HOKKAIDO UNIVERSITY

Title	レーザー維持アルゴンプラズマの非定常1次元シミュレーション
Author(s)	田住, 正弘; 伊藤, 献一
Citation	北海道大學工學部研究報告, 144, 15-21
Issue Date	1988-12-27
Doc URL	https://hdl.handle.net/2115/42159
Type	departmental bulletin paper
File Information	144_15-22.pdf

Hokkaido University Collection of Scholarly and Academic Papers : HUSCAP

北海道大学工学部研究報告
第144号（昭和63年）

Bulletin of the Faculty of Enginnering,
Hokkaido University. No. 144 (1988)

レーザー維持アルゴンプラズマの非定常1次元シミュレーション

田住　正弘　　伊藤　献一

（昭和63年9月30日受理）

Unsteady-State One-Dimensional Simulation of Laser-Sustained Plasmas

Masahiro TAZUMI and Kenichi ITO

(Received September 30, 1988)

Abstract

Unsteady-state phenomenon of laser-sustained plasmas for Laser-heated Rocket was studied with one-dimensional explicit MacCormack's scheme. Temperature dependant thermal-properties and radiation loss mechanism of plasmas were included in this model. Laser intensity were varied from 10^8 to 10^9 W/m^2 and the inlet velocity of low-temperature argon gas were varied from 0.1 to 200 m/s. Thermal growth, blow-out and blow-off of Laser-sustained argon plasmas were clearly observed.

1．まえがき

近未来に実現可能な高性能ロケットのひとつに，レーザーロケットがある。これは飛行中のロケットに外部からレーザービームを送り込み，レーザーの持つエネルギーで推進剤を加熱し，推力を得ようというもので，その原理は既に1960年代に明らかにされていた。推進剤として水素のような分子量の小さい物質を使うことが可能なため，現在広く用いられている化学ロケットに較べ，少ない推進剤で大きな推進力を出す事ができる。レーザーロケットにはパルスレーザーを用いて断続的に推力を発生させるものと，定常型レーザーを用いて連続的に推力を発生させる定常型とがあり，運用上の理由から，互いに大きく異なった構造をしている。パルス型レーザーロケットでは，レーザー反射率が極めて高くかつロケットの高温排気ガスに耐えうるような材料でノズルを作る事が要求されるため，定常型の方が実現性が高いと考えられる。定常型のエンジンにおいては，推進ガスの加熱およびレーザーエネルギーの吸収はエンジン内に形成されたレーザー維持プラズマによって行われる。したがって高性能エンジンを実現するためには，レーザー維持プラズマの物理的性質を明らかにすることが重要である。

1970年にRaizer[1]は，物性値の温度依存性および輻射の効果を無視した定常1次元モデルを用いてレーザー維持空気プラズマの伝播速度を求めている。1974年にはJacksonとNielsen[2]が輻射の効果を取り入れた解析を行い，BattehとKeefer[3]によって2次元流れ場，輻射伝熱の影響などを取り入れたモデルによる研究も試みられるようになってきた。1982年Keefer[4]らは物性値と

機械工学科　燃焼工学講座

レーザーの収束効果を簡易な仮定で置き換え，2次元熱伝導と輻射による熱損失を考慮に入れたモデルを作った。同年 Muller と Uhlenbusch[5] は比熱と熱伝導率の比を一定と仮定し輻射熱損失を無視し，レーザーの収束効果のみ取り入れたモデルを用いて，定常プラズマを維持するために最低限必要なレーザー強度を求めている。1985 年には Merkle ら[6] が物性値一定，輻射損失ゼロの仮定のもとで2次元流れ場の効果を取り入れたモデルを，1986 年には Glumb と Krier[7] が1次元流れ場の仮定の元に，物性値の温度依存性と輻射熱損失の効果を取り込んだモデルによりプラズマ内部の温度分布等を求めている。これらの研究により，定常状態での温度分布，レーザーからプラズマへのエネルギー転換率等が明らかにされてきたが，プラズマの生成，成長や吹き消えといった非定常の動的な問題を扱った例は少ない。1988 年に著者ら[8] は，物性値の温度依存性と輻射熱損失を考慮に入れたモデルを用い，レーザー維持プラズマ生成時の熱的成長過程に及ぼすガス流速，点火温度およびレーザー強度の影響を報告している。しかし計算で扱ったガス流速の範囲が狭く，吹き消え等のクリティカルな現象には触れていない。エンジンの安定した運転を達成するためには，レーザー維持プラズマの吹き消え等，クリティカルな現象の発生状況を知ることが必要である。

本研究は，レーザー維持プラズマの熱的な成長および吹き消えの性質を明らかにし，プラズマの安定が保たれる条件を見いだし，高性能エンジン実現のために必要な情報を得ることを目的としている。本報告では，1次元非定常モデルを用いて，ガス流速の広い範囲にわたりプラズマ挙動を調べた結果について述べる。

2．レーザー維持プラズマのモデリング

2.1 レーザー維持プラズマ

図1に，ロケットに用いられるレーザー維持プラズマおよびシミュレーション用1次元モデルの概念図を示す。レーザービームは反射鏡またはレンズで収束され，図の左側から入射し，推進剤も同様に左側から流入する。レーザーには，出力の大きい CO_2 レーザーを用いる事を想定している。レーザーの推進剤への吸収は，逆制動輻射，すなわち交番電磁場による電子の加振によってなされる。推進剤としては水素や空気，アルゴンガスなどを用いられるが，これらのガスは，常温では CO_2 レーザーを吸収しないため，あらかじめレーザーを吸収しはじめる温度（推進剤が電離しはじめる温度）以上に加熱しておく必要がある。

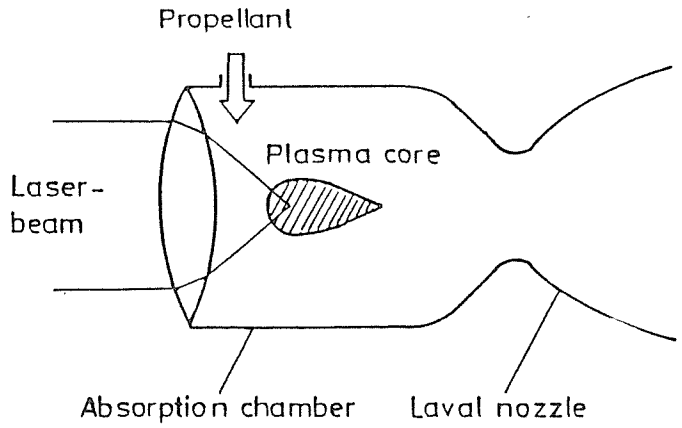

図1 レーザー維持プラズマ

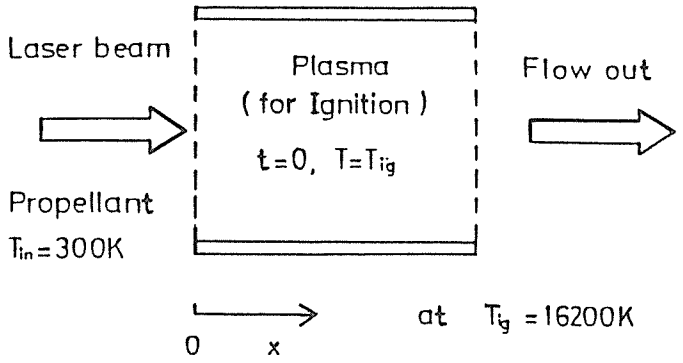

図2　1次元モデルの概念図

定常状態におけるプラズマの維持機構は，次のようなものである。流入した常温の推進剤は，ビームの焦点付近に形成されている高温のレーザー維持プラズマから熱伝導および輻射伝熱によって予熱され，高温プラズマとなる。このプラズマは前述の逆進剤輻射により，レーザーのエネルギーを吸収し，さらに高い温度までに昇温する。

エンジン始動時には高温プラズマが存在していないため，推進剤は予熱されることがなく，CO_2レーザーの吸収も起こらない。そのためCO_2レーザー以外の方法を用いてエンジン内にレーザー吸収用のプラズマを生成させる必要がある。具体的な方法としては，より大出力のパルスレーザーを用いて推進剤を強制的にブレイクダウンさせる，放電プラズマを用いる，といった方法が提案されている。前者の方法は，ロケットの定常運転に必要なレーザー出力よりもさらに大きな出力が必要となる短所がある。そのため現在までに行われている実験的研究においては後者の方法がとられている。本研究においても，プラズマの生成は後者の方法を用いることを想定して初期条件等を決めることとする。

2.2　モデルおよび解法

本研究では図1に示したプラズマを図2のような1次元の流れ場におきかえる。支配方程式は式1に示した質量保存則，運動量保存則およびエネルギー保存則である。補助方程式としてエネルギーと温度の関係式およびBeerの式を用いた。最後の式はプラズマ中へのレーザーの吸収を計算するためのものである。初期条件および境界条件には式2～3を用いた。流出条件は3次精度の上流差分スキームによって求めている。

$$\frac{\partial U}{\partial t}+\frac{\partial F}{\partial x}=S \tag{1}$$

ただし，

$$U=\begin{vmatrix}\rho\\ \rho u\\ Es\end{vmatrix}\quad F=\begin{vmatrix}\rho u\\ \rho u^2+P\\ u(Es+P)-kQx\end{vmatrix}\quad S=\begin{vmatrix}O\\ O\\ KI-\phi\end{vmatrix}$$

$$\begin{array}{llll}\text{at } t<0 & Uin\ (t)=O, & \text{at } t>0 & Uin\ (t)=Uo\\ & Iin\ (t)=O, & & Iin\ (t)=Io\end{array} \tag{2}$$

$$\begin{array}{llll} & \rho=\rho in & & \partial\rho/\partial x=Const.\\ \text{at } x=0, & u=Uin & \text{at } x=L, & \partial u/\partial x=Const.\\ & Es=Esin & & \partial Es/\partial x=Const.\end{array} \tag{3}$$

ここで，ρ：密度，u：流速，Es：全エネルギー，E：エネルギー，p：圧力，k：熱伝導率，Qx：流れ方向温度勾配，k：レーザー吸収率，I：レーザー強度，ϕ：輻射損失，x：流れ方向距離，t：時間，T：温度，L：流れ場(計算領域)の距離，である。また，添え字の in，o，はそれぞれ x＝0，および t＝0 での値であることを示している。流れ場全域にわたって，圧力 P は大気圧に等しいと仮定した。密度、エネルギー，熱伝導率，レーザー吸収率，輻射損失においては，多項式近似により温度依存性を考慮に入れた。これらの値は文献 7 による値を用いた。推進剤には，プラズマの物性値が比較的よく知られているアルゴンを用いる事を想定している。

計算にあたっては，時間積分に関して精度が良い（2 次精度）ことと多次元への拡張が比較的容易であることから陽的マコーマック法を用いた。時間刻みに対する制約条件としては圧縮性を持ち対流と拡散のある方程式に FTCS 法を用いた時の安定限界値に，安全を見込み 0.1 から 0.8 を乗じた値を時間刻みとして用いた。

2.3 計算パラメータ

本計算でのパラメータには，レーザー強度，アルゴン流速，点火用プラズマの温度の三つがある。プラズマを維持するために必要なレーザー強度は，水素を用いたレーザー維持プラズマにおいては 10^9 W/m^{2}程度の強度が必要とされている。強度が不十分な場合プラズマ温度が低くなってしまい，レーザー吸収率の低下による熱効率の低下や自己伝播性の低下を招くことになる。予備的な計算の結果，レーザー強度は 10^8～10^9 W/m^{2}の範囲内で設定することとした。アルゴン流速は 0.1～200 m/s の範囲で変化させた。点火用プラズマ温度は，16200K とした。この温度はアルゴンプラズマにおいて最もレーザー吸収率が良くなる温度に相当する。

3．結果および考察

上記パラメータの範囲内で種々の計算を行ったものの中で，代表的なものについて述べる。図 3 に，レーザー強度 7×10^8 W/m^2，アルゴン流速が 1.0 m/s の時のプラズマ内温度分布の時間変化を示す。横軸は流れ方向の距離であり，その原点においてガスが流入してくるものと考える。縦軸はプラズマ温度である。時間 t は，アルゴンガスの流入およびレーザー照射が開始されてからの時間を示している。レーザー照射後，0.3～0.5 ms の間にプラズマ温度は最高温度にまで立ち上がっている。この時間のことを，以後立ち上がり時間と呼ぶことにする。温度が立ち上がった後は，

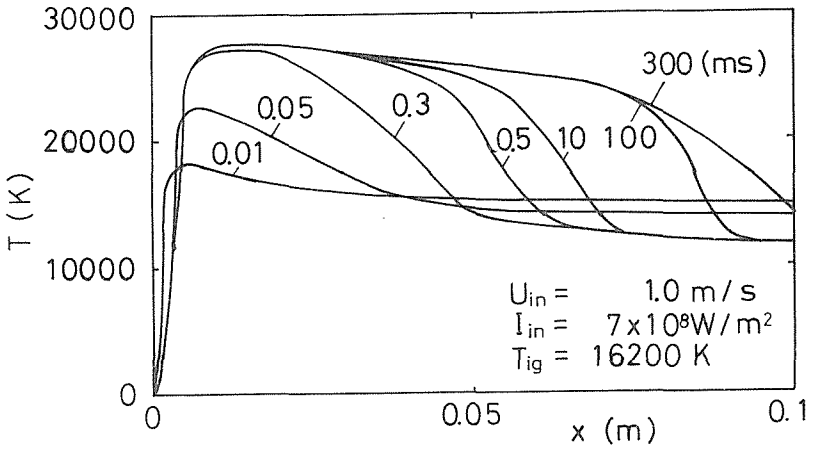

図 3　安定したプラズマ形成（流速 1.0 m/s）

数百 ms の比較的長い時間をかけ，下流側に向かって高温領域が広がっている。プラズマ中の最高温度は，ガス入口から約 10～15 mm の部分に現れている。以下，ガス流速を変化させた時の温度分布の変化を示す。

図 4 に流速が 5 m/s の時の変化を示す。温度の立ち上がり時間は約 1.0 ms であり，その後次第に高温部の温度は低下してゆき，ほぼ 50 ms 後に定常状態に達している。この流速では安定したプラズマが形成されているが，流速が 1 m/s の時に較べ，プラズマの最高温度が 27500K から 22500K へと低下しており，温度の立ち上がり時間も 2 倍強になっている。これらの事から，流れによるエンタルピー持ち出しの影響が強くでてきていることがわかる。

ガス流速が毎秒数メートルから数十メートルになると，プラズマの吹き飛びあるいは吹き消えが起こる可能性がある。ガス流速を 50 m/s に上げたところ，明確な吹き飛び現象が発生する事が確かめられた。その時の温度分布の変化を，図 5 に示す。

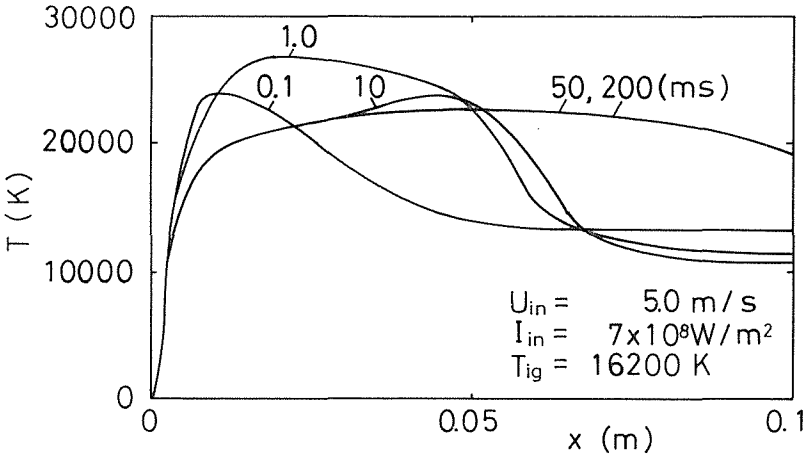

図 4　持ち出しエンタルピーの増大（流速 5.0 m/s）

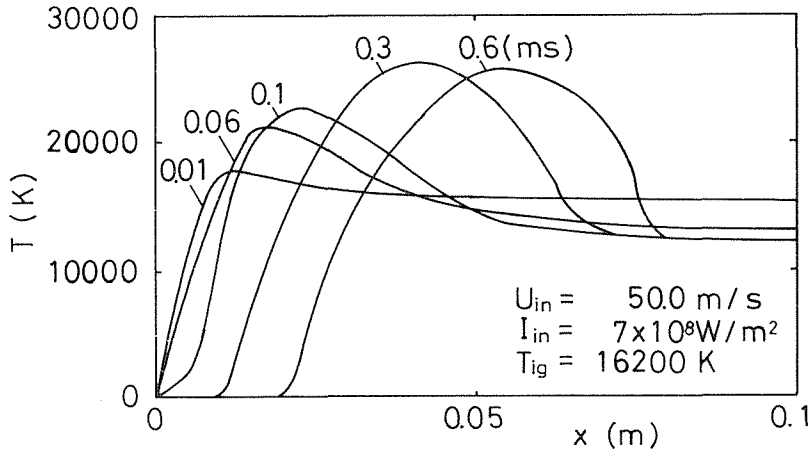

図 5　プラズマの吹き飛び（流速 50.0 m/s）

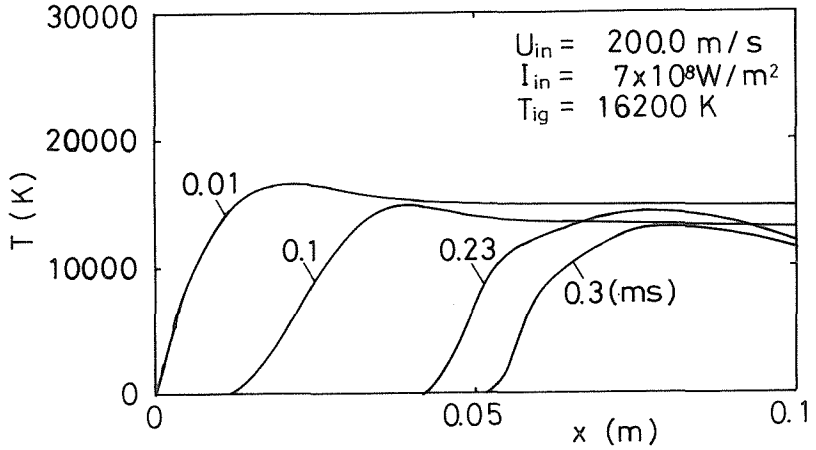

図6 プラズマの吹き消え（流速 200.0 m/s）

プラズマの最高温度は，約 26000K に低下している。この流速での特徴的な現象は，プラズマが吹き飛んでいる事であり，プラズマはその温度分布をほぼ保ったまま下流へと流されて行く。この場合よりもさらに流速が速い場合やレーザー強度が弱い場合には，プラズマは昇温することなく，次第に温度を下げながら下流に流されて行くと予想される。そのような例を，図 6 に示す。ガス流速は 200 m/s，レーザー強度は 2×10^8 W/m²である。

上述の結果から明らかなように，レーザー維持プラズマにおいてはガス流速が速い場合にはプラズマの吹き消えまたは吹き飛び現象が生ずる事が予測される。一方従来の化学ロケットエンジンにおいては，燃焼室内への推進剤の吹き出し速度は毎秒数十メートル以上である場合が殆どである。これは，ロケットエンジンで得られる推進力は推進剤の質量流量にほぼ比例するため，大きな推力を得るためにはできるだけ大量の推進剤を高速で燃焼室に送り込む必要があるためである。また，エンジン内での不安定燃焼を避けるためには推進剤インジェクター部での差圧を大きめにとる事が望ましく，そのためインジェクター内での推進剤流速が大きくとられるといった理由もある。これらの事情は，レーザーロケットにおいても同様であると考えられる。したがって，なんらかの方法，たとえば推進剤噴流にスワールを与える，流れの中にブラフボディを挿入するなどの流体力学的な方法を用い，プラズマの安定化を計る必要がある。

4．ま と め

定常型レーザーロケットに用いられるレーザー維持プラズマに関しては，従来より多くの研究があるものの，吹き消えのような非定常現象を取り扱った研究は極めて少ない。CO_2レーザー維持アルゴンプラズマの動的現象について，陽的マコーマック法を用いた 1 次元モデルによる数値実験を行った。モデルには物性値の温度依存性および輻射損失が考慮されているが，レーザービームが収束する効果は含まれておらず，圧力も大気圧に等しいとしている。

点火温度を 16200K に固定し，レーザー強度が 10^8～10^9 W/m²，アルゴンガスの入口流速が 0.1～200 m/s の範囲で計算を行ったところ，プラズマの熱的な成長過程および，ガス流速が大きい時の吹き飛び，吹き消えといった動的な現象を予測することができた。すなわち，1 次元の CO_2レーザー維持アルゴンプラズマは，ガス流速が毎秒数メートル以下の時安定して形成されるが，ガス流速の増大に伴い移流項によるエンタルピー持ち出しのためプラズマ温度は低下する。流速が

数十メートル以上の場合，プラズマは吹き飛び，吹き消えといった現象を示すことが予測された。大推力のレーザーロケットエンジンを実現するためには，なんらかの方法でプラズマ保持を行う必要がある。

参考文献

1) Raizer, Y. P.: Soviet Physics-JETP, Vol. 31. (1970), 6, p. 1148～1154.
2) Jackson, J. P. and Nielsen, P. E.: AIAA J., Vol. 12, (1974), 11, p. 1498～1501.
3) Batteh, J. H. and Keefer, D. R.: IEEE Trans. on Plasma Sci., Vol. PS-2, (1974), p. 122～129.
4) Keefer, D. et al.: AIAA-82-0404, (1982).
5) Muller, S. and Uhlenbusch, J.: Physica, Vol. 112C, (1982), p. 259～270.
6) Merkle, C. L. et al.: AIAA-84-0529, (1984).
7) Glumb, R. L. and Krier, H.: AIAA J., Vol. 24, (1986), 8, p. 1331～1336.
8) Tazumi, M. et al.: 16th Int. Symp. on Space Tech and Sci., Sappro Japan, (1988, to be submited).