

Barrowman Method を用いた解析について

佐藤 空馬 (14 期代空力班長)

1 はじめに

Barrowman Method[?] は、ロケットの空力解析を簡便に行うための解析的・経験的手法である。また、同様の手法としては OpenRocket のドキュメント[?] も詳しく、Barrowman Method を中心に据えて種々の補正を取り入れている。本稿は、両者を中心にロケットの空力諸元の導出をまとめるものである。

以下、式番号において、Barrowman[?] と同一のものは (B.0.0)、OpenRocket[?] と同一のものは (OR.0.0) と表記する。

1.1 Barrowman Method

Barrowman Method においては、以下の仮定がなされていることに注意が必要である：

- 迎角は非常に小さい
- 流れは定常 (steady) かつ渦なし (irrotational) (つまりポテンシャル流 (potential flow))
- 機体は剛体
- ノーズコーンの先端は尖っている

OpenRocket では特にモデルロケットのようなケースを想定しているため、落下時のような迎角が大きい場合についても言及されているが、本稿ではこの仮定の下で議論を進める。

2 ノーズコーン/ボディ/テールの法線力・圧力中心

ノーズコーンやボディ、テールは軸対称であるため本質的には同様に扱うことができる。
ここでは議論が比較的見通しやすい Barrowman の方を中心に説明する。

2.1 亜音速において

細長く軸対称な物体においては、単位長さあたり揚力は以下のように表される：

$$n(x) = \rho V \frac{\partial}{\partial x} [A(x)w(x)] \quad (\text{B.3.57})$$

ここで, $A(x)$ は断面積, $w(x)$ は機軸に対して垂直な方向の速度成分で, 位置 x には依存せず,

$$w(x) = V \sin \alpha \approx V\alpha.$$

したがって,

$$n(x) = \rho V^2 \alpha \frac{dA(x)}{dx} \quad (\text{B.3.59})$$

となる. これからただちに径が変化しないボディ部にはたらく揚力は $\mathbf{0}$ となることが分かる.

機体径は滑らかに変化するという仮定の下に, これを全体にわたって積分すると法線力 N は^{*1},

$$N = \int_0^l n(x) dx = \rho V^2 \alpha [A(l) - A(0)] \quad (1)$$

となる (ここで l は対象とするコンポーネント長さ). したがって, 法線力係数は,

$$C_N = \frac{N}{\frac{1}{2} \rho V^2 A_{\text{ref}}} = 2 \frac{A(l) - A(0)}{A_{\text{ref}}} \alpha \quad (2)$$

例えば, ノーズコーンなら, $A(0) = 0, A(l) = A_{\text{ref}}$ より,

$$C_{N,\text{nose}} = 2\alpha^{*2} \quad (3)$$

テールコーンなら, $A(0) = A_{\text{ref}}, A(l) = 0$ より,

$$C_{N,\text{tail}} = -2 \left(1 - \frac{A(l)}{A_{\text{ref}}} \right) \alpha \quad (4)$$

となる.

法線力係数傾斜についてはこれより,

$$C_{N\alpha} = \left. \frac{\partial C_N}{\partial \alpha} \right|_{\alpha \rightarrow 0} = 2 \frac{A(l) - A(0)}{A_{\text{ref}}} \quad (\text{B.3.65})$$

つまり, ノーズ法線力係数傾斜は,

$$C_{N\alpha,\text{nose}} = 2 \quad (5)$$

テール法線力係数傾斜については,

$$C_{N\alpha,\text{tail}} = -2 \left(1 - \frac{A(l)}{A_{\text{ref}}} \right) \quad (6)$$

となる. ここで, このことから, テールが生み出す法線力は負であることがわかる.

また, 圧力中心位置については,

$$X_{\text{cp}} = \frac{\int_0^l xn(x) dx}{\int_0^l n(x) dx} = \frac{[xA(x)]_0^l - \int_0^l A(x) dx}{[A(x)]_0^l} = \frac{lA(l) - \text{Vol}}{A(l) - A(0)} \quad (\text{OP.3.28})$$

^{*1} ここから Barrowman の議論とは少し異なるが本質的に同じである.

^{*2} なお, この結果は複素ポテンシャルによって計算された玉木 [?] 式 (5・6) の結果とも一致する.

ここで, $\text{Vol} = \int_0^l A(x) dx$ はコンポーネント体積であって, ここでは式の形を OpenRocket に合わせている.

つまり, このことから機体全長に対するノーズコーンの圧力中心位置は,

$$\frac{X_{cp,nose}}{l} = 1 - \frac{\text{Vol}}{A(l)l} {}^{*3} \quad (7)$$

のように表される (テールコーンについてはほぼ同じなので省略).

2.1.1 超音速において

工事中.

いつかかく.

2.2 フィンの法線力・圧力中心

ここでは, OpenRocket を参考に説明する.

1 枚のフィンが生み出す法線力係数傾斜は Diederich の半経験的式によって与えられる:

$$(C_{N_\alpha})_1 = \frac{C_{N_\alpha 0} F_D \left(\frac{A_{fin}}{A_{ref}} \cos \Gamma \right)}{2 + F_D \sqrt{1 + \frac{4}{F_D^2}}} \quad (\text{OR.3.37})$$

ここで,

1. $C_{N_\alpha 0}$: 2 次元平板の法線力係数
2. F_D : Diederich の形状補正係数
3. A_{fin} : フィン面積
4. Γ : 中点の角度

^{*3} この表式は玉木??式 (5・7) に合わせた.

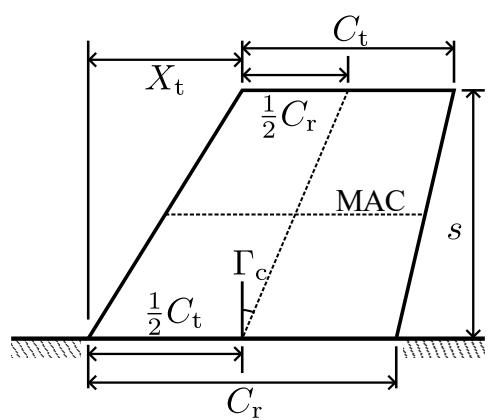


図 1: フィンの幾何学的パラメータ.