揚力が加えられることになる。さらに、興味深いものに推力面の後流の部分では上下面の圧力が逆転し負の揚力が発生しているのが分かる。図7には迎角0°の場合で翼弦方向に積分し翼幅方向の負荷分布 L_c を示した。通常の翼の場合負荷分布は零であるがPower onの場合明かに揚力が発生していることが分かる。次に、図8には迎角1°における翼

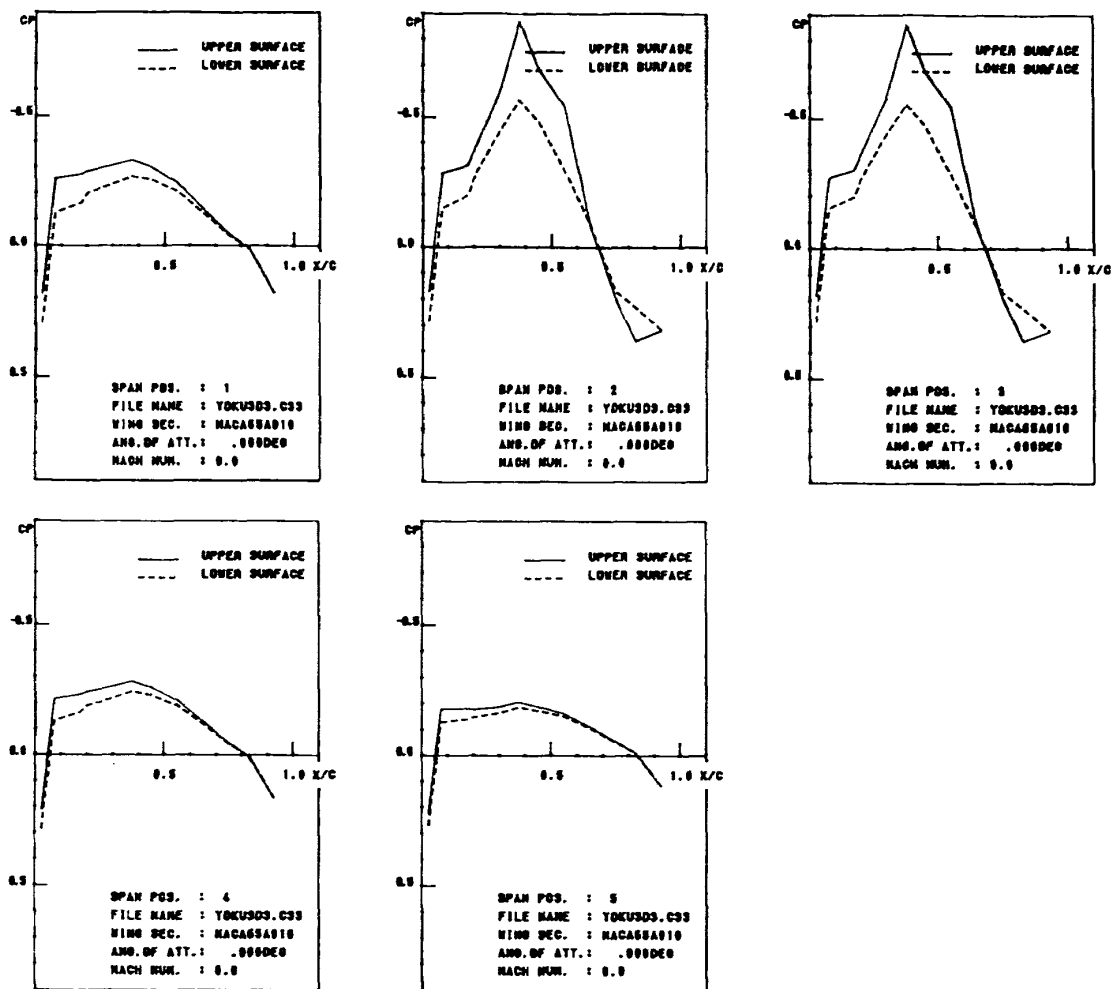


図 6 ファン付翼の圧力分布 (迎角 0°)

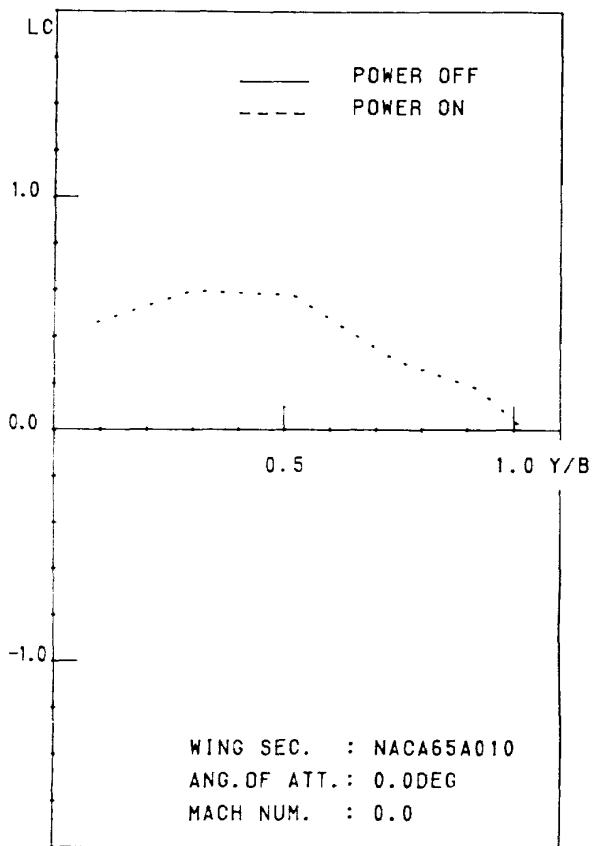


図 7 翼幅方向の負荷分布 (迎角 0°)

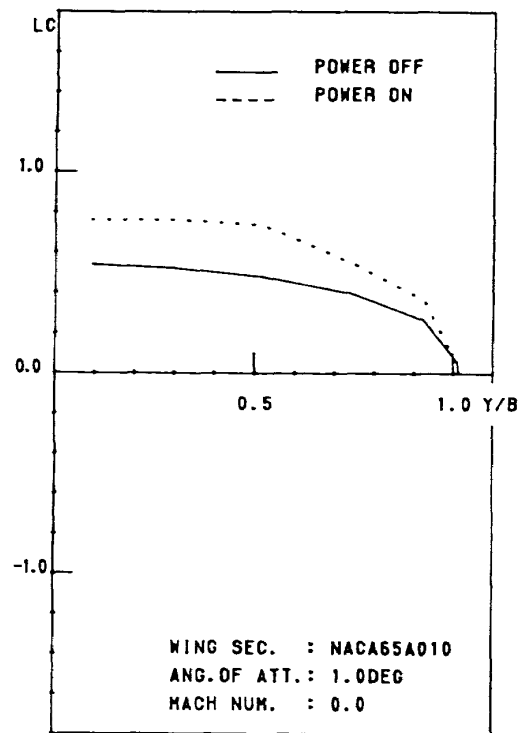


図 8 翼幅方向の負荷分布 (迎角 1°)

幅方向の負荷分布を示した。これらの図からパワーによる揚力増加は通常の翼の迎角 1° の揚力に相当する。

② 空力係数

パネルの中心で圧力が求まり、これを積分することにより、揚力(図9)、モーメント係数(図10)が求められる。迎角 0° でも Power on の場合、揚力が発生し $C_L=0.044$ である。通常の翼と推力付翼の揚力係数が迎角 2° でほとんど等しくなっている。また、推力付翼の揚力傾斜は通常の翼のそれよりも小さい。

③ 表面速度分布

図11は迎角 0° におけるパネルの中心における速度ベクトルを表した。リフト・ファンにより周辺の空気が吸込まれている様子が速度ベクトルから分かる。

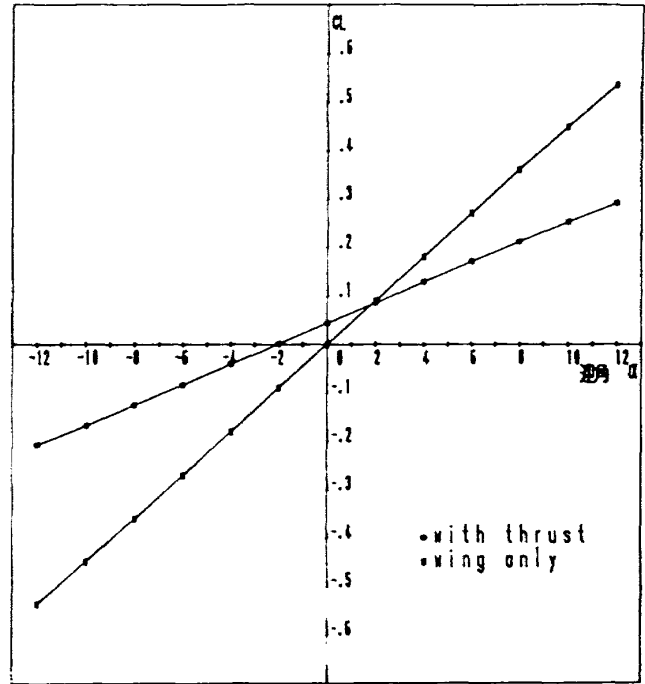


図9 迎角に対する揚力係数

5. 結 論

- 1) 複層の配置により、推力の効果を通常のパネル法に取入れることができる。
- 2) 迎角 0° でも推力のため、翼に揚力が発生する。しかし、揚力傾斜は通常の翼のそれと比較して小さい。
- 3) ファンの後流部分では負の揚力が発生する。
- 4) 推力のある場合、翼弦長25%周りのモーメント係数は正である。
- 5) 推力のある場合、モーメント係数の傾斜は負である。

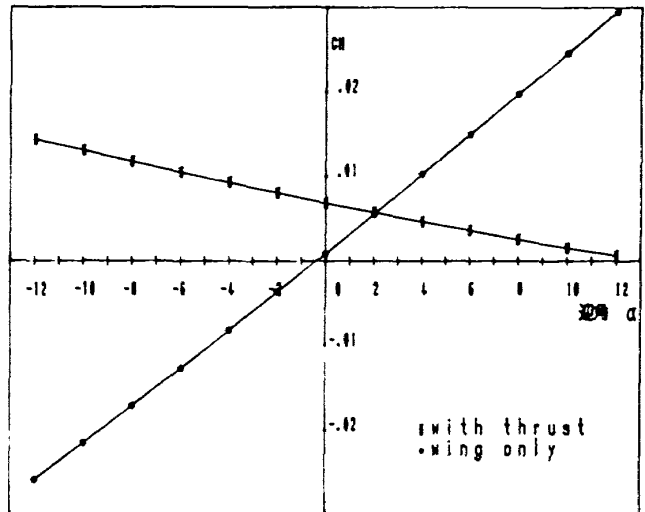


図10 迎角に対するモーメント係数

参 考 文 献

- 1) C. Kirmann, A. Rousseau et M. Yermia : Calcul du souffle moyen d'une helice et de son influence sur les performances d'un avion. L'Aeronautique et L'Astronautique No.104, 1984-1, 45.
- 2) 柳沢三憲：境界要素法による全機形状の空力特性の計算，日本航空宇宙学会誌，第34巻第390号，1986年7月。
- 3) 柳沢三憲：境界要素法を用いた推力付空力計算とその検証，第20回流体力学講演会，1988年10月。

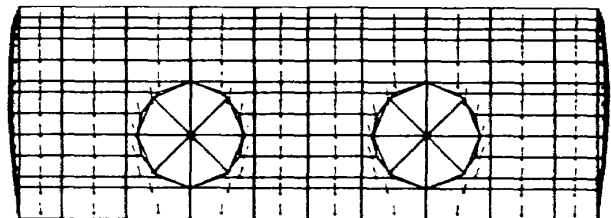


図11 迎角 0° の場合の速度分布

