

固体推進薬燃焼のシミュレーション技術

飯田章英*, 馬崎 運*, 道家清孝*

推進薬グレイン形状の燃焼面積値は、固体ロケットエンジンの燃焼性能の設計における重要なパラメータの一つである。しかしながら、推進薬グレイン形状は複雑な形状をとることが少なくなく、その燃焼面積値を幾何学的方法で精度良く、速やかに計算することは今まで困難であった。本研究では、「粒子追跡法」を適用し、燃焼によって変化する推進薬の燃焼面積をソフト的に逐次計算するシミュレーションシステムを開発し、それによる計算値の妥当性を検討した。本システムによる燃焼面積値は、幾何学的に計算された計算結果と1%以内の差異で一致することがわかった。

1. はじめに

固体ロケットエンジンの燃焼室内圧力は、推進薬の単位時間あたりの燃焼ガス発生量とロケットモータに設定されるノズルのスロート断面積に依存し、ロケットエンジンが発生する推力は、推進薬の単位時間あたりの燃焼ガス発生量と推進薬の有するエネルギーに依存する。この両者に関係する推進薬の単位時間あたりの燃焼ガス発生量は、推進薬の燃焼表面の面積とその燃焼表面の燃焼による後退速度(燃焼速度)によって決定される。したがって、固体ロケットエンジンの設計において、燃焼圧力-燃焼時間特性や推力-燃焼時間特性等の燃焼性能計算を行う場合、推進薬の燃焼表面積-燃焼時間特性の関係、即ち推進薬グレイン形状の燃焼による形状変化を知ることが重要な課題の一つである。

ロケット飛翔体にはその飛翔条件、構造、運用方法から決定される様々な仕様が与えられ、設計による推進薬グレイン形状はそれらの要求個々に合った様々な形態が考えられる。この推進薬グレイン形状の燃焼表面積を計算する方法として、今までは、幾何学的に数式化したり、3次元CADで燃焼によって変化した形状を逐次入力し、CADの特殊機能によりその燃焼表面積を抽出する方法を行っていた。しかしながら、実際には、推進薬グレイン形状は燃焼性能設計上複雑な内孔形状を有していたり、ロケットモータの構造上端面部

や外形状において特殊な形態をとることが少なくなく、このような形状の燃焼表面積計算においては幾何学的に数式化することが困難であった。また、3次元CADによる燃焼表面積データ抽出においても、形状データ作成の困難さから、燃焼時間の時間ステップをあまり細かくできないのが実状であった。

そこで、本研究では、燃焼によって変化する推進薬の燃焼表面積をソフト的に逐次計算する方法を見出し、それを用いて固体ロケットエンジンの燃焼性能を計算する汎用シミュレーションシステムを開発し、その計算値の妥当性を検討した。本報告書は、本システムの概要と本システムによる計算実施例を紹介するものである。

2 システムの概要

2.1 システムの特長

本システム(コード名:ARMS-S410)は、個々の移動ベクトル情報を持った粒子の時間的な挙動を追跡する「粒子追跡法」なる方法を適用したものである。本システムでは、推進薬グレイン形状の燃焼表面に仮想の粒子を格子状に多数配置し、各粒子に燃焼条件に基づいた移動ベクトル情報を与え、燃焼表面の移動をこれらの移動と見なし、粒子の座標位置情報を各時間ステップ毎に求めることにより燃焼表面積を計算し、それを用いて固体ロケットエンジンの燃焼圧力-燃焼時間特性や推力-燃焼時間特性等の燃焼性能を計算する。燃焼表面積は、隣り合う3つあるいは4つの粒子で形成される面の面積の総和により求められる。本システムを用いることにより、今まで正確に計算できなかった複雑な形状の燃焼表面積に対しても精度良く計算できるよう

1999年2月2日受理
 *旭化成工業(株)大分工場
 〒870-0392 大分市大字里2620番地
 TEL. 097-592-2146
 FAX. 097-592-2263

になる。また、計算結果の出力として、燃焼による推進薬グレイン形状変化のアニメーション等の視覚化をすることができ、本システムにより、本来なら燃焼という形態をとることにより見ることができない形状変化をイメージ化することも可能となる。

2.2 システムの構成

Fig.1に本システムの構成を示す。本システムは、2次元CADにより入力された形状データを3次元化するプリプロセッサ部、推進薬基礎燃焼性能やノズル条件等を入力する解析条件データ入力部、これらの形状データおよび燃焼条件データより燃焼の過程を計算するソルバ部、計算された燃焼波形の出力や形状変化の表示を行うポストプロセッサ部、上記の4つの構成要素に関する入出力データをストックし必要時に検索・抽出できるデータベース部の5つの構成ソフトからなる。

(1) プリプロセッサ部

プリプロセッサ部は、計算を行う推進薬グレインの3次元形状設定と燃焼表面への仮想粒子の配置を行う構成ソフトである。推進薬グレインの3次元形状設定には、2次元CAD装置で作成された推進薬グレインの側面図と断面図を入力データとし、側面図において軸方向に変化する箇所に対する断面図を入力し、軸方向の各点における断面形状を、入力された断面図から内挿することにより求め、多数の断面を重ね合わせるにより3次元形状を生成する手法を用いている。作成された推進薬グレイン形状がイメージ通りであるかは、

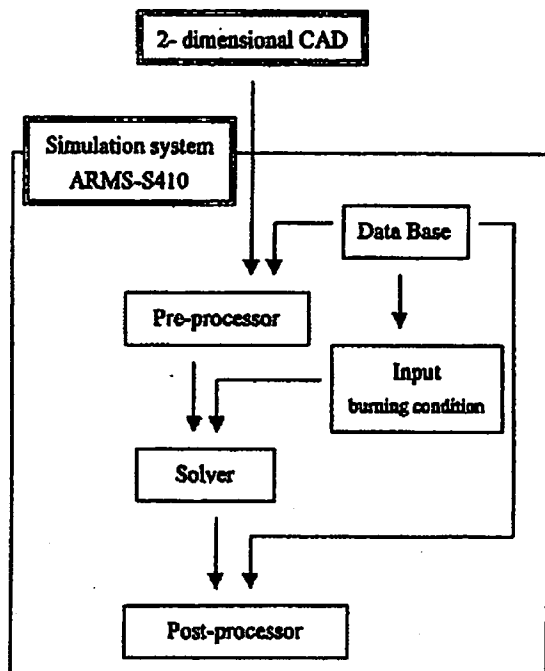


Fig.1 Schematic diagram of the simulation system

本構成ソフトに組み込まれている3次元図示化ツールによって、3次元表示し、確認することができる。次に、作成した推進薬グレイン形状の燃焼表面を選択し、その表面上に仮想の粒子を格子状に任意の個数配置する。

(2) 解析条件データ入力部

解析条件データ入力部は、ロケットモータの燃焼条件や推進薬の燃焼特性の入力を行う構成ソフトである。ロケットモータの燃焼条件としては、ノズルスロート径、ノズル開口比、ノズルエロージョン等のノズル条件の入力を行う。推進薬の燃焼性能特性としては、推進薬の燃焼速度特性、比推力特性、Kn特性、燃焼温度特性、密度、ガス分子量等を入力する。また、この他に解析条件として、解析時間ステップ等が入力される。

(3) ソルバ部

ソルバ部は、プリプロセッサ部で作成された推進薬グレイン形状データと解析条件データ入力部で入力されたロケットモータの燃焼条件データや推進薬の燃焼特性データを用い、「粒子追跡法」により推進薬の燃焼表面積の時間変化を計算し、逐次燃焼室内圧力、ロケットモータ推力を計算する構成ソフトである。

(4) ポストプロセッサ部

ポストプロセッサ部は、ソルバ部で計算された推進薬燃焼表面積—燃焼距離特性、燃焼圧力—燃焼時間特性、ロケットモータ推力—燃焼時間特性等の2次元グラフ表示やダンプ出力、ロケットモータ燃焼性能の一覧だけでなく、任意の時間ステップにおける燃焼中の推進薬形状変化の表示も行う構成ソフトである。推進薬形状変化の表示では、3次元図示化ツールを用いた燃焼開始から終了までの燃焼表面の時間変動のアニメーションによる3次元表示、推進薬側面図の燃焼表面変動表示や任意位置の燃焼断面表示等の2次元表示を行う。

(5) データベース部

データベース部は、上記で記述された推進薬グレインの形状データ、推進薬組成の燃焼特性データ、解析条件データ、解析結果データ等を作成毎にストックし、必要時に検索・抽出ができる構成ソフトである。データ検索・抽出は、過去の推進薬形状や推進薬組成を参考にして設計を行う場合等に便利である。例えば、ある設計時に推進薬の必要な燃焼速度範囲や比推力範囲がわかっている場合、それを検索条件に指定すれば、データベースから容易に候補組成が抽出される。

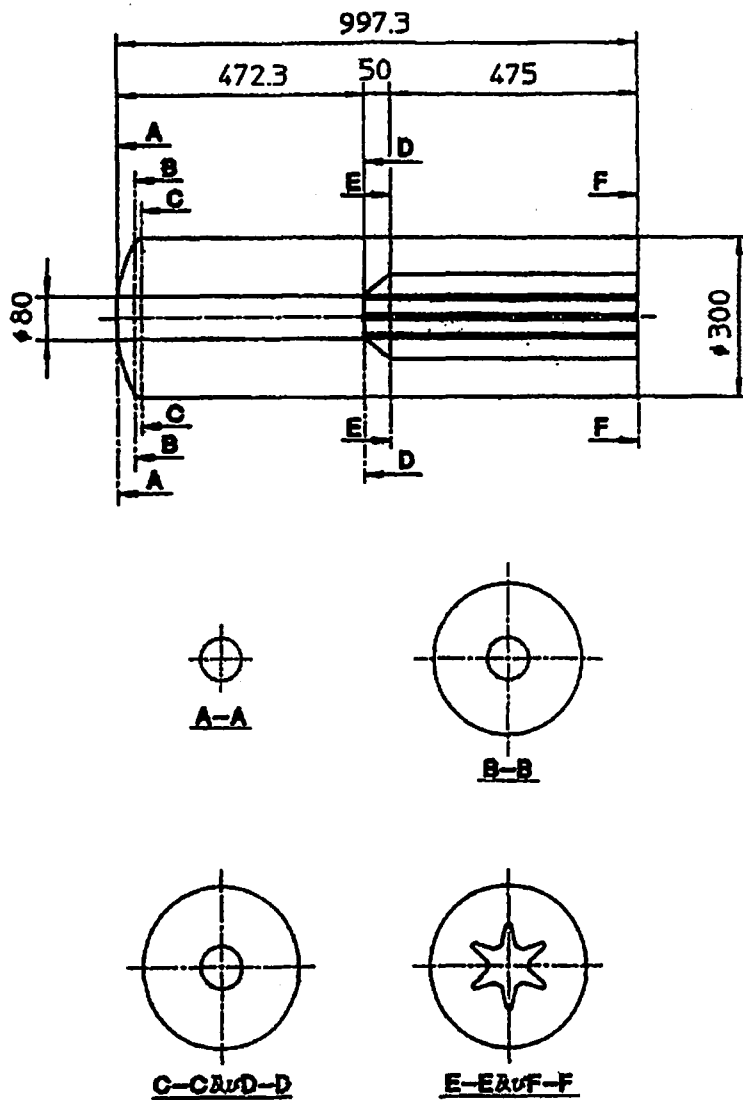


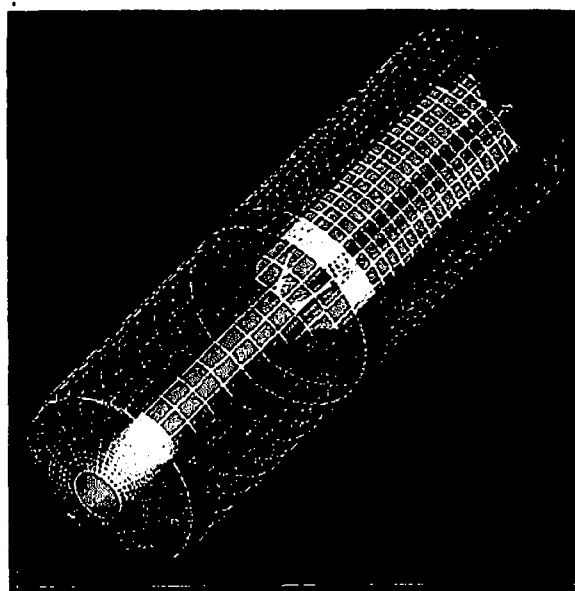
Fig.2 Propellant configuration by the 2-dimensional CAD

3. 計算実施例

本システムにより計算される推進薬の燃焼表面積の精度を調べるために、CADあるいは数式を用いて幾何学的に計算される燃焼表面積計算値との比較を実施した。

Fig.2に今回の計算例として選んだ推進薬グレインの2次元形状図を示す。本形状は、端面に球状曲面を持ち、かつ、丸孔形状から6光芒スター形状につながる内孔形状を持つ推進薬形状である。図に示す2次元形状は、前述したようにプリプロセッサでの3次元形状化のために、側面図とその軸方向で断面形状が変化する各位置の断面図をすべて用意したものである。Fig.3にプリプロセッサにより作成された3次元形状イメージを示す。推進薬の外面形状及び内孔形状をそれぞれ格子線及び陰影面で示している。イメージ通りの3次元形状が作成されていることがわかる。

次に、燃焼条件である推進薬の基礎燃焼特性、ノズル条件、燃焼面設定等を入力し、ソルバを用いて本形



Line; outer configuration Solid; core shape
Fig.3 3-dimensional image of propellant grain

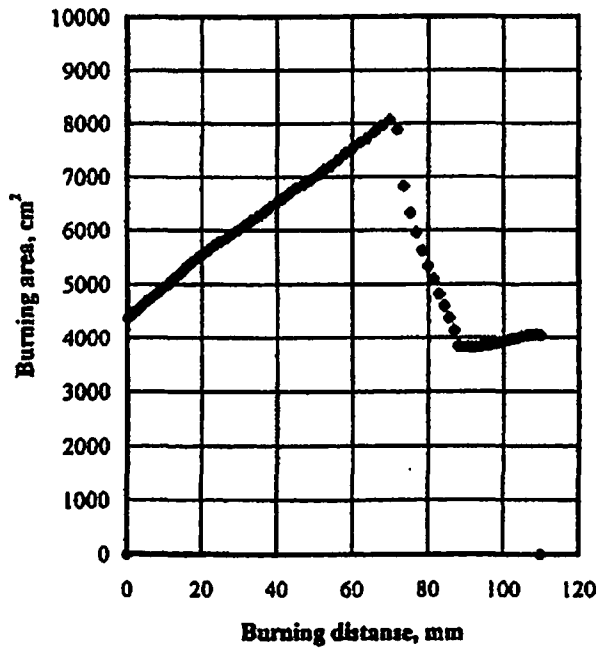


Fig. 4 Calculation on burning area

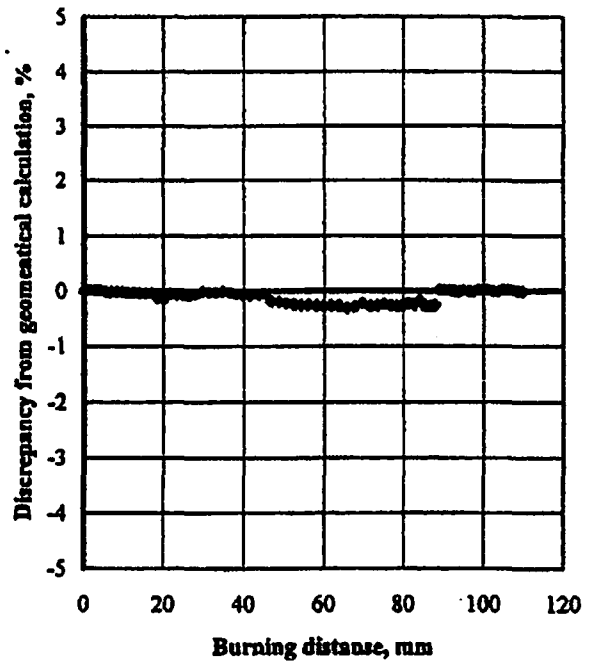


Fig. 5 Discrepancy from geometrical calculation on burning area

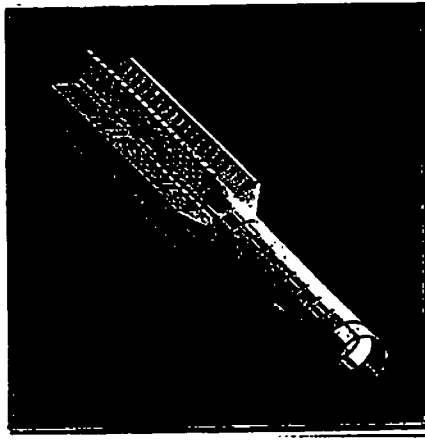
状推進薬の燃焼性能計算を実施した。本計算では、議論を簡単にするために、推進薬を1組成とし、燃焼が位置的に同一の速度で燃焼面に対して法線方向に進むという設定で計算を行った。Fig.4に本システムによる燃焼距離に対する燃焼面積値の結果を、Fig.5にCADおよび数式を用いて算出した幾何学計算結果との差異を示す。図でも示す通り、1%以内の差異で幾何学計算結果とよく一致していることがわかる。この計算の信頼性は、我々が経験している様々な推進薬形状のすべてにおいて共通した結果であった。

最後に、本計算により得られた燃焼による推進薬形状の時間変化のアニメーション表示例をFig.6に示す。

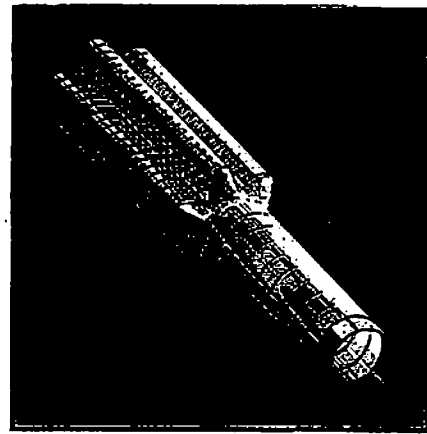
(a),(b),(c),(d)のそれぞれは、燃焼前、燃焼1秒後、2秒後、3秒後の各燃焼時間ステップにおける燃焼内面の形態を表している。このように、本来簡単にイメージする事が難しい丸孔と光芒の境界面部の変化を簡単に視覚化することができるようになった。

4. おわりに

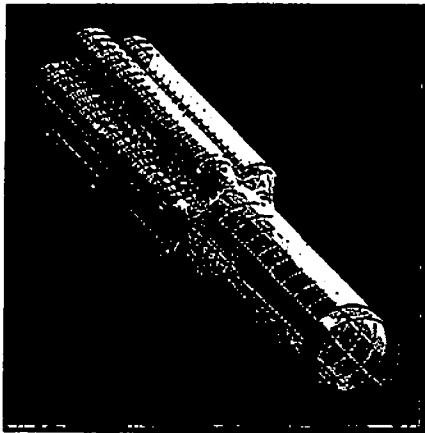
今回の計算実施例では、燃焼による形状変化に対する燃焼表面積変動のシミュレーションについてのみ記述したが、本来重要なのは、それによる燃焼性能計算値の確からしさである。1組成で、かつ、燃焼が位置的に同一の速度で進行する場合については、従来のロケット工学のKn理論や推力理論により、燃焼面積が正しく計算できれば、かなりの精度で実験の燃焼圧力変化や推力変化をシミュレートできることがわかっているが、2組成燃焼や、1組成でもエローシブ燃焼のように、同一時間でも位置によって燃焼面の移動量が異なる燃焼形態の場合は、その実験値をシミュレーションすることは難しい。我々は、次の段階として、燃焼速度等の移動ベクトル情報を各位置(粒子)毎にかつ時間ステップ毎に設定できるという本システムの特長を利用して、2組成推進薬燃焼やエローシブ燃焼などの燃焼形態に対応した移動ベクトル情報(理論)をシステムに組み込み、そのシミュレーション計算もできるようなシステムの汎用化を行っている。



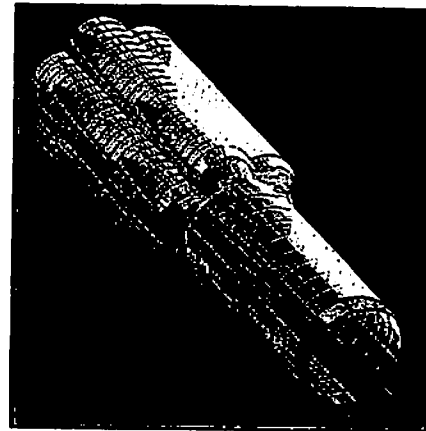
(a)



(b)



(c)



(d)

Fig. 6 3-dimensional image of burning surface transition.
(a) burning time (Δt) = 0sec, (b) Δt = 1sec, (c) Δt = 2sec, and (d) Δt = 3sec,

Simulation technique on combustion of solid propellant

Akihide IIDA*, Hakobu BAZAKI* and Kiyotaka DOUKE*

The burning area of propellant grain is one of the most important parameter in conducting of design on solid rocket performance. However, it has been difficult to calculate the burning area of propellant grain with precise and speed by geometrical way since most of propellant configuration have been adopted as complicated. In the present study, the simulation system was developed and produced, which was adapted "particle chasing method" to and made to compute the burning area transition. Moreover, the reliability on computation by the system was check up on. It was found that the discrepancy of calculation between by the geometrical way and by the system was less than 1%.

(*Oita Plant, Asahi Chemical Industry Co., Ltd., 2620, Oaza-Sato, Oita-city, Oita 870-0303, Japan)