

RDX系コンポジット推進薬の着火特性

桑原卓雄*, 久保田浪之介**

過塩素酸アンモニウム（以降APと略記）系コンポジット推進薬の燃焼速度は、RDX系コンポジット推進薬の値に比較して大きく、これは、気相から固相への熱の移動量が大きいことに起因している。本研究では着火時の気相反応時間と定常燃焼時の気相反応時間について検討した。AP系コンポジット推進薬の着火遅れ時間はRDX系コンポジット推進薬に比較して短い、推進薬表面に光を照射してから、ガスが発生するまでの時間はAP系、RDX系コンポジット推進薬ともほぼ等しい。一方、推進薬表面からガスが発生して、定常燃焼に至るまでの時間（化学的遅れ時間と定義する）は、AP系コンポジット推進薬の値に比較して、RDX系コンポジット推進薬の値が大きい。定常燃焼時の燃焼表面近傍気相の反応時間と、着火時の化学的遅れ時間とは相関関係があり、圧力に対する感度（圧力指数）は、それぞれの推進薬についてほぼ等しく、AP系コンポジット推進薬では、0.8~1.0、RDX系コンポジット推進薬では1.4~2.0である。

1. 緒言

過塩素酸アンモニウム系コンポジット推進薬は固体推進薬の中で、比推力は高く、物性値、安定性にすぐれている¹⁾ことから稲々のロケットモータの燃料として用いられている²⁾。AP系コンポジット推進薬にAlを添加することによって、火炎温度は増加し、比推力も増加する¹⁾。また、AP系コンポジット推進薬の燃焼速度はAPの粒子径を変えること、燃焼速度触媒を添加すること等により、容易に制御が可能である³⁾。

Alを含有していないAP系コンポジット推進薬においても、噴出ガスに多量のHClを含んでいるため、湿度の高い環境では吸湿して、発煙する。さらにAlを含有するものは、Al₂O₃が生成されて、発煙の主原因となる。Alが酸化反応すると、多量の熱量が発生し、火炎温度を高くすることから、ロケット・モータケースおよびノズルの材質も耐熱性のすぐれていることが要求され、十分強度を持たせるため、肉厚も大きくとる必要がある。

この問題点を解決すべく登場したのが、ニトラミン系コンポジット推進薬である。ニトラミンはN—

NO₂結合を持つ高エネルギー含有物質であり、代表的なものにHMX(cyclotetramethylene tetranitramine, C₄H₈N₈O₈)とRDX(cyclotrimethylene trinitramine, C₃H₆N₆O₆)がある。HMX, RDXともに高性能爆薬として使用されており、感度の高い物質である。ニトラミンは高分子樹脂であるバインダと混合することによって鈍感となり、燃焼によってエネルギーを徐々に放出することが可能となる⁴⁾⁵⁾。HMX, RDX単体の理論断熱火炎温度は約3000℃であり、酸化剤となるO₂が発生しないことに特徴がある。これらのニトラミンの分解ガスはバインダ分解ガスと反応するよりは、バインダ分解ガスに希釈されて温度を低下させる。このために、ニトラミン系コンポジット推進薬の特徴としては、理論断熱火炎温度が低い割に、分子量が小さく、比推力はAP系コンポジット推進薬に比較して等しいか、多少大きくなる⁶⁾。ニトラミンを約85%含有した推進薬は、噴出ガス中に3原子分子を含まず、このため赤外線放射が著しく低減することから、赤外線フリーロケット推進薬として着目されている⁶⁾。

しかしながら、このような特徴を有するニトラミン系コンポジット推進薬は、ロケットモータの燃焼試験を行った結果、AP系コンポジット推進薬に比較して着火が困難であるという短所があることが知られてきた。現在までに、AP系コンポジット推進薬の着火機構については詳しく調査されているが^{7)~10)}、ニトラミン系コンポジット推進薬についての研究はほとんど

*日産自動車株式会社 宇宙航空事業部
〒350 埼玉県川越市の場合新町 1990
TEL 0492-31-1111

**防衛庁技術研究本部 第3研究所
〒190 東京都立川市栄町 1-2-10
TEL 0425-24-2411

Table 1 Compositions of AP and RDX propellants used in this study (Parts by weight).

Prop.	HTPE	RDX*		AP†	C
		dR	dr		
A	25	—	—	22.5	52.5 1
R-1	25	22.5	52.5	—	— 1
R-2	25	52.5	22.5	—	— 1

*dR=120 μ m, dr=3 μ m, †dA=200 μ m, da=20 μ m

ない。本研究においては、ニトラミン、AP系コンポジット推進薬の着火特性を評価することで、燃焼速度と着火遅れ時間との相関関係について求めた。

2. 実験

2.1 推進薬試料

本研究で用いたAP系、ニトラミン系コンポジット推進薬の組成を表1に示す。バインダにはポリエステル (HTPE, $C_{4.763}H_{7.503}O_{2.131}N_{0.088}$) を用い、AP系コンポジット推進薬中のAP粒子径は大粒 200 μ m、小粒 20 μ mで、大粒と小粒との比は3:7である。ニトラミン系コンポジット推進薬のニトラミンとしてはRDXを用いた。RDXの粒径は大粒 120 μ m、小粒 3 μ mであり、大粒と小粒の比は3:7と7:3のものを用いた。バインダの添加量は25wt%である。着火の熱源として用いたアーキメージの光の波長は広い範囲に一律に分散しており、黒体輻射に近い。推進薬には表面で光を一律に吸収できるようにカーボンを外割で一部添加した。

2.2 実験装置

推進薬小片 (ストランドと称す) を用いて燃焼速度の測定を行った。推進薬片の大きさは0.7cm×0.7cm×7cmで低融点ヒューズを2.0cmおきに3本通した。燃焼速度はチムニー型のストランドバーナを用い、燃焼中は、ストランドの周囲に窒素ガスを流した。推進薬燃焼表面近傍の温度分布の測定には、線径が12.5 μ mのPt-Pt 10% Rh 熱電対を用いた。

推進薬の着火特性を求めるために用いたアーキメージの出力範囲は5 cal/cm²·sec~15 cal/cm²·secである。アーキメージに供給される電流値によりアーキメージの出力を制御した。着火遅れ時間の測定はGO/noGO法を用いた。一定の時間推進薬へ光を照射して着火すれば照射時間を t_i 時間短くし、不着火の場合には、照射時間を t_i 時間長くした。制御時間 Δt は0.1secであり、プログラミングタイマを用いて調節した。着火遅れ時間 τ_{ig} は、照射時間一定の条件において、10回の試験で、5回着火した時の照射時間と定義した。ここで、一定の時間照射後定常燃焼に

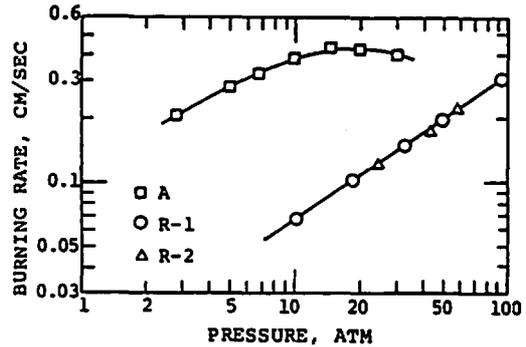


Fig. 1 Burning rate characteristics of AP and RDX propellants.

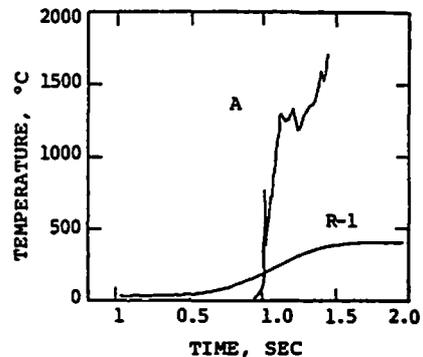


Fig. 2 Temperature profiles in the combustion zones of AP and RDX propellants at 10 atm.

移行していれば着火と称する。定常燃焼に移行しているかどうかの判定は、目視による輝炎の発生の有無と、試験後推進薬が残っているかどうかで行った。

3. 実験結果および考察

3.1 燃焼速度

AP系、RDX系コンポジット推進薬の燃焼速度をFig. 1に示す。燃焼圧力1~30atmの範囲において、AP系コンポジット推進薬の燃焼速度はRDX系コン

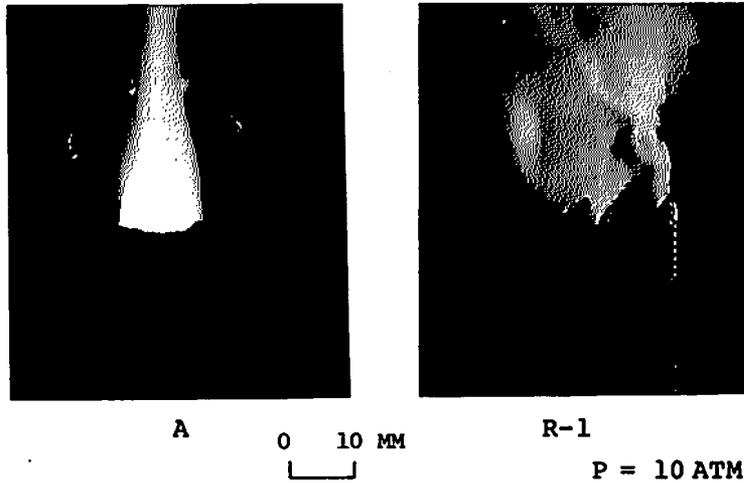


Fig. 3 Flames of AP and RDX propellants at 10 atm.

ポジット推進薬の燃焼速度に比較して、約2倍から5倍である。RDX系コンポジット推進薬は、RDXの大粒と小粒との比を変えても燃焼速度は変化せず、圧力指数を含めた燃焼速度特性値は、RDXの粒径の影響は受けなかった⁴⁾⁶⁾。

AP系コンポジット推進薬の燃焼速度がRDX系コンポジット推進薬に比較して大きい理由について、次の燃焼表面におけるエネルギーバランスの式¹¹⁾を用いて検討した。

$$r\rho_p[C_p(T_s - T_0) - Q_s] = \lambda_g\phi_s^+ \quad (1)$$

ここで、 r ：燃焼速度、 ρ_p ：推進薬の密度、 C_p ：推進薬の比熱、 T_s ：燃焼表面温度、 T_0 ：推進薬初期温度、 Q_s ：燃焼表面における発熱量、 λ_g ：気相の熱伝導率、 ϕ_s^+ ：燃焼表面気相の温度傾斜、Suffix s^+ ：燃焼表面気相である。(1)式で ρ_p 、 C_p 、 T_0 、 λ_g はAP系とRDX系のそれぞれの推進薬について、等しいとみなすことができることから、燃焼速度 r を大きく変化させるものとして、 T_s 、 Q_s 、 ϕ_s^+ が考えられる。

AP系、RDX系コンポジット推進薬内部に微細熱電対を埋め込み燃焼表面近傍の温度分布を測定した結果をFig. 2に示す。燃焼圧力は10atmであり、推進薬初期温度は+20°Cである。Fig. 2より、サパデルの方法¹²⁾を用いて燃焼表面近傍気相の時間に対する温度傾斜 $(dT/dt)_{s^+}$ を求め、これを燃焼速度で除することで、 ϕ_s^+ を求めた。AP系コンポジット推進薬の ϕ_s^+ は、RDX系コンポジット推進薬の ϕ_s^+ に比較して4倍以上で、燃焼圧力10atmの時、RDX系コンポジット推進薬の燃焼速度に対して、AP系コンポ

ジット推進薬の値は約5倍である。コンポジット推進薬の場合、燃焼表面にバインダの層があらわれているところもあれば、酸化剤があらわれているところもあり、測定した T_s は大きくばらつく。このことから、 T_s 、 Q_s を求めることはせずに、AP系およびRDX系コンポジット推進薬の T_s 、 Q_s を1つの関数と考え、

$$rB = \lambda_g\phi_s^+ \quad (2)$$

ここで、 $B = \rho_p[C_p(T_s - T_0) - Q_s]$ で評価した。AP系、RDX系コンポジット推進薬で r の比と ϕ_s^+ の比が等しいことから $B/\lambda_g \approx$ 一定とみなした。その結果次の関数が得られた。

$$\phi_s^+ AP / \phi_s^+ RDX \approx T_{AP} / T_{RDX} \quad (3)$$

ここでSuffix AP：AP系コンポジット推進薬、RDX：RDX系コンポジット推進薬である。RDX系コンポジット推進薬の燃焼速度が、AP系コンポジット推進薬に比較して小さいのは、主に気相における反応速度が低下し、気相から、燃焼表面へ移動するエネルギーが低下したためである。

3.2 火炎の観察

燃焼圧力10atmの時、火炎の状況をFig. 3に示す。AP系コンポジット推進薬は、燃焼表面近傍より輝炎が発生し、火炎温度は $P_1 - P_2$ 10% Rhで測定しうる最高温度約1700°C以上であり、理論断熱火炎温度2300°Cに達しているものと考えられる。

RDX系コンポジット推進薬の気相に輝炎は観察されず多量のカーボンが発生しており、反応が完結していない。Fig. 2における火炎温度は、約600°Cであり、理論断熱火炎温度1600°Cに達せず、反応準備層を形

成するのみで、雰囲気ガスで冷却されたものと考えられる。燃焼圧力をさらに増加すると、カーボンの発生量は減少して、約 20atm で燃焼表面より、離れたところに輝炎が発生する。

3.3 着火特性

3.3.1 物理的遅れ時間と化学的遅れ時間

液体燃料の着火遅れ時間を物理的、化学的遅れ時間に分離するために用いた手法¹³⁾により、着火遅れ時間 τ_{ig} と着火の確率を求め Fig. 4 に示す。雰囲気圧力は、5atm で、照射エネルギー I は $8.4 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{sec}$ であった。着火遅れ時間 τ_{ig} と着火の確率との関連は、液体燃料の着火の場合と同等であり、物理的遅れ時間は、着火の確率 0% の最大照射時間すなわち不着火の確率 NP が 100 より減少はじめる値である。物理的遅れ時間を詳細に調査するために、影写真を用い、推進薬面に光を照射してから、固相が分解を始めガスが発生し着火するまでの状況を 16mm フィルムに撮影して解析した。ガスが発生する時間 τ_p は、物理的遅れ時間と一致せず、固相が分解を開始し、ガスが発生してから、着火するまでの間に、固相表面から次々に新たなガスが発生した。以上のことから、液体燃料の着火の場合と同様の方法で、物理的、化学的遅れ時間を定義することはできない。よって本研究では、物理的遅れ時間とは推進薬面に光を照射してから、固相が分解を開始するまでの時間と定義し、化学的遅れ時間は、固相が分解を開始して、着火するまでの時間と定義した。

物理的遅れ時間は、AP 系、RDX 系コンポジット推進薬とも等しく、着火遅れ時間の差は化学的遅れ時間の差に等しい。着火遅れ時間 τ_{ig} に対する化学的遅

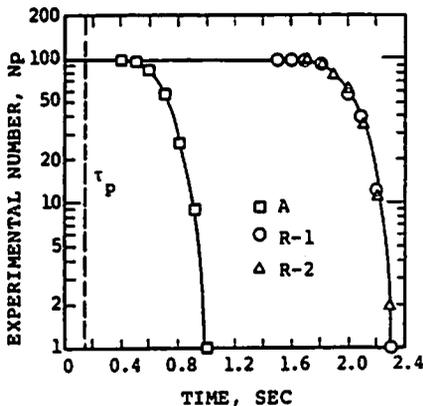


Fig. 4 Physical and chemical factors in the ignition delay time of AP and RDX propellants at 5 atm and the radiant energy of $8.4 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{sec}$.

れ時間 τ_c の割合を求めると、AP 系コンポジット推進薬は τ_c/τ_{ig} は約 0.7、RDX 系コンポジット推進薬は約 0.9 である。このように、RDX 系コンポジット推進薬は化学的遅れ時間の占める割合が大きく、発生したガスの反応速度が小さいことが、着火遅れ時間を大きくしている。

3.3.2 照射エネルギーと着火遅れ時間の関係

AP 系、RDX 系コンポジット推進薬の着火遅れ時間と推進薬表面へ照射されるエネルギー I との関係を図 5 に示す。照射エネルギーを変えることによって、推進薬固相の温度上昇速度を変え、着火過程における物理的要素を変化させたものである。固相の表面温度 T_s が、臨界温度 T_{scr} 以上に達すると着火するというモデルで次のエネルギーバランスの式を解析すると、着火遅れ時間 τ_{ig} と照射エネルギー I との関連は次の式であらわされる。

$$I \times t = \int_0^\infty \rho_p C_p [T_p(t, x) - T_0] dx + \int_{-\infty}^0 \rho_0 C_0 [T_0(t, x) - T_0] dx \quad (4)$$

境界条件、初期条件は次の通りである。

$$\left. \begin{aligned} \rho_p C_p \frac{\partial T_p(t, x)}{\partial t} &= -\lambda_p \frac{\partial^2 T_p(t, x)}{\partial x^2} \\ \rho_0 C_0 \frac{\partial T_0(t, x)}{\partial t} &= -\lambda_0 \frac{\partial^2 T_0(t, x)}{\partial x^2} \end{aligned} \right\} (5)$$

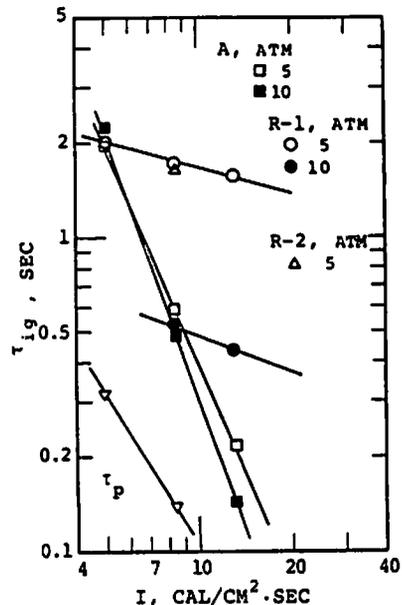


Fig. 5 Ignition delay time of AP and RDX propellants.

$$\left. \begin{aligned} T_p(t, 0) &= T_p(t, 0) \\ T_p(t, -\infty) &= T_p(t, \infty) = T_0 \\ T_p(0, x) &= T_p(0, x) = T_0 \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

ここで、 $T_p(t, x)$: 固相内部の温度、 $T_g(t, x)$: 気相の温度、 T_0 : 推進薬初期温度、 ρ_g : ガス密度、 C_g : ガス比熱、 t : 時間、 x : 推進薬表面からの距離; $x > 0$ 固相内部 $x < 0$ 気相である。(4)式を境界条件、初期条件をもとに解析すると、固相の温度 T_p は次の式であらわされる。

$$T_p(t, x) = C(4t)^{1/2} \left[\frac{e^{-\left(\frac{x}{2\sqrt{a_p t}}\right)^2}}{\sqrt{\pi}} - \frac{x}{2\sqrt{a_p t}} \operatorname{erfc} \frac{x}{2\sqrt{a_p t}} \right] + T_0 \quad (7)$$

ここで $C = 1/(\rho_p C_p \sqrt{a_p} + \rho_g C_g \sqrt{a_g})$,

$$a_p = \frac{\lambda_p C_p}{\rho_p}, \quad a_g = \frac{\lambda_g C_g}{\rho_g} \text{ である。}$$

推進薬表面温度は $x=0$ の所の値に等しい。

$$T_p(t, 0) = \frac{C}{\sqrt{\pi}} (4t)^{1/2} + T_0 \quad (8)$$

$T_p(t, 0) = T_{scr}$ で着火すると仮定すると $t \rightarrow \tau_{ig}$ とおけることから τ_{ig} は

$$\tau_{ig} = \alpha \times 1/I^2 \quad (9)$$

ここで、 α : 固、気相の物理特性値で決定する定数である。着火遅れ時間は照射エネルギー I の2乗に反比例して大きくなる。AP系コンポジット推進薬の τ_{ig} の I に対する傾斜は約-2となり、(9)式があてはまる。RDX系コンポジット推進薬の場合、 τ_{ig} の I に対する傾斜は約-0.4と(9)式を満足していない。(9)式を導く仮定で述べたように、(9)式を満足していないことは、着火過程において、発生したガスが反応を完結するまでの時間が律速している。一方、AP系コンポジット推進薬のように、(9)式を満足していることは、着火過程において、臨界表面温度 T_{scr} に達する時間が律速していることを示している。

RDXの大粒と小粒の比を7:3から3:7に変えても着火遅れ時間は変わらない。RDX系コンポジット推進薬のように、気相での反応速度の低下が着火遅れ時間に大きな影響を及ぼすもので、粒径の効果があらわれないのは、RDXが燃焼表面で融解混合し、均質なガスを発生しているためであると考えられる。

3.3.3 着火エネルギーと圧力の関係

照射エネルギー I を $8.4 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{sec}$ と $13 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{sec}$ と一定にし、雰囲気圧力を5, 10, 15atmに変えた時の着火エネルギーと雰囲気圧力の関係を Fig. 6に

示す。燃焼圧力の増加とともに、着火エネルギーは低下し、圧力指数はAP系コンポジット推進薬-0.3~-0.6, RDX系コンポジット推進薬-1.8である。RDX系コンポジット推進薬の圧力依存度は照射エネルギーが8.4から $13 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{sec}$ に増加しても変動していない。AP系コンポジット推進薬の場合、照射エネルギーを8.4から $13 \text{ cal/cm}^2 \cdot \text{sec}$ に増加することで、圧力依存度も増加している。

雰囲気圧力5~15atmの範囲では(4)式右辺第2項は第1項に比較して非常に小であり、

$$\int_0^- \rho_p C_p \{T_p(t, x) - T_0\} dx \gg \int_{-\infty}^0 \rho_g C_g \{T_g(t, x) - T_0\} dx \quad (10)$$

(4)式は圧力の変化に対して一定となる。雰囲気圧力を変化させることは、固相の昇温速度を一定にした上で、気相での反応速度を変化させるものである。したがって、着火遅れ時間のうち化学的遅れ時間の変動を求めるのに適している。AP系コンポジット推進薬の着火遅れ時間の圧力感度が小さいことは、物理的遅れ時間が律速していることを示している。一方、RDX系コンポジット推進薬の圧力感度は大きく、着火遅れ時間に占める化学的遅れ時間はAP系コンポジット推進薬に比較して大きいことを示している。

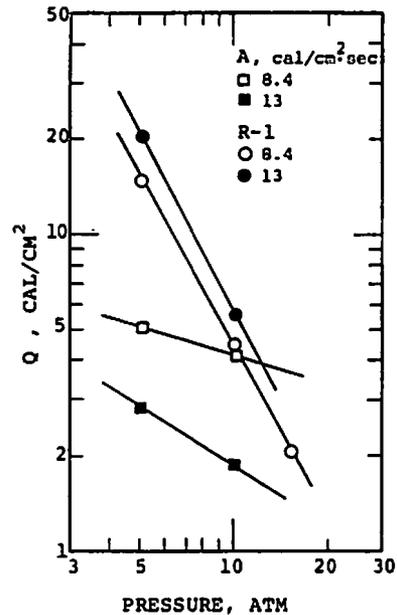


Fig. 6 Ignition energy decreases with increasing radiant energy.

4. 定常燃焼と着火遅れ時間の関連について

3.1項で述べたように、AP系コンボジット推進薬の燃焼速度がRDX系コンボジット推進薬の燃焼速度より大きいのは、気相からの熱の流入量が多いためであり、AP系コンボジット推進薬の気相の反応速度が大きいことを意味している。一方、AP系コンボジット推進薬の着火遅れ時間は、RDX系コンボジット推進薬と比較して小さく、着火遅れ時間は、物理的遅れ時間と、化学的遅れ時間に分類できるが、AP系とRDX系コンボジット推進薬の着火遅れ時間の差は化学的遅れ時間の大小にあり、気相の化学反応速度が着火遅れ時間に大きな影響を与えている。定常燃焼を律速している気相の化学反応時間と着火過程の化学的遅れ時間との関連を求める。

AP系、RDX系コンボジット推進薬とも燃焼圧力5~15atmの範囲では圧力指数は0.40、0.68と一定であり、燃焼圧力15atm以下では(3)式は満足されているものと考えられる。(3)式の関係より、

$$(dT/dt)_c \propto r^2 \propto P^{2n} \quad (11)$$

ここで、 dt は定常燃焼時の気相の反応時間を示すバ

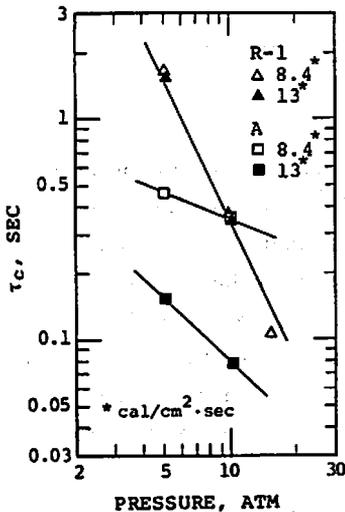


Fig. 7 Chemical factor in the ignition delay time decreases with increasing pressure.

Table 2 Pressure exponents of AP and RDX propellants' reaction rates in the gas phases.

Prop.	2n	m*
A	0.8	1.0
R-1	1.4	2.0

*1 = 13cal/cm² · sec

ラメータである。ゆえに、

$$dt \propto P^{-2n} \quad (12)$$

である。反応時間は、圧力の関数であらわれ、圧力指数は $-2n$ である。化学的遅れ時間 τ_c と圧力の関係を求めてFig. 7に示す。 τ_c は照射エネルギーIが一定の時、圧力の関数であり、

$$\tau_c \propto P^{-m} \quad (13)$$

であらわされる。定常燃焼時の反応時間と着火過程の化学的遅れ時間は圧力に大きく依存しており、圧力の依存性は圧力指数で評価できる。(11)、(12)およびFig. 7より、圧力指数を求めて表2に示す。AP系コンボジット推進薬の2n,mの値は、RDX系コンボジット推進薬と比較して小さく、 $I = 13\text{cal/cm}^2 \cdot \text{sec}$ の時には $2n \approx m$ である。RDX系コンボジット推進薬の場合、化学的遅れ時間の圧力感度mは、定常燃焼時の2nより小さいが、同程度の値であると考えられる。このことから、定常燃焼時の化学反応時間と、着火過程の化学的遅れ時間とは、AP系、RDX系コンボジット推進薬とも強い相関関係をもっている。

5. 結論

AP系とRDX系コンボジット推進薬についての着火過程を理解するためにアーキメージ照射による実験を行い、それによって次に示すような結果を得た。

- (1) RDX系コンボジット推進薬の燃焼速度は、AP系コンボジット推進薬と比較して小さく、気相からの熱移動量の低下に比例して減少している。
- (2) RDX系コンボジット推進薬の着火遅れ時間はAP系コンボジット推進薬と比較して、化学的遅れ時間の差だけ大きい。
- (3) RDX系コンボジット推進薬の燃焼速度、着火遅れ時間とも、RDXの粒子径の効果は受けず一定である。
- (4) 着火遅れ時間 τ_{ig} と照射エネルギーIとの関係は、AP系コンボジット推進薬では、 τ_{ig} はIの -2 乗に比例しており、RDX系コンボジット推進薬は -0.4 乗と照射エネルギーへの依存度は小さい。
- (5) 着火遅れ時間の圧力に対する感度は、AP系コンボジット推進薬と比較してRDX系コンボジット推進薬の値は大きく、AP系コンボジット推進薬の圧力感度は $-0.3 \sim -0.6$ であり、RDX系コンボジット推進薬の値は、 -1.8 である。
- (6) 燃焼速度を律速している気相の反応速度と、化学的着火遅れ時間には強い相関関係があり、圧力に対する感度は、それぞれの推進薬についてはほぼ等しく、AP系コンボジット推進薬では $0.8 \sim 1.0$ 、RDX系コンボジット推進薬では $1.4 \sim 2.0$ である。

文 献

- 1) 久保田浪之介：ロケット工学概論，防衛技術協会，1981.
- 2) 防衛年鑑（1981版），防衛年鑑刊行会，1981.
- 3) Steinz, J. A., Stang, P. L. and Summerfield, M.: Report No AMS 830, Department of Aerospace and Mechanical Sciences, Princeton University, February 1969.
- 4) Kubota, N.: Eighteenth Symposium (International) on Combustion P 187, The Combustion Institute 1980.
- 5) Kubota, N.: Nineteenth Symposium (International) on Combustion P 777, The Combustion Institute 1982.
- 6) Kubota, N., Masamoto, T. and Hazama, M.: "Combustion of HMX Composite Propellants", Proceedings of the Twelfth International Symposium on Space Technology and Science, A GNE Publishing, Inc. 1977.
- 7) Ohlemiller, T. J. and Summerfield, M.: AMS Report No. 876 AFOSR Contract AF-69-1651 August 1969.
- 8) Deluca, L., Caveny, L. H., Ohemiller, T. J. and Summerfield, M., AIAA J. Vol. 14, No. 7, July 1976.
- 9) Deluca, L., Ohemiller, T. J., Caveny, L. H. and Summerfield, M., AIAA J. Vol. 14, No. 8, August, 1976.
- 10) 斉藤猛男, 原山美知子, 岩間彬, "工業火薬協会誌, 41, 3, 1980.
- 11) 久保田浪之介, 工業火薬協会誌, 41, 4, 1980.
- 12) A. J. Sabadell, J. Wenograd and M. Summerfield, AIAA J. Vol. 3, No. 9, September, 1965.
- 13) 熊谷清一郎, 燃焼, 岩波全書, 1976.

Ignition Characteristics of RDX Composite Propellants

by Takuo KUWAHARA* and Naminosuke KUBOTA**

The burning rate of AP (ammonium perchlorate) composite propellants is higher than that of RDX composite propellants. This is because the heat feedback from the gas phase to the burning surface of the propellant is larger for the AP composite propellants than that for the RDX composite propellants. In this study the gas phase reaction time for the ignition has been compared with the gas phase reaction time for the steady-state burning. Though the on-set time of gas evolution appeared to be the same for both types of propellants, the ignition delay time of the RDX composite propellants is larger than that of the AP composite propellants. It is evident that the gas phase reaction time to produce luminous flame above the irradiated propellant surface is larger for the RDX composite propellants than that for the AP composite propellants. The pressure exponent of ignition reaction appeared to be approximately equal for the pressure exponent of gas phase reaction at the steady-state burning for both types of propellants: 0.8-1.0 for the AP composite propellants and 1.4-2.0 for the RDX composite propellants.

(*Aeronautical & Space Division, Nissan Motor Co., Ltd.,
1990 Shinmachi, Matoba, Kawagoe, Saitama 350, Japan.)

**Rocket Propulsion Laboratory, Third Research Center, Technical
Research and Development Institute, Japan Defense Agency,
1-2-10 Sakae, Tachikawa, Tokyo 190, Japan)