

固体推進薬ストランドにおける急減圧消炎

田中雅文*, 中尾親史*

ストランドバーナにおいて大口径の空圧式ボールバルブを取付けることにより、簡単に急減圧消炎現象を調べる手法を提案した。ストランド法ではモータ法に比べ、数分の1の減圧率で消炎を得ることができる。これはストランド周囲の窒素が減圧中に燃焼ガスを急速冷却させ、熱損失を引き起こすためである。KTSS火炎モデルを用い、非定常熱伝達方程式を数値的に解くことにより、2割程度の熱フィードバック量の損失が消炎限界の減圧率を半分にまで減少させることを明らかにした。この減圧手法を用いれば消炎面の観察が容易にできる。消炎面には何気圧の特徴が表れているか、理論的燃焼進行からの検討を行い、実験で得られる火炎照度が定常時の照度からずれる点を消炎圧力とする妥当性を示した。

1. はじめに

固体推進薬の急減圧による消炎現象は、固体推進薬の燃焼研究における主要テーマのひとつとして研究されてきた。燃焼進行を非定常現象も含めて詳細に理解することは重要であり、急減圧消炎に関する研究は、燃焼モータの推力停止または安全のための緊急停止等の実用面からも動機付けがなされている¹⁾。さらに副次的には、消炎した燃焼面を観察することで、燃焼進行機構を理解する上での有益な情報が提供されてきた^{2),3)}。

固体推進薬の燃焼試験法には大別して、試料をストランドバーナ内で燃焼させるストランド法と、実際的なモータ内で燃焼させるモータ法がある。急速に圧力を減少させる手段として、圧力壁の一部をダイヤフラムとしておき、これを燃焼圧または衝撃銃で壊したり、爆発ボルトでノズル等を吹き飛ばしたりする手法が採られてきた。いずれの手段も割と大掛かりで、専用の燃焼器もしくはモータケースが必要となる^{4),5)}。

本研究ではストランドバーナの圧力を急速に減少させる手法として、急速開放できる空圧式のボールバルブをガス放出部に取付けた。バルブは市販のもので、比較的安価であり、取付けには燃焼器の部分的改造のみで済むという利点がある。

本研究の目的は以下の通りである。始めに装置で

2000年1月7日受理
防衛大学校 航空宇宙工学教室
〒239-8686 横須賀市走水1-10-20
TEL 0468-41-3810 (内線2581)
FAX 0468-44-5904
e-mail tanaka@cc.nda.ac.jp

達成できる圧力時間曲線の特徴を明らかにする。次にストランドの消炎実験を行い、消炎限界を求める。このときストランド寸法が消炎に与える影響なども調べる。さらに急減圧による消炎に関して理論モデル構築を行い、本実験で得られた消炎機構について考察する。また、この空圧式ボールバルブ開放での消炎で得られる燃焼面は、減圧中のどの時点の圧力における特徴を表わすかについても検討を行う。

2. 推進薬試料及び実験装置

2.1 ストランド試料

推進薬として過塩素酸アンモニウム(以下APと略記)重量割合80%、末端水酸基ポリブタジエン系バインダー20%のコンポジット推進薬を用いた。なおAPの粒度分布として平均粒径200 μ m, 50 μ m, 15 μ mのものを、AP全体に対しそれぞれ40%, 30%, 30%の割合で配合している。ストランド形状として4mm角, 10mm角に切出したのものと、肉厚1mm内径10mmのポリビニル性チューブ内で成型したものの3種類を、長さ5~10cmで用意した。ポリビニルチューブはストランド燃焼中、下流部が溶けるものの燃焼面から数mmの高さで試料周囲を壁で覆い、周囲のガス流速の影響を妨げる。

2.2 圧力測定と光信号検出

実験で用いたストランドバーナの原型は窒素加圧方式のチムニー型で、内容積は4Lである。ストランドは縦置きにされ、その上方にガス放出口を持つ。また燃焼器には周囲4方向に窓が付いており、燃焼の様子を観察できる。窓のひとつを通してビデオ

オ撮影を行い、またもうひとつには可視光領域のフォトダイオードを貼りつけてストランド燃焼時の照度測定を行った。圧力により照度は大きく変化するので圧力領域に応じて減光フィルターを用いた。残りの窓は遮光し実験を行った。なお圧力測定には歪式圧力計を用いた。

2.3 減圧装置

ストランドバーナのガス出口径を大きくし、ここにボールバルブ(内径 38mm)を取り付け、出口は大気圧開放とした。ボールバルブは空圧式で、駆動圧力(0.5~0.8MPa)は容積 2 L の気蓄器より電磁バルブを介して供給される。ストランドバーナの内容積が、圧力減少速度に大きく関与するため、スペーサを入れて内容積を 2 L まで減少できるようにした。さらに、ボールバルブ取付口にオリフィス(内径 5~38mm)を挿入し、圧力減少速度を逆に低下させることも可能である。

ボールバルブ開放時の圧力時間曲線の典型例を Fig. 1 に示す。バルブ駆動圧力は 0.7MPa としてある。実線は燃焼実験開始直後の圧力減少を表わす。燃焼実験をある程度続けると図の破線のように減圧速度が大きくなる。これはバルブのボール保持部が強化テフロン性でボールが滑らかに回転するようになっているが、実験を続けると摺動面に燃焼ガス中のカーボン等が付着することに起因している。このとき電磁弁を開放してもボール回転は滑らかでなく、回転開始に高い空気圧を要する。ところが、一旦動き始めれば抵抗は小さいためバルブ回転速度がむしろ大きくなり、短時間で圧力減少が起こる。実線と破線では曲線の形がおおきく異なるが、実験を重ね、とくに消炎したか否かに関して調査を行うと、現象

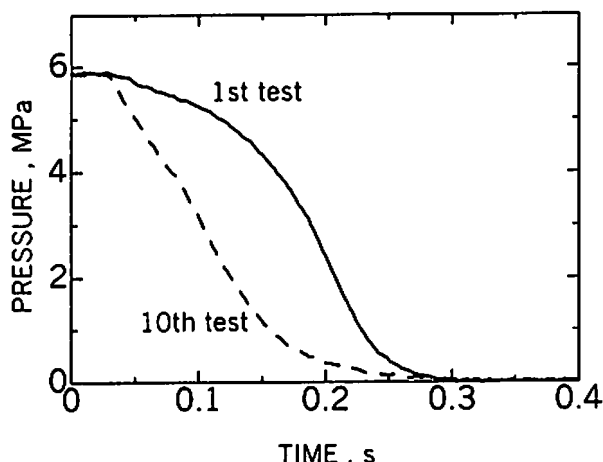


Fig. 1 Depressurization histories

そのものが統計的乱雑性を持っており、減圧曲線の形そのものよりも、減圧直前の初期圧力と減圧途中の最大圧力減少速度(以下、減圧率と定義する)で結果を整理したほうが現象の再現性がよいことがわかった。そこで以下の実験結果では初期圧力と減圧率を実験パラメータにとる。ただし、実験10回を目安としてバルブを分解洗浄し、できるだけ最初の圧力時間曲線に戻した。

3. 実験結果および考察

3.1 ストランド形状効果

ストランド形状ごとの定常時(圧力一定時)燃焼速度の圧力特性を Fig. 2 に示す。なお燃焼速度は、ビデオ撮影時に基準として設けた 2 定点間(3cm)を通過した時間から計算して求めた。図より定常時の圧力特性はストランド形状にほとんど依存しないことがわかる。

急減圧装置を用いて調べた消炎時の圧力時間曲線と照度時間曲線の例を Fig. 3 に示す。ただし、照度の単位はフィルター使用のため任意としてある。圧力降下は先に示したようにゆるやかな逆 S 字曲線を描くのにに対し、照度の時間変化は減圧中、振動的で急激な変化を示している。同じ条件で実験を行っても統計的確率によって消炎しない場合がある。この場合の曲線は消炎した場合とほとんど同じ特徴を示し、実際のところ消炎するか否かを、Fig. 3 で示す時間範囲の照度曲線から判断できない。消炎しない場合はこれより数百ミリ秒遅れた時点で照度が 0.1 MPa での燃焼状態時の照度(非常に出力は小さい)に回復する⁶⁾。

初期圧力と減圧率を変化させて調べた消炎非消炎の関係を Fig. 4 に示す。図中の白抜きの点が消炎し

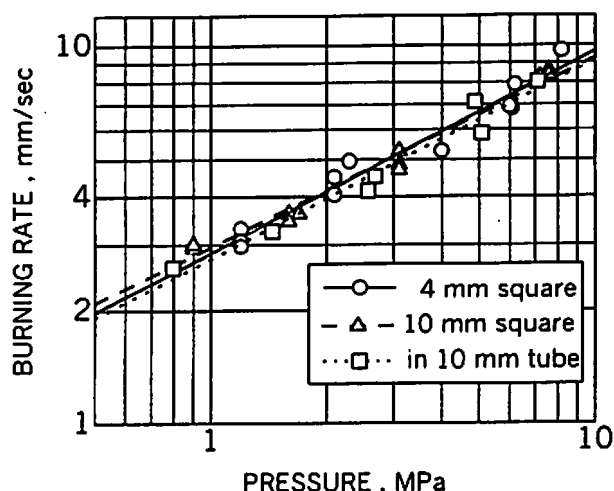


Fig. 2 Burning rate characteristics

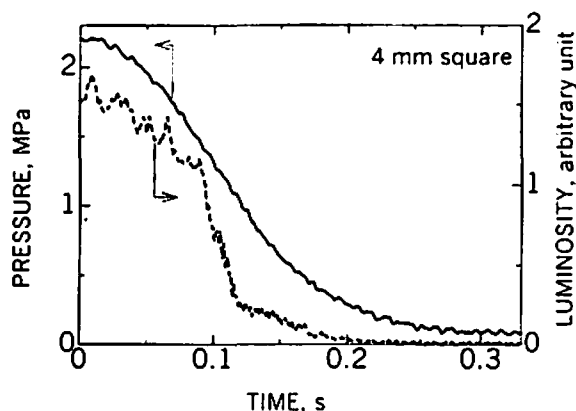


Fig. 3 Pressure and Luminosity histories

たものを、黒塗りの点が燃焼継続したものを表す。ある初期圧力に対して消炎に要する減圧率はある程度の分散を持っている。消炎を起こす最小の減圧率と消炎しない最大の減圧率の中間値をとり、消炎非消炎の境界として実線で表わした。図より初期圧力が低い場合、消炎限界はストランド形状にあまり依存しないのに対し、圧力が高くなるにつれ形状による差が顕著になってくるのがわかる。とくに周囲がポリビニルチューブで覆われている試料の消炎には一番高い減圧率を要する。また4mm角以外の形状を持つ試料において2MPa以下では本装置での消炎は起こせなかった。また、本装置で得られた消炎限界を他のモーダ法で得られた実験結果と比較すると、消炎に要する減圧率が数分の1となっていることがわかった^{7),9)}。

定常時の燃焼速度が同じであるのに対し、消炎限界はストランド形状に大きく依存し、モーダ法に比べ低い。このことは次のように考えることができる。急激な圧力減少の際、ストランド燃焼器内の窒素ガスと燃焼ガスは断熱膨張し、温度が低下すると同時に、生じる膨張波によりストランド周囲にガス速度が誘起される。この低温ガスは燃焼表面の火炎伸長と拡散による冷却を行い、固体燃焼面への熱フィードバックを減少させる。計算を行うと、初期圧力が低いときに誘起される速度は低く、せいぜい数m/sである⁹⁾。このとき燃焼表面の吹き出しガス速度とほぼ同じ大きさであるために、ストランドの寸法、形状の違いは消炎限界にあまり影響しない。初期圧力が数MPaを越えると誘起速度は10m/sのオーダーとなるためストランド自身のガス放出速度との差が大きく、ストランド周囲の速度勾配の影響はストランドの内側まで浸透してくると考えられる。ただし誘起速度の影響がほとんどないと考えられるチュ

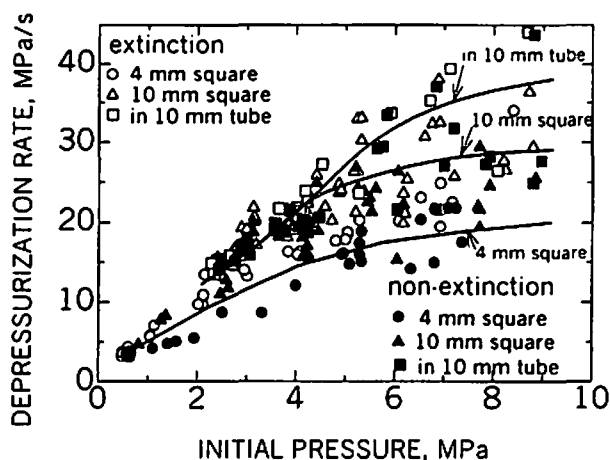


Fig. 4 Extinction limits

ープ入りストランドでもモーダ法より消炎限界がかなり低い。これは燃焼ガスの流れ方向の熱損失が非定常の場合無視できないことを示している。熱損失が消炎の限界圧力におおきく影響することはさらに後述する。

3.2 消炎圧力

消炎面を観察する際に、何気圧の燃焼面の特徴を表わしているか、を知っておく必要がある。特にストランド法ではモーダ法と比べ、消炎が完了するまで長い時間を要し、減圧中も燃焼が進んでいると考えられる。火炎からの熱フィードバックの履歴を知るため、3MPaから減圧させた場合の照度と圧力の対応関係を Fig.5 に示す。急激に減圧させたときに加えて、数倍の時間を掛けて緩やかに減圧させた場合の関係も示してある。ただし、減圧中の炎の揺らぎによる40Hz以上の周波数は除去している。また、10mmのチューブ入りと10mm角のストランドの照度はほとんど重なってしまうので、見やすくするため10mm角の方の光量を落としている。図中の緩やかに圧力変化させた場合の燃焼波構造は気相、固相とも準定常状態となっていると考えてよい。急激な変化をさせた場合、減圧開始直後、輝度の大きい火炎部分が短期間伸張り照度が増すが、しばらくの間緩減圧時とほとんど同じ圧力-照度曲線をたどる。しかしながら、ある時点(図中×印で示す)で、緩減圧時の曲線から大きくずれていくことがわかる。燃焼速度などを支配するのは燃焼表面のごく近傍の気相と固相の温度分布であるが、ひとつの目安として気相の温度分布すなわち火炎構造はこの時点より定常状態からずれ始めるといえよう。これより照度が零になるまでの時間はストランド形状により異なるが、100ms程度であり、この間火炎よりの熱フィードバックは

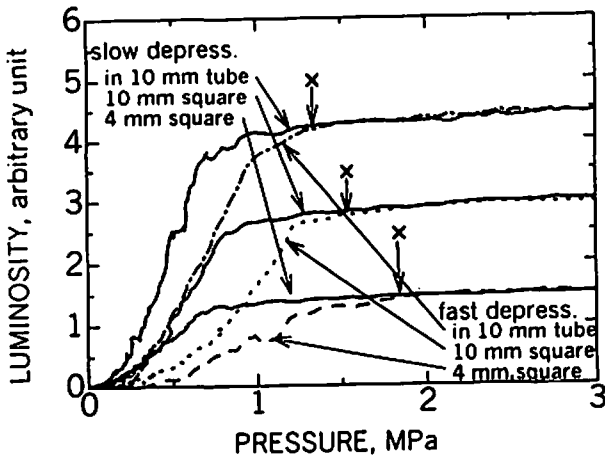


Fig. 5 Pressure vs luminosity plots

急激に減少しているから、これ以降の燃焼進行はほとんど無視できよう。燃焼進行距離の見積りは次節の理論モデルに基づいて行う。

4. 消炎理論による検討

4.1 燃焼モデルと基礎式

急減圧時の燃焼限界を求めるのにZeldovichとNoyzhilovの方法がある^{10), 11)}。固相と気相の境界である燃焼表面でのエネルギーバランスを考え、燃焼表面温度と固相での表面温度勾配がある条件を満たさなくなったとき、消炎が起こるという考え方に基いている。定常燃焼の実験から求めた初期温度依存の消炎圧力限界の境界が、急減圧などの非定常状態における消炎限界を得るのに適用できるとしている。気相からの熱のフィードバックに関する詳細を知らずに、消炎限界を求めることができる、という特長があるが、定常状態から求めた不安定条件は燃焼の固有不安定の境界であり、非定常状態時には適用できないことがその後の理論解析などからわかってきた¹²⁾。動的な消炎は減圧開始時に瞬間的に起こるものではなく、ある程度の時間経過ののち生ずるものであるから固相内の温度履歴に依存する。減圧によって推進薬が消炎するか否かを理論的に調べるには、適切な火炎モデルを用いて圧力変化に対応する気相からの熱フィードバックを求め、固相内の非定常熱伝達方程式を直接解くしかない。はじめにDeLucaらの方法を採用しKTSS火炎モデル¹³⁾を適用して、燃焼表面エネルギーバランス式を境界条件とする熱伝達方程式を導出する¹²⁾。

推進薬を均質系と見なせば固相におけるエネルギー方程式は、燃焼進行距離、時間、温度、燃焼速度、熱拡散率をそれぞれ、 x , t , T , r , α として次式で

表現できる。

$$\frac{\partial T}{\partial t} = r \frac{\partial T}{\partial x} + \alpha \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \quad (1)$$

燃焼速度は燃焼表面温度を用いて通常アレニウス型で表現されるが、簡単のため次の関数で表わされるとする。

$$r = b(T_s - T_\infty)^m \quad (2)$$

ここで T_s , T_∞ はそれぞれ燃焼表面温度、初期温度であり、 b , m は定数である。燃焼表面におけるエネルギーバランスは気相から表面への熱フィードバック量として、次式で与えられる。

$$-\lambda_s \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)_s = q_s + r \rho_p Q_s \quad (3)$$

ただし λ_s , ρ_p は固相の熱伝導率、密度であり、 Q_s は表面反応熱を表す。KTSS火炎モデルでは、気相反応は圧力変化に充分追従し、熱平衡状態に到達しているとし、燃焼面からの吹き出しによって熱フィードバック量が次式で決定されるものとする。

$$q_s = \frac{\Phi(p)}{r} \quad (4)$$

ただし、ここで $\Phi(p)$ は定常状態におけるピエエユの式とエネルギーバランスを用いて、固相の比熱を C として、次式で表現できる。

$$\Phi(p) = \rho_p (ap^n)^2 \left\{ c \left[(a/b) p^n \right]^{1/\alpha} - Q_s \right\} \quad (5)$$

ここで火炎において何らかの熱損失が発生し、表面への熱フィードバックが減少したとする。簡単のため、この熱損失効果は熱フィードバック量に比例する量と仮定しパラメータ β を用いて、熱フィードバックが次式で与えられるものとする。

$$q_s = \beta \frac{\Phi(p)}{r} \quad (6)$$

4.2 理論的消炎限界と減圧間の燃焼進行

いま、急減圧現象を考えると、圧力の時間変化は外部関数の形で与えられる。初期定常状態で与えられる温度分布を初期条件とすれば、式(1)を境界条件(3)の下で解くことができる。適当なパラメータ¹⁴⁾とFig.2の燃焼速度特性及び $Q_s = 500 \text{ kJ/kg}$ を与え、数値解析で解いた燃焼表面温度の一例を、与えた圧

力の時間変化とともに Fig. 6 に示す。また、図中の破線は、圧力に対して応答遅れなく固相温度分布が追従する仮想的な場合(定常状態)を表わす。図では表面温度は圧力降下に伴って減少するが、定常状態の温度よりも低い値を取りながらオーバーシュートし、0.1MPa時の定常値に回復していくことがわかる。ここでは示さないが、大きな圧力降下を与えた際には表面温度は収束せず、発散する。この発散条件を消炎限界として定義した。

熱損失効果を考慮した場合の消炎限界線を初期圧力対減圧率の関係として Fig. 7 に示す。熱損失なし($\beta = 1$)の場合の消炎に要する減圧率は本燃焼実験で得られた値よりも数倍程度大きいことがわかる。この値はむしろ他のモータ実験で得られている値に近い。熱損失を考慮し、熱損失割合を増大させていった場合、ストランドで得られる消炎限界に近づいていくことがわかる。さらにこの図から初期燃焼圧力が低いとき、消炎には大きな減圧率が必要になることが示されている。熱損失に関する取り扱いをあまりに単純化したため定量的な議論はできないが、計算で求めた初期圧力に対する消炎に必要な減圧率の傾向は実験と一致しているといえる。

Fig. 7 の $\beta = 0.7$ の場合について減圧中の燃焼面がどれだけ進行したかを、消炎限界曲線上の減圧率を与えて計算すると初期圧力 2, 4, 8 MPa のとき、それぞれ $120 \mu\text{m}$, $240 \mu\text{m}$, $540 \mu\text{m}$ となりかなり大きい。これは消炎限界上の条件を与えているため圧力低下に長時間を要し、したがって燃焼継続も長くなるためである。たとえば2倍の減圧率を与えれば、熱損失によって消炎が早く起こるので燃焼面の進行は初期圧 2, 4, 8 MPa に対してそれぞれ $42 \mu\text{m}$, $105 \mu\text{m}$, $204 \mu\text{m}$ となる。ただしこの計算では一次元の燃焼進行を仮定しているので、実験で観察されたように周囲から冷却を受けるストランド周囲部では燃焼進行が早く停止し、Fig. 5 の X 印で示す圧力の特徴を充分表わす消炎面が得られるとして差し支えなからう。

4. 結 論

- 1) ストランドバーナにおいて空圧式ボールバルブの急速開放によりストランドの消炎を起こすことができた。燃焼室内の圧力減少は緩やかなものの、消炎はモータ法に比べ起こりやすく、ストランド形状に大きく依存する。
- 2) KTSS 火炎モデルと非定常熱伝達方程式を用い、固相内での熱伝導の応答遅れを理論的に考慮することにより、熱損失のある場合、急減圧消炎が非常に起こりやすいことを明らかにした。

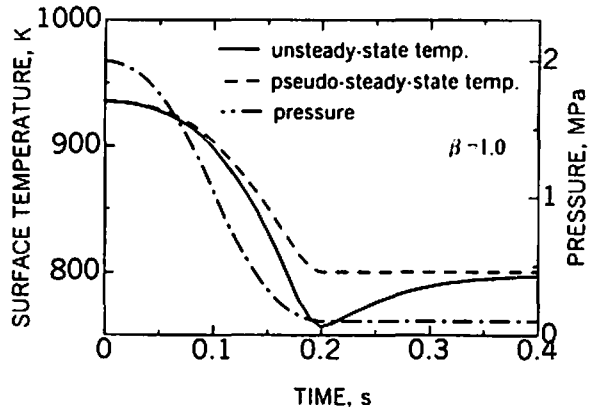


Fig. 6 Calculated surface temperature history (non extinction)

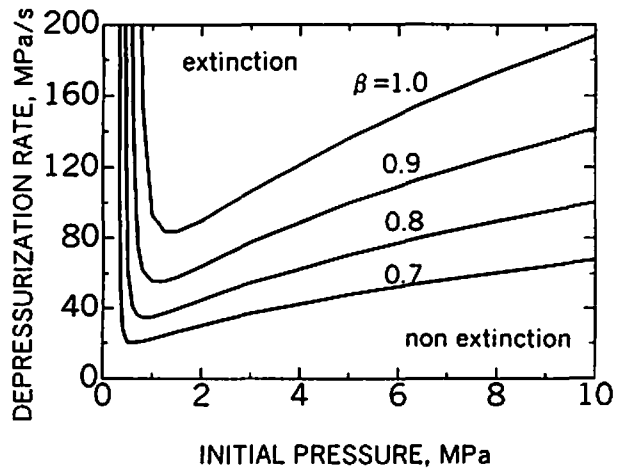


Fig. 7 Calculated extinction limits with heat loss

気相から 2 割熱フィードバック量が損なわれると消炎に要する減圧率は半分になる。

- 3) 実験での消炎圧力は定常時の火炎照度との比較から判断できるが、計算によると消炎限界付近での緩やかな減圧率のときは減圧間の燃焼進行が無視できない。これを避けるには減圧率を上げ熱損失の大きな位置(例えばストランド周辺部)を観察試料に用いればよい。

文 献

- 1) G.P.Sutton, "Rocket Propulsion Elements 6th ed.," p.479 (1992), John Wiley&Sons, Inc.
- 2) M.W.Beckstead and J.D.Hightower, AIAA Journal, 5, 1785 (1967)
- 3) E.W.Price, J.K.Sambamurthi, R.K.Sigman, and R.R.Panyam, Combustion and Flame, 63, 381 (1986)

- 4) F.A.Williams, M.Barrere, and N.C.Huang, "Fundamental Aspects of Solid Propellant Rockets," p.463 (1969), Technivision Services Slough.
- 5) C.C.Ciepluch, ARS Journal, 31, 1584 (1961)
- 6) H.Selzer, AIAA Journal, 11, 1221 (1973)
- 7) C.L.Merkle, S.L.Turk, and M.Summerfield, AIAA-69-176 (1969)
- 8) G.von Elbe and E.T.McHale, AIAA Journal, 6, 1417 (1968)
- 9) 藤井孝蔵, 「流体力学の数値計算法」 p.93 (1993), 東京大学出版会
- 10) M.Summerfield, L.H.Caveny, R.A.Battista, N. Kubota, Yu.A.Gostintsev, and H.Isoda, Journal of Spacecraft and Rockets, 8, 251 (1971)
- 11) L.DeLuca, E.W.Price, and M.Summerfield, "Nonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants," p.603 (1992), AIAA Inc.
- 12) K.K.Kuo and M.Summerfield, "Fundamentals of Solid-Propellant Combustion," p.661 (1984), AIAA Inc.
- 13) H.Krier, J.S.T'ien, W.A.Sirignano, and M. Summerfield, AIAA Journal, 6, 278 (1968)
- 14) 久保田浪之介, 「ロケット燃焼工学」 p.194 (1995), 日刊工業新聞社

Fast-depressurization extinction of solid-propellant strands

Masafumi TANAKA* and Chikafumi NAKAO*

A simplified method to cause combustion extinction in strand burner was proposed. To its vent port, a pneumatic ball valve with a large area was attached to induce fast depressurization. The depressurization rate required for strand extinction was found to be about one fifth of motor test criterion. This is due to a heat loss that surrounding nitrogen gas quenches the combustion gas above the burning surface through rapid adiabatic expansion. Numerical solution of unsteady heat transfer equation with KTSS flame model clarified that 20 % heat loss reduces the depressurization rate for extinction by half. Luminosity history during fast depressurization is available to determine the instantaneous pressure of extinction, which is of importance to observe the extinguished surface and discuss the combustion mechanism.

(*Dept. of Aerospace Engineering, National Defense Academy, 1-10-20 Hashirimizu, Yokosuka 239-8686, JAPAN)