レ ー ザ ー と ジ ェ ッ ト エ ン ジ ン

Laser Applications to Aeroengines

藤 井 昭 一 (大阪府立大学) Shoichi FUJII (University of Osaka Prefecture)

ジェットエンジンやロケットエンジンの性能向上を取り扱う工学分野へのレーザーの応用は二つに大別できる。ひとつは現在のエンジンの内部のガス流動をレーザーで計測し新たな知見を得て、性能向上を図る。もうひとつは超高出力レーザーを利用して次世代の全く新しい推進技術を模索するものである。これらを以下順次、述べる。

(1) 1970年初頭に大出力レーザーが市場に出てくると、高温、高圧のエンジン内部の温度、各種の濃度の測定が可能になった。中でも特筆すべき計測法にCARS (Coherent Anti-Stokes Raman Scattering, カース)の出現があった。MakerとTerhuneはルビーレーザーをベンゼンにあて、3光子混合の実験により第3の光、すなわちCARS光を1965年に発見した。その後、Bloembergenによって理論的研究が進められ、推進工学研究者に全く新しい計測法として衝撃を与えた。科学の先兵を目指し、世界から有数の研究者が集まるGordon Conference (New Hampshire, U.S.)でも何回か燃焼下におけるCARS測定法が大きく取り上げられた。

CARSのエネルギーレベルを図1に示す。仮想レベルとは説明の都合上用いたままで、存在しないエネルギー準位である。2つの光子 ω_1 を吸収し、 $\omega_s = 2\omega_1 - \omega_2$ の位相条件と運動量条件が整っていればよい。通常の燃焼ガスでは、窒素成分が70%近く存在するのでこれを対象分子としレーザーを照射しQブランチの分子スペクトルを得る。こととき感受率 (susceptibility) の3次の項は次のように共鳴項だけで表される。

$$-3\chi''i = \sum_j \frac{2c^4}{\hbar\omega_s^4} \left(\frac{d\sigma}{d\Omega} \right)_j \Gamma_j N \Delta_j$$

$$N \Delta_j = \frac{N}{Q_v Q_r} (2J+1) e^{-(E_v + E_r)/kT}$$

ここで c は光速、 $\hbar$ はプランクの定数、 Γ_j はライン幅、 N は総分子数、 Q_v 、 Q_r は振動と回転による分配関数である。燃焼ガス中の窒素ガスに注目してレーザーを照射し、窒素ガスの分子スペクトルを調べてみると図1のようにスペクトルの形状が温度だけに依存していることがわかる。ところが酸素ガスに注目すると火炎直後では酸素濃度が低くなり、感受率の非共鳴項の影響がでて図2のように温度と濃度にスペクトルの形状は依存する。このような原理により、今までブラックボックスとされていたエンジン内の高温ガスの測定が高精度で可能になった。

図1 理論スペクトルの温度による相対形状の変化

図2 酸素のQブランチ・スペクトル

平成7年レーザー学会学術講演会第15回年次大会

(2) 21世紀をまもなく迎えようとし、宇宙開発が一段と活発になっている。飛行技術も宇宙と航空との間で、はっきりした区別が付きにくい。現在の化学反応エンジンに代わって、レーザー光線により推力を得る方式がひとつの可能性として考えられる。空気中で焦点を結ばせ、レーザー・エネルギーの出力を高めていくと、「逆ブレーキ板」と呼ばれる現象が起こり、レーザーによって運ばれた光子エネルギーにより空気中の原子核をまわる電子がいくつか飛び出し自由電子となり、これが中性の原子に当たってエネルギーを失い、再び光子エネルギーを吸収する過程を繰り返すので、温度が摂氏10,000度のプラズマ状態ができる。

またプラズマ部分から出る圧力波も強烈で、入射光軸にそってその最大値が存在し、ハリネズミのような圧力分布になる。したがって、この高温の空気と圧力を利用すれば、推力が得られるはずである。

筆者は出力200ミリジュール／パルスのヤグ(YAG)・レーザーを用いて、重さ8gの小舟を水面上で毎秒8cm動かすことに成功した。確かに光で物体を走らせることができた。まさしくレーザー推進である。

レーザー推進の利点は航行体が燃料を持たないことである。必要なとき必要なだけ外部からの光線でもらえば良い。化学反応を伴わないのでクリーンなエンジンである。ただし、レーザーを地上の電気を使って作っていたのでは話にならない。レーザーを太陽追尾型の人工衛星により太陽エネルギーで作り出さねばならない。

レーザーエンジンのチャンバ温度 T_c 、圧力 P_c 、ノズル出口圧 P_e 、ガス定数 R 、比熱比 γ とすると

$$I_{sp} = 1/g[(2\gamma/\gamma-1)RT_c\phi]^{0.5}$$

となる。ただし、 $R=R_0/M_w$ (分子量)、 $\phi=1-(P_e/P_c)^\gamma$ 、 $q=\gamma-1/\gamma$ とする。 I_{sp} (比推力) は化学燃料ではせいぜい500秒であるが、水素($M_w=2$)を用いレーザ加熱($T_c=10000$ K)すると $I_{sp}=1000\sim 2000$ 秒も不可能ではない。一方、レーザパワー P 、流量 m 、流出速度 C とすると効率 η は

$$\eta = (2\eta P)/(I_{sp}g)$$

と表せ、 F (推力) $=mC$ 、 $I_{sp}=C/g$ の関係から

$$\eta = (1/2mC^2)/P$$

が導ける。効率を50%と仮定し、 I_{sp} (比推力)、推力およびレーザー出力の関係をプ

平成7年レーザー学会学術講演会第15回年次大会

ロットすると図3のようになる。この図よりレーザー推進は10メガワット以上の高出力を必要とするので、究極的には電子の運動方向を変更させたときに生じる「自由電子レーザー」の開発を待たねばならない。以上の技術が確立できれば、例えば数個のレーザー衛星を北半球に上げておけば、国際線旅客機の運行はまかなえるはずである。

21世紀のかなり早い時点で、化石燃料を持たずに炭酸ガスを出さず太陽エネルギーだけを利用した比推力の大きい航空エンジンが、人類によって実現される可能性が大である。

図3 レーザー出力と比推力の関係