

超音速流を用いる 2 段高速フレーム溶射ガン内の圧力特性に関する理論解析* (コールドフロー試験と実機試験による検証)

片野田 洋^{*1}, 森田 洋充^{*2}, 桐明 拓郎^{*3}, 山之口 理沙^{*4}
川喜多 仁^{*5}, 小松 誠幸^{*5}, 黒田 聖治^{*5}, 福原 稔^{*1}

Theoretical Calculation of Pressure Characteristics in Two-Stage High-Velocity Oxy-Fuel Thermal Spray Gun Employing Supersonic Flow (Validation by Cold Flow and Actual Spray Gun Tests)

Hiroshi KATANODA^{*1}, Hiromitsu MORITA, Takuro KIRIAKI, Risa YAMANOKUCHI,
Jin KAWAKITA, Masayuki KOMATSU, Seiji KURODA and Minoru FUKUHARA

^{*1} Kagoshima University, Graduate School of Science and Engineering
1-21-40 Korimoto, Kagoshima, 890-0065 Japan

The theoretical calculation of a two-stage high-velocity oxy-fuel thermal spray gun was conducted for the purpose of predicting the stagnant pressure in the mixing chamber (MC). The theoretical results were compared with the experimental ones obtained by the cold flow and actual spray gun tests. The effect of the diffuser shape installed between the combustion chamber (CC) and the MC was also investigated in the cold flow test. It was clarified in this study that 1) the theoretical calculation shows that in order to obtain a larger pressure in the MC the diameter ratios of d_3/d_{1t} and d_1/d_{1t} should be chosen to satisfy Eq.(11), to keep the diffuser throat unchoked, 2) the theoretical results of p_{03}/p_{01} agree with the results of cold flow test within an accuracy of 6%, 3) the theoretical results of p_{01} agree with the results of actual two-stage HVOF gun test within an accuracy of 4%, demonstrating the validity of the present theoretical calculation.

Key Words : Supersonic Flow, Compressible Flow, Shock Wave, Internal Flow, Thermal Spray, Warm Spray

1. 緒 言

溶射とは、ガス流により 10~50 μ m 程度の固体粒子（以下、溶射粒子）を加速、加熱して固体表面（以下、基材）に吹きつけてコーティングを行う表面加工技術である。超音速の燃焼ガス流を用いる高速フレーム（high-velocity oxy-fuel ; HVOF）溶射ガン⁽¹⁾の模式図を図 1 (a) に示す。HVOF 溶射ガンでは、圧力 1MPa 程度以下の燃焼ガスが先細末広ノズル（converging-diverging nozzle; C-D nozzle）により超音速に加速し、その下流に接続されたバレルと呼ばれる直管を通して大気中の基材に向けて噴出する。溶射粒子はバレルの上流部で気流中に噴射され、超音速流により加速、加熱されて基材に衝突し、皮膜となる。

HVOF 溶射は耐摩耗用途の溶射法として考案され、航空機のランディングギア⁽²⁾、石炭火力用ボイラ⁽³⁾などに適用されている。近年では耐食コーティング用途に利用する研究も行われているが、皮膜の耐食性は十分ではな

* 原稿受付 2010 年 10 月 5 日

^{*1} 正員, 鹿児島大学大学院理工学研究科 (〒890-0065 鹿児島県鹿児島市郡元 1-21-40)

^{*2} 学生員, 鹿児島大学大学院理工学研究科

^{*3} 正員, (株) IHI (〒235-8501 神奈川県横浜市磯子区新中原町 1 番地)

^{*4} ダイハツ工業(株) (〒563-8651 大阪府池田市ダイハツ町 1 番 1 号)

^{*5} (独)物質・材料研究機構 (〒305-0047 茨城県つくば市千現 1-2-1)

E-mail: katanoda@mech.kagoshima-u.ac.jp



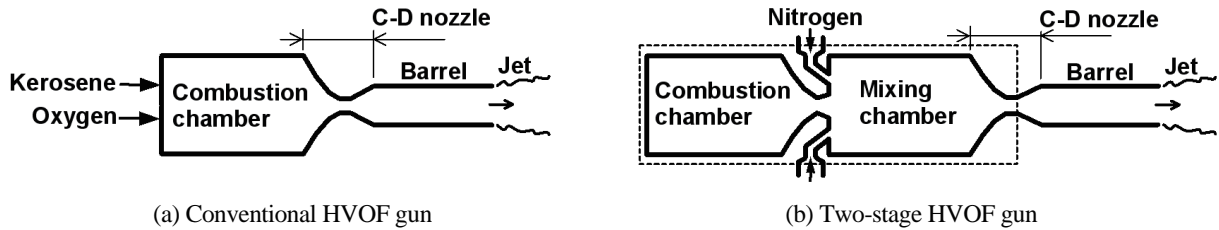


Fig.1 Schematic diagram of thermal spray guns

い⁽⁴⁾。その主な原因は、3000K 前後の燃焼ガスによって溶射粒子および皮膜が施工中に酸化することである。そこで、著者らはガス温度を 1500~2500K 程度の範囲で調節可能な 2 段 HVOF 溶射ガンを開発した⁽⁵⁾。

2 段 HVOF 溶射ガンの模式図を図 1 (b) に示す。この溶射ガンには、燃焼室と先細末広ノズルの間に混合室が設けられており、混合室に常温の窒素ガスを吹き込むことで溶射粒子を加速・加熱するガスの温度を調節することができる。著者らはこれまで、耐食性が高いが高温で酸化しやすいチタン粒子を、ほとんど酸化させずに溶射することに成功している^{(6)~(8)}。

一般に、皮膜の特性は基材に衝突するときの溶射粒子の速度、温度に依存する⁽⁹⁾。特に、溶射粒子が基材に衝突するときの速度が大きいほど皮膜は高硬度かつ緻密になり、耐摩耗性や耐食性が向上する⁽¹⁰⁾。2 段 HVOF 溶射ガンの場合、溶射粒子の速度を高めるには、超音速流の密度を高めるために、混合室の貯気圧力 p_{03} (以下、混合室圧力) を大きくする必要がある。そのため、窒素ガスの流量に対する混合室圧力を確認または計算で推定することが重要である。しかし、2 段 HVOF 溶射ガンは全体が水冷されているため p_{03} の実測は困難である。燃焼室の貯気圧力 p_{01} (以下、燃焼室圧力) は計測可能であり、常に $p_{01} > p_{03}$ であるが、 p_{01} と p_{03} の関係はよく分かっていない。

本論文の目的は、2 段 HVOF 溶射ガンの混合室圧力の理論計算法を提案し、その妥当性をコールドフロー試験と実機試験で検証することである。研究対象は、図 1 (b) 中の破線で囲んだ燃焼室、混合室である。コールドフロー試験の目的は、1) 混合室圧力の測定と理論解析結果との比較、2) 混合室圧力を高める目的で実機で用いているディフューザの効果の調査、3) 先細末広ノズルのスロート直径が混合室圧力に与える影響の調査、である。実機試験では燃焼室圧力の測定を行い、理論解析結果と比較して本理論解析法の妥当性を最終的に確認した。

2. 理論解析法

本章では、コールドフロー試験と実機試験について、混合室圧力 p_{03} を求める理論解析法について述べる。

2.1 コールドフロー試験の解析

コールドフロー試験では、燃焼室に相当するよどみ室を貯気室と呼ぶ。燃焼ガスの代用ガス (以下、主ガス)、混合ガスともに常温の窒素ガスを用いた。流れ場の模式図を図 2 に示す。貯気室①と噴射室②からそれぞれ主ガスと混合ガスが混合室③へ吹き込まれ、合流したガスが直後の先細末広ノズルを通して超音速に加速される。貯気室①と混合室③の間の先細末広流路は、混合室圧力を貯気室圧力近くまで高めることが目的であるため、デ

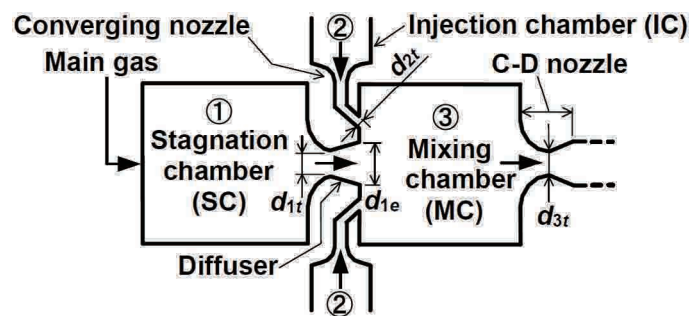


Fig.2 Flow model of two-stage HVOF gun

ィフューザと呼ぶ。また、噴射室下流に接続された先細流路は噴射室ノズル、混合室直後の先細末広ノズルは混合室ノズルと呼ぶ。コールドフロー試験の理論解析に用いた仮定を以下に示す。

- (1) 貯気室、噴射室および混合室は断熱とする。
- (2) 作動気体は比熱一定の理想気体とする。
- (3) 貯気室からディフューザ入口までは準一次元定常の等エントロピー流れとする。
- (4) ディフューザ内に衝撃波が生じる場合、衝撃波は垂直衝撃波とし、垂直衝撃波直後から出口までをディフューザとする。
- (5) ディフューザ出口と噴射室ノズル出口の静圧は、混合室圧力に等しい。
- (6) 噴射室ノズル内と混合室ノズル内では、準一次元定常の等エントロピー流れとする。
- (7) 混合室ノズルのスロートはチョークしている。

ディフューザ入口全圧に対する出口全圧の比は、亜音速ディフューザの全圧回復率の半実験式⁽¹¹⁾により計算する。ディフューザのスロートで流れが亜音速の場合、ディフューザの入口はスロートである。スロートがチョークした場合、ディフューザの入口は垂直衝撃波直後の断面とする。仮定 (5) はノズルからの亜音速流れが大空間に噴出する場合に妥当であり、一次元解析でしばしば用いられる⁽¹²⁾。3・1 節で述べるように、コールドフロー試験では、ディフューザ出口の最大直径 10mm に対して混合室内径は 70mm (断面積比で 49 倍) である。また、4・1 節で述べるように、コールドフロー試験ではディフューザ出口で流れは常に亜音速であり、噴射室ノズル出口でも実験条件のごく一部を除いて亜音速である。よって、仮定 (5) は妥当であると考えられる。

上記の仮定 (1) ~ (7) より、圧縮性流れの関係式⁽¹³⁾ から次式が得られる。

$$\dot{m}_1 + \dot{m}_2 = \dot{m}_3 \quad (1)$$

$$\dot{m}_1 = p_{01} A_{1t} \Gamma_{1t} \sigma_1^* / \sqrt{R_1 T_{01}} \quad (2)$$

$$\dot{m}_2 = p_{02} A_{2t} \Gamma_{2t} \sigma_2^* / \sqrt{R_2 T_{02}} \quad (3)$$

$$\dot{m}_3 = p_{03} A_{3t} \sigma_3^* / \sqrt{R_3 T_{03}} \quad (4)$$

$$\frac{p_{02}}{p_{03}} = \left(1 + \frac{\gamma_2 - 1}{2} M_{2t}^2 \right)^{\frac{\gamma_2}{\gamma_2 - 1}} \quad (5)$$

ただし、スロートでの気体力学関数 Γ と σ^* は

$$\Gamma_{it} = M_{it} \left[\frac{2 + (\gamma_i - 1) M_{it}^2}{\gamma_i + 1} \right]^{-\frac{\gamma_i + 1}{2(\gamma_i - 1)}} \quad (i=1, 2) \quad (6)$$

$$\sigma_i^* = \sqrt{\gamma_i \left(\frac{2}{\gamma_i + 1} \right)^{\frac{\gamma_i + 1}{\gamma_i - 1}}} \quad (i=1, 2, 3) \quad (7)$$

ここで、 \dot{m} 、 γ 、 R 、 T 、 M 、 A はそれぞれ質量流量、比熱比、気体定数、温度、マッハ数、断面積である。下付添字 0、1、2、3、 t はそれぞれよみ点状態、貯気室、噴射室、混合室、スロートを意味する。なお、コールドフロー試験では、混合ガスは、ディフューザ出口断面内のピッチ円直径 40mm の同心円上に配置した 6 個の噴射孔 (噴流軸が混合室中心軸に対して 45° 傾斜) から混合室内に噴射される。理論解析では、噴射孔面積は $A_{2t} = 6 \times (\pi/4) d_{2t}^2$ である。また、作動ガスは常温であるため、式 (2) ~ (4) で $T_{01} = T_{02} = T_{03}$ とする。

式 (1) ~ (5) を解くには、 p_{01}/p_{03} とディフューザ出口マッハ数 M_{1e} の関係式も必要である。その式はディフューザのスロートがチョークしているか否かで異なる。 p_{01}/p_{03} を 1 から徐々に増加させ、ディフューザのスロートがチョークしたとき (臨界状態) の圧力比 p_{01}/p_{03} を $(p_{01}/p_{03})_{cr}$ とおくと、

$$\left(\frac{p_{01}}{p_{03}}\right)_{cr} = \frac{1}{\eta_{cr}} \left(1 + \frac{\gamma_1 - 1}{2} M_{1e,cr}^2\right)^{\frac{\gamma_1}{\gamma_1 - 1}} \quad (8)$$

ここで、 η はディフューザの全圧回復率であり、ディフューザの入口全圧に対する出口全圧の比である。 η はディフューザ形状、ディフューザ入口における全温度、全圧、マッハ数および境界層排除厚さから計算される⁽¹¹⁾。式(8)中の下付添字 cr は臨界状態を意味する。以下に、i) $p_{01}/p_{03} < (p_{01}/p_{03})_{cr}$ とii) $p_{01}/p_{03} > (p_{01}/p_{03})_{cr}$ の場合について、 p_{01}/p_{03} と M_{1e} の関係式について述べる。

i) $p_{01}/p_{03} < (p_{01}/p_{03})_{cr}$ の場合

ディフューザ内は全域亜音速流れであり、衝撃波は発生しない。よって、式(8)から下付添字 cr をとって

$$\frac{p_{01}}{p_{03}} = \frac{1}{\eta} \left(1 + \frac{\gamma_1 - 1}{2} M_{1e}^2\right)^{\frac{\gamma_1}{\gamma_1 - 1}} \quad (9)$$

また、ディフューザのスロートと出口で質量流量が等しいとおいた式から

$$A_{1t} \Gamma_{1t} = \eta A_{1e} \Gamma_{1e} \quad (10)$$

ただし、 Γ_e はディフューザ出口における気体力学関数である。したがって、未知数は \dot{m}_1 、 \dot{m}_2 、 \dot{m}_3 、 p_{01} 、 p_{02} 、 p_{03} 、 M_{1t} 、 M_{1e} 、 M_{2t} の9個であり、解くべき式は式(1)～(5)、(9)、(10)の7個である。したがって、未知数のうち2個を既知とする必要がある。後述のように、コールドフロー試験では p_{01} 、 p_{02} 、 p_{03} を測定した。よって、本解析で求めるべき p_{03} を除くと、実測値として与えることが可能なものは p_{01} 、 p_{02} である。そこで p_{01} 、 p_{02} を既知とし、 p_{03} を計算する。ただし、 p_{01} で無次元化を行い、 p_{02}/p_{01} に対する p_{03}/p_{01} を計算し、実験値と比較する。

後に4・1節で示すように、 p_{03} を高める上でディフューザのスロートがチョークしない条件は重要である。その条件式は、式(1)～(4)から得られる p_{01}/p_{03} を不等式 $p_{01}/p_{03} < (p_{01}/p_{03})_{cr}$ の左辺に代入し、 $\Gamma_{1t}=1$ として

$$\frac{d_{3t}}{d_{1t}} < \left[\frac{\left(\frac{p_{01}}{p_{03}}\right)_{cr} \left(1 + \frac{p_{02}}{p_{01}} \Gamma_{2t} \frac{A_{2t}}{A_{1t}} \sqrt{\frac{R_1 T_{01}}{R_2 T_{02}}} \frac{\sigma_2^*}{\sigma_1^*}\right)}{\sqrt{\frac{R_1 T_{01}}{R_3 T_{03}}} \frac{\sigma_3^*}{\sigma_1^*}} \right]^{1/2} \quad (11)$$

ii) $p_{01}/p_{03} > (p_{01}/p_{03})_{cr}$ の場合

この場合、ディフューザのスロートがチョークするため $M_{1t}=1$ であり、ディフューザ内には垂直衝撃波が発生する。垂直衝撃波直後の流れの全圧を p'_{01} とすると、

$$\frac{p_{01}}{p_{03}} = \frac{p_{01}}{p'_{01}} \frac{1}{\eta} \left(1 + \frac{\gamma_1 - 1}{2} M_{1e}^2\right)^{\frac{\gamma_1}{\gamma_1 - 1}} \quad (12)$$

また、垂直衝撃波をはさんでディフューザのスロートと出口で質量流量が等しいとおいた式から、

$$p_{01} A_{1t} = p'_{01e} A_{1e} \Gamma_{1e} \quad (13)$$

ただし、 A_{1e} 、 p'_{01e} はそれぞれディフューザ出口での断面積、流れの全圧である。式(13)を変形して

$$\frac{p_{01}}{p'_{01}} = \eta \frac{A_{1e}}{A_{1t}} \Gamma_{1e} \quad (14)$$

上式を式(12)の右辺に代入して

$$\Gamma_{1e} \left(1 + \frac{\gamma_1 - 1}{2} M_{1e}^2\right)^{\frac{\gamma_1}{\gamma_1 - 1}} = \frac{p_{01}}{p_{03}} \frac{A_{1t}}{A_{1e}} \quad (15)$$

また、垂直衝撃波前後の全圧の比は

$$\frac{p'_{01}}{p_{01}} = \left[\frac{(\gamma_1 + 1)M_{1s}^2}{(\gamma_1 - 1)M_{1s}^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma_1}{\gamma_1 - 1}} \left[\frac{\gamma_1 + 1}{2\gamma_1 M_{1s}^2 - (\gamma_1 - 1)} \right]^{\frac{1}{\gamma_1 - 1}} \quad (16)$$

ここで、 M_{1s} は垂直衝撃波直前のマッハ数である。ゆえに、未知数は \dot{m}_1 , \dot{m}_2 , \dot{m}_3 , p_{01} , p'_{01} , p_{02} , p_{03} , M_{1s} , M_{1e} , M_{2r} の 10 個であり、解くべき式は式 (1) ~ (5), (12), (15), (16) の 8 個である。したがって、i) の場合と同様に p_{01} , p_{02} を既知とする。

2・2 実機試験の解析

実機試験では、燃料に灯油、酸化剤に酸素ガスを用いた。灯油の化学式は C_nH_m と表され、ほぼ $m = 2n$ に近い⁽¹⁴⁾。また、 n は 9~17 の範囲である⁽¹⁵⁾。そこで、実機試験の解析では灯油の化学式を $C_{10}H_{21}$ とした。解析には、以下に示す仮定 (1'), (2'), (8) および 2・1 節で用いた仮定 (3) ~ (7) を用いた。

- (1') 燃焼室内での化学種は CO_2 , CO , H_2O , H_2 , H , OH , O_2 , O ⁽¹⁶⁾、混合室ではそれらに N_2 を加えたものとする。また、燃焼室、混合室において各化学種は化学平衡状態にあるものとする。
- (2') 気体は、理想気体の状態方程式を満足するものとする。
- (8) 燃焼室と噴射室から混合室に吹き込まれたガスは、混合室出口に達するまでに一様に混合する。

燃焼室、混合室におけるガスの熱力学的な状態量の計算には、化学平衡計算プログラム NASA Chemical Equilibrium with Applications⁽¹⁷⁾ を用いた。実機の燃焼室、混合室は水冷されているため、化学平衡計算では冷却割合を考慮した。本研究で用いる冷却割合は、燃料の低発熱量と燃料の質量流量の積を分母とし、冷却により単位時間に奪われた熱量を分子とする。HVOF 溶射ガンと 2 段 HVOF 溶射ガンのバレル長さを変えたときの冷却熱量の実験値に基づいて検討した結果から、燃焼室の冷却割合は 0.20、混合室の冷却割合は窒素ガスの噴射量に無関係に 0.14 とした⁽¹⁸⁾。

実機試験を対象とする理論解析の基礎式は、2・1 節の場合と同じとした。燃焼室からディフューザ入口までの流れ、および混合室から混合室ノズルスロートまでの流れにおいて、ガス温度は最大 250K 程度減少し、その結果、混合ガスとしての定圧比熱は最大 2% 程度減少する。したがって、比熱を一定とする 2・1 節の基礎式は、厳密には実機試験の解析に用いることはできない。しかし、2 段 HVOF 溶射ガンの作動条件の範囲においては、燃焼ガス流、混合ガス流の比熱は、それぞれのよどみ状態の値で一定と近似しても大きな誤差は生じないことを 4・2 節で述べる。

実機試験で測定可能な物理量は燃焼室圧力 p_{01} と質量流量 \dot{m}_1 , \dot{m}_2 である。そこで、実機試験の理論解析では \dot{m}_1 , \dot{m}_2 を既知とする。理論解析で得られた p_{01} を実機試験の値と比較し、本理論解析法の妥当性を検証する。実機の混合室圧力 p_{03} は測定できないため、実機試験については直接的な検証はできない。しかし、理論解析において p_{03} を求める過程で得られる p_{01} により、間接的に検証を行う。

2・3 計算例

本節では、コールドフロー試験に対する計算例を示す。圧力比 p_{02}/p_{01} に対して p_{03}/p_{01} を計算した結果を図 3 に示す。主ガス、混合ガスともに窒素とし、後述の実験装置に合わせて $d_{1r} = 6\text{mm}$, $d_{2r} = 2\text{mm} \times 6$ 個, $d_{3r} = 8\text{mm}$ とした。図中の 2 本の太い実線は、後に図 6 に示す広がり全角 $\theta = 0, 11^\circ$ のディフューザを用いた場合の計算結果である。点線は $\theta = 11^\circ$ のディフューザにおいて全圧回復率 $\eta = 1$ とした場合であり、参考までに示す。図中には直線 $p_{03}/p_{01} = p_{02}/p_{01}$ も細い実線で示している。主ガスは貯気室から混合室へ、混合用の窒素ガスは噴射室から混合室へ流れるため、計算結果は $p_{03} < p_{01}$, $p_{03} < p_{02}$ の領域に存在する。

図 3 より、 $\theta = 0^\circ$ の場合は、 p_{02}/p_{01} が 0.562 から 2.50 へ増加すると p_{03}/p_{01} は 0.562 から 0.995 へ上に凸の曲線を描きながら増加する。太い実線どうしの比較より、 $\theta = 11^\circ$ の場合は $\theta = 0^\circ$ の場合よりも大きな p_{03}/p_{01} が得られる。すなわち、貯気室と混合室の間をディフューザで接続することで、より大きな混合室圧力が得られる。また、図中に“NSW”で示す横軸の範囲では、ディフューザ内に垂直衝撃波が発生する。 $\theta = 11^\circ$ のときの実線の結果より、ディフューザのスロートがチョークしない $1.03 < p_{02}/p_{01} < 2.50$ の範囲 ($0.961 < \eta < 0.999$) では、 $\eta = 1$ とした点線

の場合よりも p_{03}/p_{01} が小さくなる。これは、ディフューザの全圧回復率が小さいと、 p_{03}/p_{01} は小さくなることを意味する。

図 3 の $\theta = 11^\circ$ の場合について、ディフューザと噴射室ノズルのスロートでのマッハ数 M_{1t} , M_{2t} を計算した結果を図 4 に実線で示す。 $\eta = 1$ とした場合の結果も参考までに点線で示す。 図 4 の実線より、 $0.562 < p_{02}/p_{01} < 1.03$ の範囲で $M_{1t} = 1$ となり、 $p_{02}/p_{01} > 1.03$ で M_{1t} は単調に減少する。 いっぽう、 M_{2t} は $p_{02}/p_{01} > 0.562$ で単調に増加する。 M_{1t} , M_{2t} の実線は、ともに $p_{02}/p_{01} = 1.15$ 付近を境に勾配が不連続的に変化するが、これは全圧回復率を計算する際に用いる圧縮性修正係数⁽¹⁾の実験式が、 $p_{02}/p_{01} = 1.15$ 付近を境に切り替わるためである。 図 4 の $p_{02}/p_{01} > 1.9$ では M_{2t} が 1 を超えるため、この領域では厳密には 2・1 節で述べた仮定 (5) が成り立たない。 しかし、後に 4・1 節で述べるように、コールドフロー試験で取得可能な実験データの横軸の範囲は $0.56 < p_{02}/p_{01} < 2.10$ である。 このとき、図 4 より $M_{2t} < 1.05$ であり、仮定 (5) はほぼ成り立つ。

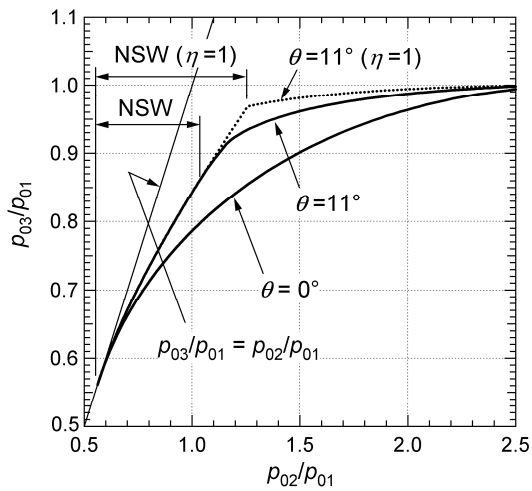


Fig.3 Pressure ratio p_{03}/p_{01} against p_{02}/p_{01} ($d_{3t} = 8\text{mm}$)

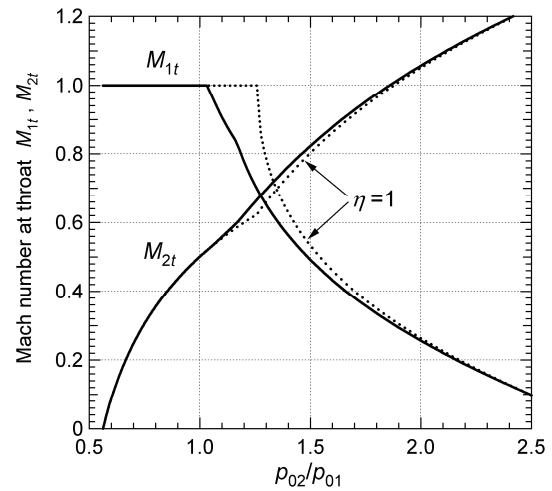


Fig.4 M_{1t} and M_{2t} against p_{02}/p_{01} ($\theta = 11^\circ$, $d_{3t} = 8\text{mm}$)

3. 実験方法

3・1 コールドフロー試験

コールドフロー試験装置の模式図を図 5 に示す。主ガス、混合ガスともに常温の窒素を用いた。窒素ガスは初期圧力 15MPa のボンベから減圧弁により 1MPa 以下に減圧され、貯気室①と噴射室②に供給した。貯気室①、噴射室②および混合室③のよどみ点圧力は、半導体圧力センサで測定した。噴射室に供給した窒素ガスは、ディフューザ出口断面内のピッチ円直径 40mm の同心円上に配置した出口直径 2mm の先細ノズル 6 個から混合室に噴射した。混合室は内径 70mm、長さ 185mm である。本実験の条件では、混合室ノズルは常にスロートがチョーク

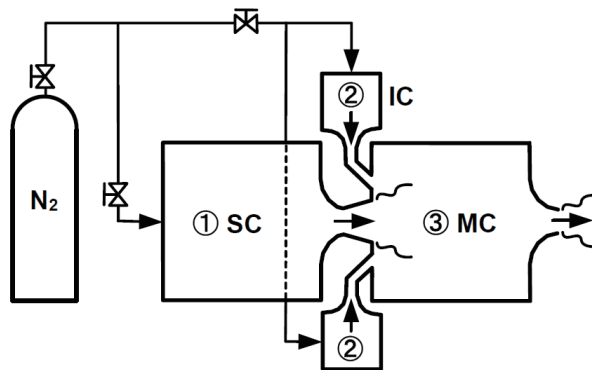


Fig.5 Experimental setup of cold flow test

するため、混合室ノズルは先細形状としても先細末広形状としても、上流側は影響を受けない。そこで、混合室ノズルは先細形状とし、そのスロート直径 d_{3r} は 6, 8mm の 2 種類とした。

実験に用いたディフューザ形状を図 6 (a) に示す。スロート直径 $d_{1r}=6\text{mm}$ 、軸方向長さ 20mm、出口直径 $d_{1e}=8, 10\text{mm}$ とした。ディフューザの広がり全角 θ は、 $d_{1e}=8, 10\text{mm}$ でそれぞれ $\theta=5.7, 11^\circ$ である。コールドフロー試験においては、これらのディフューザを用いて $d_{3r}=8\text{mm}$ としたとき、ある p_{02}/p_{01} 以下の条件では式 (11) を満足せず、ディフューザ内に垂直衝撃波が発生する。また、実機に最も近い形状は、 $\theta=11^\circ$ のディフューザと $d_{3r}=6\text{mm}$ の組み合わせである。図 6 (b) に示す $d_{1e}=6\text{mm}$ の直管 ($\theta=0^\circ$) も比較用に用いた。

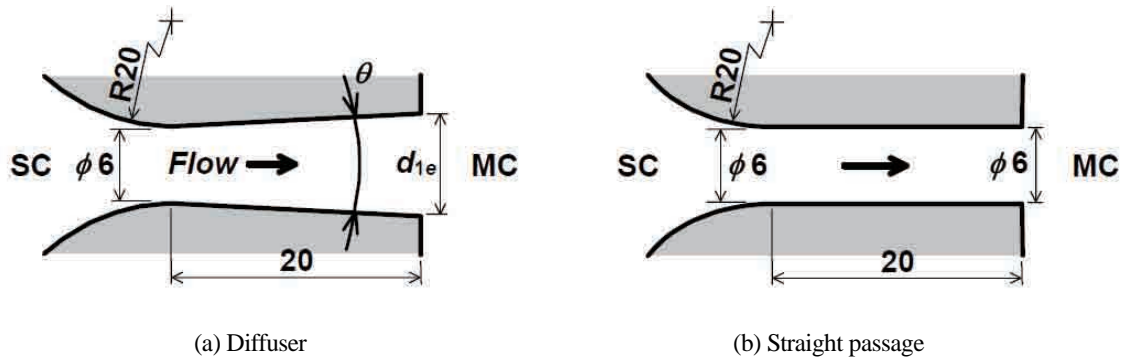


Fig.6 Flow passage after SC for cold flow test

3・2 実機試験

本研究で用いた2段HVOF溶射ガンは、図1(a)の形状をしたHVOF溶射ガン(Praxair-TAFA社製JP-5000)の燃焼室と先細末広ノズルを2組直列に連結したもので、その下流側の燃焼室を混合室として用いている。したがって、2段HVOF溶射ガンの燃焼室とディフューザの形状は、混合室と混合室ノズルの形状と同じである。

実機試験では燃料に灯油、酸化剤に酸素ガスを用い、混合室には常温の窒素ガスを噴射した。実験は、表1に示す4通りの流量条件で行った。燃焼室での当量比は、全てほぼ1である。表1に示す各流量は、2段HVOF溶射ガンで常用している窒素ガスの最小～最大流量に対応する。表1右端の ψ_{21} は、窒素ガスの質量流量を燃焼ガスの質量流量(灯油と酸素ガスの質量流量の和)で除した値である。

2段HVOF溶射ガンのディフューザ形状はスロート直径7.9mm、出口直径11mm、軸方向長さ11mm($\theta=16^\circ$)である。ディフューザ出口断面の同心円上には、円周方向に等間隔に配置された直径3mmの4個の直管状の噴射孔があり、その噴射孔から窒素ガスが混合室内に噴き込まれる。混合室ノズルの形状は燃焼室のディフューザ形状と同じであり、そのスロート直径は7.9mmである。

Table 1 Mass flow rates of fuel, O₂ and N₂

No.	Kerosene [kg/s]	O ₂ [kg/s]	N ₂ [kg/s]	ψ_{21}
1	4.81×10^{-3}	15.9×10^{-3}	9.60×10^{-3}	0.464
2	4.15×10^{-3}	13.8×10^{-3}	19.2×10^{-3}	1.07
3	4.00×10^{-3}	13.3×10^{-3}	29.0×10^{-3}	1.67
4	3.53×10^{-3}	11.7×10^{-3}	39.2×10^{-3}	2.58

4. 結果と考察

4・1 コールドフロー試験

混合室ノズルのスロート直径 $d_{3r} = 6\text{mm}$ のときのコールドフロー試験における p_{03}/p_{01} の理論解析結果と実験結果の比較を図7に示す。3本の実線は理論解析結果であり、それぞれの実線の左端は $p_{03} = p_{02}$ となる限界条件、右端は $p_{03} = p_{01}$ となる限界条件である。図中の●、○、×印は実験結果である。図には、 $\theta=0, 5.7, 11^\circ$ の場合の理論解析結果と実験結果を、縦軸を上方に平行移動させて重ねて示している。図7より、実験結果は理論曲線の

およそ±3%以内に分布しており、理論解析は妥当であることが分かる。また、貯気室と混合室をつなぐ流路は直管よりもディフューザ形状とするほうが大きい p_{03}/p_{01} が得られる。本研究では、ディフューザの最適な広がり全角を求めることが目的ではないが、 $\theta=11^\circ$ まではその効果が認められる。次節の最後に述べるように、実機の作動状態は、およそ図 7 の $\theta=11^\circ$ の曲線の $p_{02}/p_{01}=1.0$ 前後の狭い範囲に相当する。

次に、 $d_{3t}=8\text{mm}$ の場合を図 8 に示す。垂直衝撃波が発生しない $\theta=0^\circ$ の直管の場合、および $\theta=5.7^\circ$ のディフューザの場合は、±4%程度の誤差で理論曲線は実験結果と一致する。しかし、 $\theta=11^\circ$ のディフューザの場合は、 $p_{02}/p_{01}=1.2$ 付近において最大約 6%の誤差が生じる。このときのディフューザの全圧回復率の計算値は 0.95 であるが、上記の差が生じた原因はディフューザの全圧回復率の計算値が真値よりも大きかったためであると考えられる。全圧回復率の半実験式を改良することで図 8 の $\theta=11^\circ$ の理論解析結果は改良できると考えられる。

図 7, 8 の比較より、 p_{03}/p_{01} を 1.0 に近づけるといふ本研究の目的から、ディフューザ内に衝撃波が発生するのは好ましくないことが分かる。よって、ディフューザのスロートがチョークしないように、圧力比 p_{02}/p_{01} の作動範囲において、直径比 d_{3t}/d_{1t} , d_{1e}/d_{1t} は式 (11) を満たすように決める必要がある。なお、図 8 の $\theta=5.7^\circ, 11^\circ$ の理論解析結果において、垂直衝撃波はディフューザ内に留まり、ディフューザ出口では亜音速である。

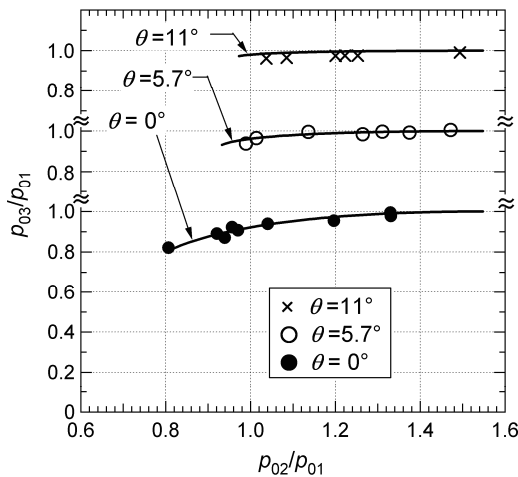


Fig.7 Pressure ratio p_{03}/p_{01} against p_{02}/p_{01} ($d_{3t}=6\text{mm}$)

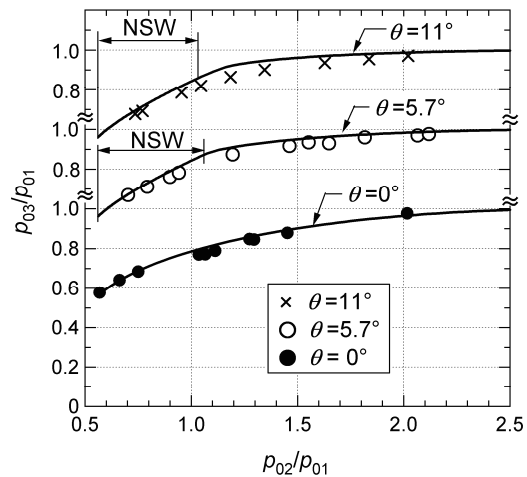


Fig.8 Pressure ratio p_{03}/p_{01} against p_{02}/p_{01} ($d_{3t}=8\text{mm}$)

4・2 実機試験

まず、燃焼室からディフューザ出口までの流れ、および混合室から混合室ノズル出口までの流れが化学的凍結流⁽¹⁹⁾、化学的平衡流⁽¹⁹⁾のどちらに近いかを調べる。そのため、2段 HVOF 溶射ガンと同じ燃焼室をもつ HVOF 溶射ガン (Praxair-TAFA 社製 JP-5000) について、燃焼室圧力の実測結果と計算結果を比較する。実験条件は、灯油流量 $4.63 \times 10^{-3} \text{ kg/s}$ 、酸素ガス流量 $15.0 \times 10^{-3} \text{ kg/s}$ とした。燃焼室の冷却割合 0.20⁽¹⁸⁾ のとき、化学平衡計算で得られる燃焼室温度は 3118K である。このときの燃焼室圧力の比較を表 2 に示す。表より、燃焼室からスロートまでを化学的平衡流と仮定すると実験値との誤差は 2.0%、化学的凍結流と仮定すると誤差は -1.7% である。さらに、表 2 の右端に示すように、化学的凍結流で燃焼室からスロートまで定圧比熱 c_p は燃焼室の値で一定であると近似した場合でも、実験値との誤差は -1.7% である。そこで、2 段 HVOF 溶射ガン実機の解析では、燃焼室からディフューザ入口までガス組成も定圧比熱も燃焼室の値で一定とする。また、混合室から混合室ノズルスロート

Table 2 Comparison of measured and calculated combustion pressures of HVOF gun

	Exp.	Cal.		
		Equilibrium	Frozen	$c_p=\text{const.}$
p_0 [MPa]	0.656	0.669	0.645	0.645
Error %	-	2.0	-1.7	-1.7

までも同様とする。

コールドフロー試験の場合には、図 7, 8 に示したように図の横軸を p_{02}/p_{01} とした。しかし、実機試験においては、燃焼室圧力 p_{01} の比較を行うため、 p_{02}/p_{01} を横軸として用いることはできない。ところで、3・2 節で述べたように、実機試験では質量流量 \dot{m}_1, \dot{m}_2 を計測している。そこで、実機試験による理論計算法の検証の場合は、質量流量比 $\psi_{21} (= \dot{m}_2/\dot{m}_1)$ を図の横軸、燃焼室圧力 p_{01} を縦軸として用いる。

表 1 に示した流量条件に対して 2 段 HVOF 溶射ガンの燃焼室圧力 p_{01} を計算した結果と実験値の比較を図 9 の上半分に示す。図中に示す●印は理論解析結果、○印は実験結果である。図より、理論解析結果は誤差 4% 以内で実験値と一致しており、本計算法はおおむね妥当であるといえる。なお、 ψ_{21} が大きくなるほど計算結果は実験値よりも大きくなるが、これは文献 (18) より、混合室の冷却割合を ψ_{21} に無関係に 0.14 と固定したためであると考えられる。また、図の下半分に示す▲印はディフューザスロートのマッハ数の計算結果、■印は噴射室ノズルスロートのマッハ数の計算結果である。図より、実機ではディフューザも噴射室ノズルもスロートはチョークしていない。

最後に、実機試験における圧力比 p_{03}/p_{01} と p_{02}/p_{01} の関係の計算結果を図 10 に示す。図より、実機で噴射可能な窒素ガス流量の範囲内では、およそ $0.95 < p_{03}/p_{01} < 0.99$, $0.96 < p_{02}/p_{01} < 1.04$ である。実機試験では主ガスと混合ガスが異なるため単純な比較はできないが、実機の場合の圧力比 p_{03}/p_{01} , p_{02}/p_{01} の作動範囲は、コールドフロー試験の場合の図 7 における $\theta=11^\circ$ の曲線の左端近傍の狭い範囲にはほぼ相当する。

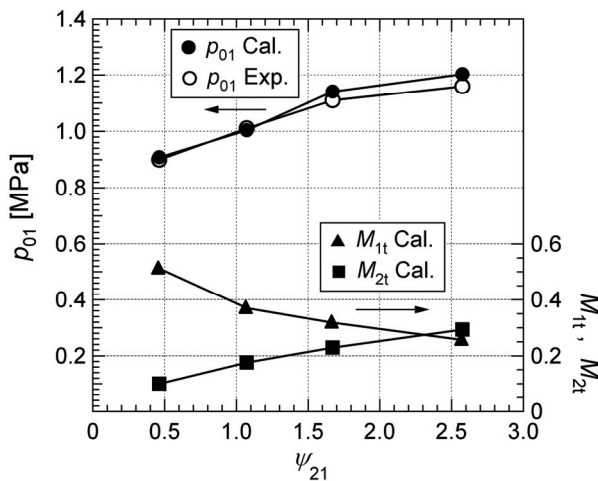


Fig.9 p_{01} , M_{1t} and M_{2t} of two-stage HVOF gun

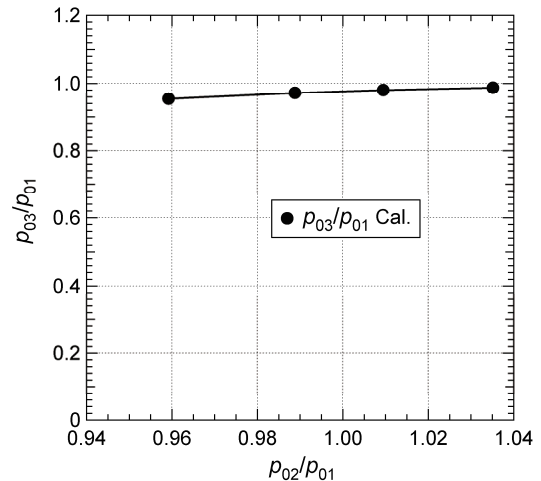


Fig.10 Pressure ratio p_{03}/p_{01} against p_{02}/p_{01} of two-stage HVOF gun

5. 結 論

2 段 HVOF 溶射ガン内の圧力特性に関する理論解析法を提案し、その計算結果を常温の窒素ガスを用いたコールドフロー試験、および 2 段 HVOF 溶射ガンの実機試験の結果との比較により検証した。本実験で用いた流量条件、および流路形状の範囲で得られた主な結論を以下に示す。

(1) コールドフロー試験を想定した理論解析結果より、混合室圧力を高めるにはディフューザのスロートがチョークしないよう、ディフューザスロート直径 d_{1t} に対する混合室ノズルスロート直径 d_{3r} の比 d_{3r}/d_{1t} 、および d_{1t} に対するディフューザ出口直径 d_{1e} の比 d_{1e}/d_{1t} は、式 (11) を満たすように選定する必要がある。燃焼室と混合室をつなぐ流路はディフューザ形状とするのがよく、ディフューザの広がり全角 $\theta=11^\circ$ までは、混合室圧力を高める効果が認められる。また、 d_{3r} は小さいほど混合室圧力 p_{03} は大きくなる。

(2) コールドフロー試験より、 $d_{3r}=6\text{mm} (=d_{1t})$ の場合、圧力比 p_{03}/p_{01} の理論解析結果は誤差 3% 以内で実験結果と一致する。 $d_{3r}=8\text{mm} (>d_{1t})$ の場合、理論解析結果は $\theta=0, 5.7^\circ$ では誤差 4% 以内、 $\theta=11^\circ$ では誤差 6% 以内で実験結果と一致する。

(3) 2 段 HVOF 溶射ガンの実機試験より, 燃焼室圧力の理論解析結果は誤差 4% 以内で実験結果と一致し, 本理論解析法がおおむね妥当であることが示された.

文 献

- (1) Browning, J., "Internal Burner Type Flame Spray Method and Apparatus Having Material Introduction into an Overexpanded Gas Stream", U.S. Patent No. 4,568,019 (1986).
- (2) Sartwell, B., et al., "Joint Test Report: Validation of WC/Co HVOF Thermal Spray Coatings as a Replacement for Hard Chrome Plating on Aircraft Landing Gear, Part I: Materials Testing", U.S. Department of Defense, (2002), 381 pages.
- (3) Fukuda, Y. and Kumon, M., "Application of High Velocity Flame Sprayings for the Heat Exchanger Tubes in Coal Fired Boilers", *Proceedings of the 14th International Thermal Spray Conference* (1995-5), pp.107-110.
- (4) Kuroda, S., et al., "Marine Corrosion Performance of HVOF Sprayed Alloy Coatings : Comparison of Field Exposure Test and Laboratory Test", *Proceedings of International Thermal Spray Conference 2002* (2002), pp.819-824.
- (5) Katanoda, H., et al., "Mathematical Modeling and Experimental Validation of the Warm Spray (Two-Stage HVOF) Process", *Journal of Thermal Spray Technology*, Vol.18, No.3 (2009), pp.401-410.
- (6) Kawakita, J., et al., "In-situ Densification of Ti Coatings by the Warm Spray (Two-Stage HVOF) Process", *Materials Transactions*, Vol.47, No.7 (2006), pp.1631-1637.
- (7) Kawakita, J., et al., "Warm Spraying: An Improved Spray Process to Deposit Novel Coatings", *Surface and Coatings Technology*, Vol.202, No.18 (2008), pp.4369-4373.
- (8) Kuroda, S., et al., "Warm Spraying - A Novel Coating Process Based on High-Velocity Impact of Solid Particles", *Science and Technology of Advanced Materials*, Vol.9, No.1 (2008), pp.1-17.
- (9) Legoux, J.-G., et al., "Evaluation of Four High Velocity Thermal Spray Guns Using WC-10% Co-4% Cr Cermets", *Journal of Thermal Spray Technology*, Vol.11, No.1 (2002), pp.86-94.
- (10) Ishikawa, Y., et al., "Evaluation of Corrosion and Wear Resistance of Hard Cermet Coatings Sprayed by Using an Improved HVOF Process", *Journal of Thermal Spray Technology*, Vol.14, No.3 (2005), pp.384-390.
- (11) 村上, 亜音速ディフューザの総圧損失の推算について, JAXA-RM- 04-002, (2004), 17 pages.
- (12) 久保, 宮里, 松尾, 先細ノズル流れのチョークに関する研究 (第 3 報) チョーク流れの詳細構造, 日本機械学会論文集 B 編, Vol.76, No.767 (2010), pp.1048-1053.
- (13) 松尾, 圧縮性流体力学, (1994), pp.64-108, 理工学社.
- (14) 島田, フレームジェット・エンジニアリング入門, (1995), p.11, 産業図書.
- (15) Kamnis, S. and Gu, S., "3-D Modelling of Kerosene-Fuelled HVOF Thermal Spray Gun", *Chemical Engineering Science*, Vol. 61, No.16, (2006) pp. 5427-5439.
- (16) Chang, C. H. and Moore, R. L., "Numerical Simulation of Gas and Particle Flow in a High-Velocity Oxygen-Fuel (HVOF) Torch", *Journal of Thermal Spray Technology*, Vol.4, No.4 (1995), pp. 358-366.
- (17) Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, I Analysis", NASA Reference Publications 1311 (1994), 55 pages.
- (18) Morita, H., et al., "Experimental and Numerical Evaluation of the Performance of Supersonic Two-Stage High-Velocity Oxy-Fuel Thermal Spray (Warm Spray) Gun", *Proceedings of the 3rd Asian Joint Workshop on Thermophysics and Fluid Science 2010* (2010-9), pp.306-310.
- (19) 木村, ロケット工学, (1993), pp.126-134, 養賢堂.