

固体ロケットモータ ノズルダンピング係数の取得

山本研吾, 藤松直人, 笹山容資, 福地亜宝郎 ((株) IHI エアロスペース)

Evaluation of Nozzle Damping Constant with Cold Flow Tests
Kengo Yamamoto, Naoto Fujimatsu, Youske Sasayama and Apollo B. Fukuchi
(IHI AEROSPACE Co., Ltd)

Key Words: combustion instability, nozzle damping, cold flow test, choked exhaust nozzle

1. 背景および目的

固体ロケットモータの振動燃焼は、発生すると推力の変動、荷重・熱負荷の増大を引き起こすため、ロケットの性能に影響を及ぼし場合によっては致命的な問題となる。そこで、固体ロケットモータの設計時に振動燃焼の発生有無を予測し、振動燃焼が発生しないように設計を行う。設計では振動の増幅係数と減衰係数を算出し、和の正負によって振動の発生有無を判定している(2項にて後述する)。減衰要因の算出には数種類の文献式が知られている。

固体ロケットモータの高性能化のため、方策の一つとして推進薬の充填率の向上を図るが、グレイン内孔径を小さくすることにより充填率を上げると、L/Dが大きくなることから振動燃焼は生じやすい形状となる。このような高性能化を目指す、より確実に振動燃焼の発生を予測するため、判定に用いる値の正確さが求められる。ところが、文献式について、実際に試験で減衰係数を取得し比較評価した報告は少なく、確かさは不明であった。

そこで本研究では、減衰要因の約8割を占めるノズルダンピング係数について、試験により取得する方法を確立し、文献式の評価を行うことを目的とし、ロケットモータ内面形状を模擬した供試体を用いてコールドフローによる簡易的な音響試験を実施した。

2. 振動燃焼概要

2.1. 振動燃焼の発生判定

振動燃焼による圧力振動は下式により表される。

$$P = P_0 e^{\alpha t} \quad (1)$$

ここで、 P_0 : 初期圧力振幅、 t : 時間、 α : 増幅係数である。圧力振動発生の有無は、(1)式の α の正負を評価することにより判定される。すなわち

$\alpha > 0 \rightarrow$ 圧力振動発生(発散)

$\alpha < 0 \rightarrow$ 圧力振動発生なし(収束)

となる。

増幅係数は燃焼中のモータの振動増幅要因および減衰要因の和で下式のように記述される。

$$\alpha = \underbrace{\alpha_b}_{\text{増幅}} + \underbrace{\alpha_{ft} + \alpha_p + \alpha_n}_{\text{減衰}} \quad (2)$$

ここで、 α_b : 推進薬の燃焼時の圧力応答による増幅要因、 α_{ft} : 推進薬表面から湧き出した流れの偏向(フローターニング)による減衰要因、 α_p : 燃焼ガス中の粒子の慣性による減衰要因(パーティクルダンピング)、 α_n : ノズルからのエネルギーの放出による減衰要因(ノズルダンピング)である。図1-1にそれぞれの項について模式図を示す。Mathesらによると、スペースシャトルのSRMでは、減衰要因のうちノズルダンピングが約8割を占め、支配的な要因となっている¹⁾。

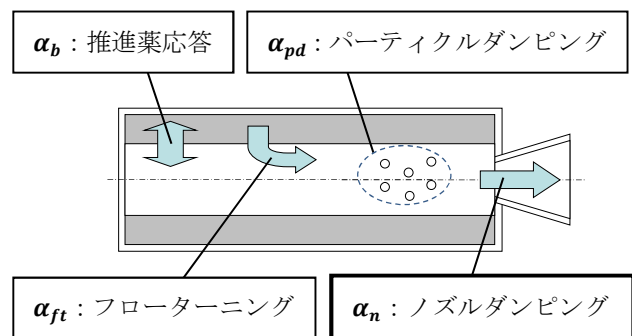


図 1-1 増幅/減衰係数 模式図

2.2. ノズルダンピング係数 文献式

ノズルダンピング係数 α_n の算出について、Coats and Horton の式²⁾ (以下、CH 式と称する) と Culick の式³⁾が知られている。

α_n はCH式によるとポート内面形状によらず共振周波数とスロート断面積とポート断面積の比 (縮小比と称する) の関数となっている。また、Culick の式から IA にて導出した式 (以下、Culick-IA 式と称する) によると共振周波数、スロート径とポート内面形状の関数となった。

3. 供試体概要および試験条件

(2) 式より、増幅係数は推進薬の燃焼や燃焼ガスの湧き出しなどによる増幅/減衰要因が複合している。この中からノズルダンピングのみを切り出すため、非燃焼場でのコールドフロー試験を実施することとした。すなわち(2)式は

$$\alpha = \alpha_k + \alpha_{\text{fl}} + \alpha_r + \alpha_n = \alpha_n \quad (5)$$

また、ロケットモータのノズルでの境界条件を模擬するため、スロートでチョーク条件を再現できるようにガスの供給条件を設定した。

図 3-1 に供試体外観を示す。ロケットモータ内面形状を模擬したチャンバに上流から N2 ガスを供給しノズルより排気する。チャンバ内の圧力が安定した後、圧力変動計測センサにより音響特性を取得する。表 3-1 に試験条件を示す。ノズルにてチョークさせることと、センサの常用圧力 (最大 0.4MPa) を考慮し、チャンバ内圧を 0.25MPa (目標) とした。スロート径や縮小比を変化させられるようにチャンバ形状、スロート径を試験パラメータとした。図 3-2 にチャンバおよびスロート形状を示す。チャンバ形状は丸中、AFT 側にて内径が大きい後光芒、FWD 側にて内径が大きい前光芒の 3 種類とした。なお、前光芒と後光芒は同じチャンバを前後入れ替えることによって使い分けている。スロート径は 3 種類とした。

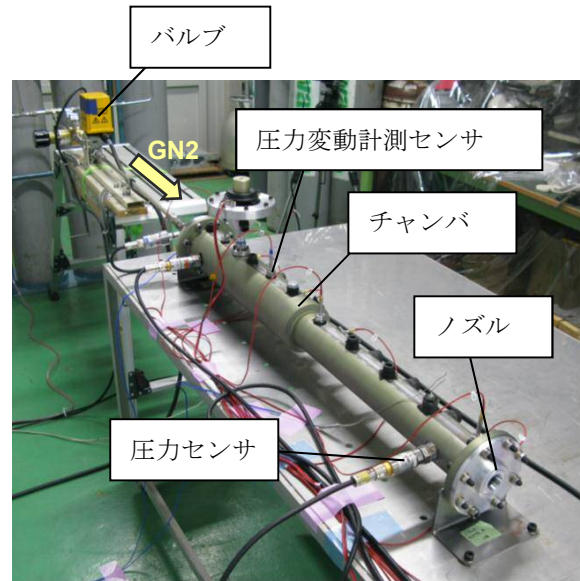


図 3-1 供試体外観 (前光芒)

表 3-1 試験条件

チャンバ内目標圧力	0.25[MPa]		
チャンバ形状	丸中	後光芒	前光芒
チャンバ内径 dp [mm]	φ 30	φ 53/φ 80	
スロート径 dt [mm]	φ 9.4、φ 18.8、φ 24.4		

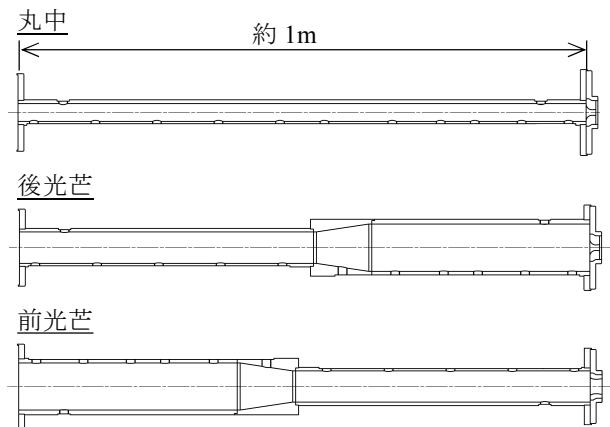


図 3-2 チャンバおよびスロート概要

4. 試験結果および評価

4.1. 試験結果

図 4-1 にチャンバ内圧力履歴を示す。図より、前光芒では比較的圧力変動が大きいものの、全ての条件で圧力は安定している。図中に一点鎖線でスロートにてチョークが成立する圧力を併せて示す。全ての条件でチョークを達成した。

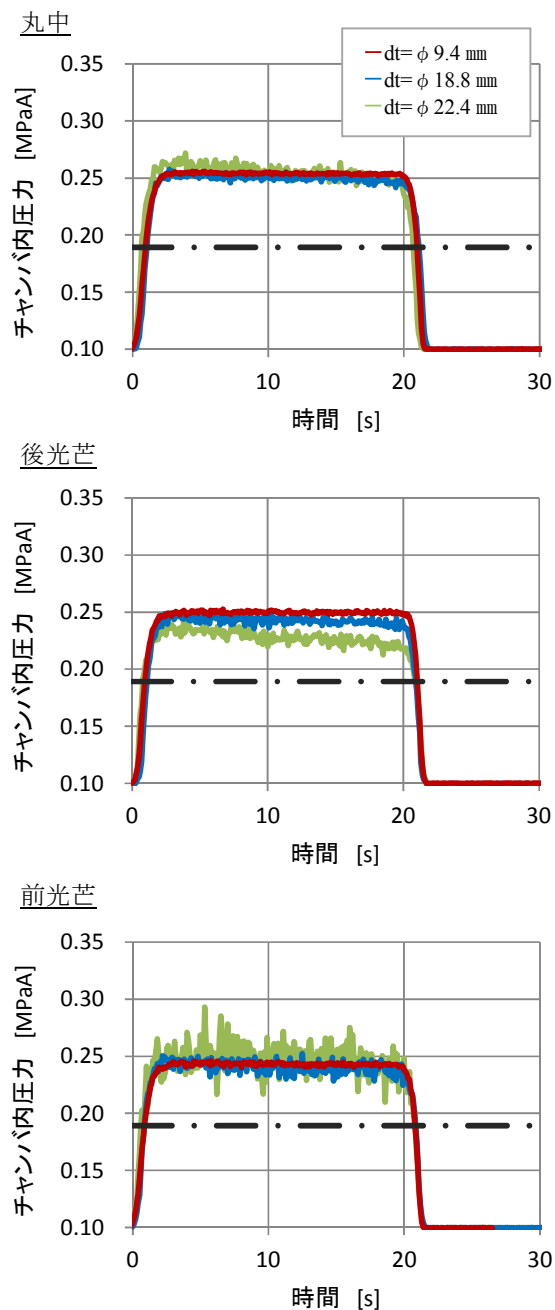


図 4-1 チャンバ圧力履歴

図 4-2 に取得した音響特性 (PSD 線図) を示す。図より、PSD 線図上でのピークが認められ、共振周波数が取得できている。丸中の $dt = \phi 24.4\text{mm}$ では 1 次、2 次のピークの判別が困難であるが、これは縮小比が大きいため減衰が大きく、共振周波数が顕在化しなかったと考えられる。また、チャンバ種類によらずスロート径が大きくなると PSD のレベルが高くなっている。これは、チャンバ圧力を同等にするため N2 ガスの流量を大きくしており、そのため音響的なエネルギーが増加し全体のレベルが上昇したと考えられる。これらの結果のうち、1 次の共振周波数のピークが認められるデータを用いてノズルダンピング係数を算出した。

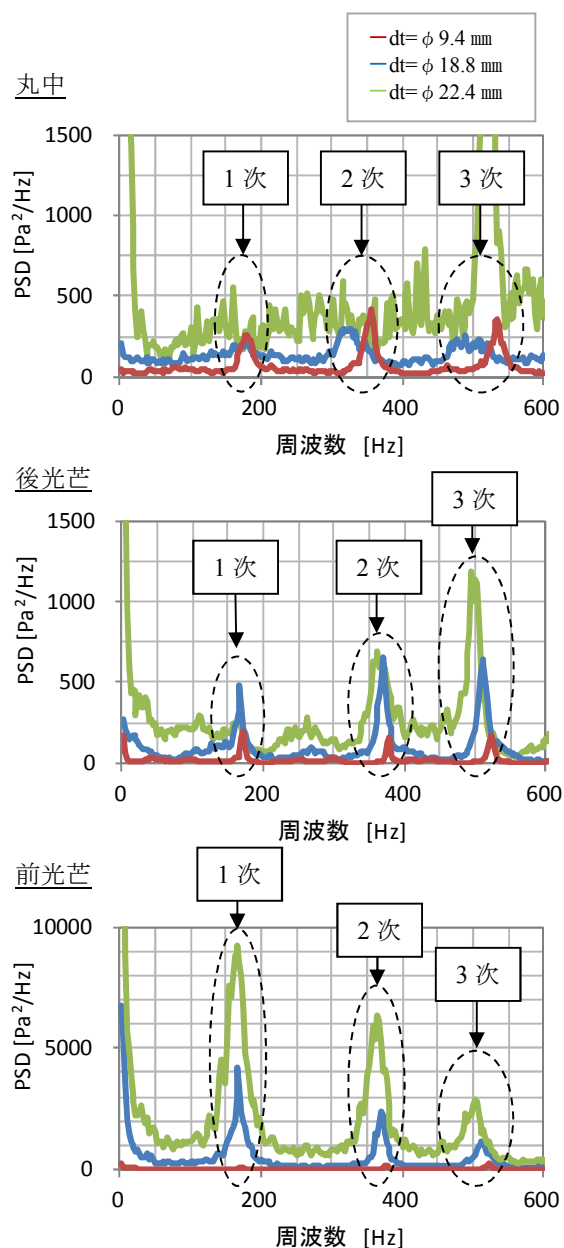


図 4-2 音響特性 (PSD 線図)

4.2. ノズルダンピング係数の算出方法

図 4-3 に PSD 線図の模式図を示す。PSD 線図から、共振周波数のピークでの半値幅を求めノズルダンピング係数を算出する。Buffum Jr.らの方法⁴⁾と同様に、 α_n は下式により求める。

$$\alpha_n = -\pi f_0 / Q \quad (6)$$

$$Q = f_0 / (f_2 - f_1) \quad (7)$$

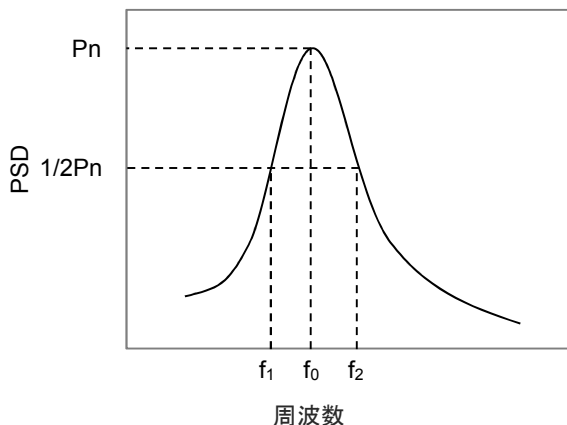


図 4-3 PSD 線図模式図

4.3. 算出値と文献値との比較

(6)、(7)式によりノズルダンピング係数を算出した。図 4-4、図 4-5 に算出結果を CH 式および Culick-IA 式による算出結果（文献値と称す）とあわせてそれぞれ示す。

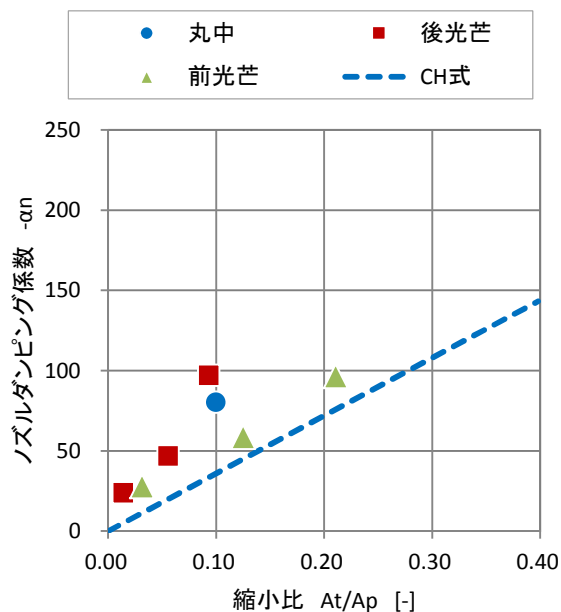


図 4-4 ノズルダンピング係数算出結果 (CH 式との比較)

<CH 式との比較>

図 4-4 に縮小比と α_n の関係を示す。図より、縮小比が増加すると α_n も増加しており、試験結果と CH 式と傾向は一致している。また、値の絶対値について、丸中の試験結果と文献値を比較すると、試験結果の方が文献値よりも大きい。このことから、本試験の形状について、文献式を用いた設計では安全側（ダンピング係数を小さく見積もる側）となると考えられる。

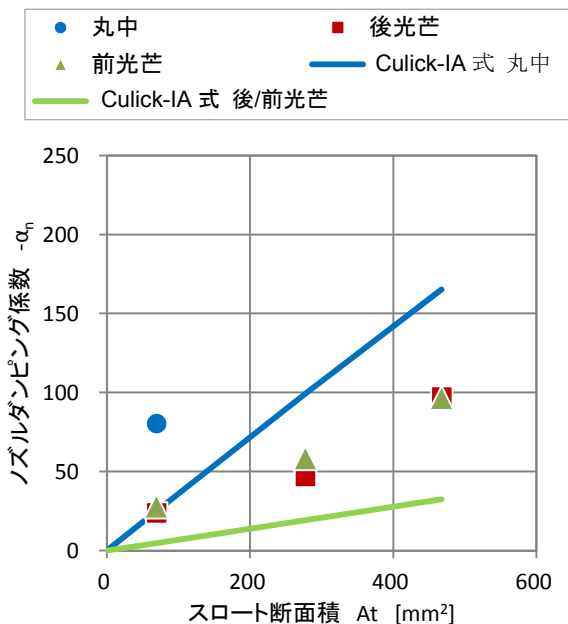


図 4-5 ノズルダンピング係数算出結果 (Culick-IA 式との比較)

<Culick-IA 式との比較>

図 4-5 にスロート径と α_n の関係を示す。図より、スロート断面積が増加すると α_n も増加しており、Culick-IA 式と傾向は一致している。また、後光芒と前光芒の値がほぼ一致していることから、 α_n はチャンバ形状が同じ場合は流れの向きによらずスロート断面積で整理できる可能性がある。値については、試験結果は文献値と比較して大きい。このことから、CH 式と同様に、本試験の形状において文献式を用いた設計では安全側の設計となると考えられる。

以上より、モータ設計におけるノズルダンピング係数の算出について、文献式を用いることにより安全側の評価となっている可能性があると考えられる。今後、形状をパラメータとしデータを蓄積し、検証を進める予定である。

5. まとめ

- ・ノズルダンピング係数を取得する方法を確立した。
- ・取得したダンピング係数により文献式を評価した結果、文献式によるダンピング係数の算出は安全側となっている可能性があることが分かった。

参考文献

- 1) H. B. Mathes, “Assessment of Chamber Pressure Oscillations in the Shuttle SRB,” 16th JANNAF Combustion Meeting, 1979, pp287-304.
- 2) R. L. Coats and M. D. Horton, “Design Considerations for Combustion Stability,” Journal of Spacecraft, vol.3, NO.3, Mar. 1969, pp296-302.
- 3) F. E. C. Culick, “The Stability of One-Dimensional Motions in a Rocket Motor,” Combustion Science and Technology 1973, Vol. 7, pp165-175.
- 4) F.G.Buffum Jr. et al., “Acoustic Attenuation Experiments on Subscale, Cold-Flow Rocket Motors,” AIAA Journal, vol.5, No.2, Feb. 1967, pp272-280.