液体ロケット及び固体ロケット排出物がオゾン層に及ぼす影響の評価*¹

Evaluation of the Effect of Exhausts from Liquid and Solid Rockets on Ozone Layer

山 極 芳 樹*²・石 牧 徹 哉*³
Yoshiki YAMAGIWA and Tetsuya ISHIMAKI

Key Words: Environment, Ozone Layer, Propulsion, Rocket Exhaust

Abstract: This paper reports the analytical results of the influences of solid rocket and liquid rocket exhausts on ozone layer. It is worried about that the exhausts from solid propellant rockets cause the ozone depletion in the ozone layer. Some researchers try to develop the analytical model of ozone depletion by rocket exhausts to understand its physical phenomena and to find the effective design of rocket to minimize its effect. However, these models do not include the exhausts from liquid rocket although there are many cases to use solid rocket boosters with a liquid rocket at the same time in practical situations. We constructed combined analytical model include the solid rocket exhausts and liquid rocket exhausts to analyze their effects. From the analytical results, we find that the exhausts from liquid rocket suppress the ozone depletion by solid rocket exhausts.

1. 序 論

現在、打ち上げロケットには化学ロケットが使用されている。このロケットは、大きな推力を得ることができるので地球の大きな重力場に逆らって宇宙空間へ離脱するには適しているが、推進薬の燃焼中、周辺気体と反応して ClO_x , NO_x , HO_x , Al_2O_3 を含む排出物を排出する。これらの成分はオゾン層に影響を及ぼすと考えられ、その中でも特に固体ロケットモータから大量に排出される ClO_x は最も影響が大きいことが指摘されている。将来、宇宙産業の発展に伴って、ロケットの大型化や、打ち上げ回数の増加が進み、現在とは比較にならない規模のオゾン破壊成分が地球大気に排出されると予想され、その結果、より重大なオゾン減少が起こることが危惧される。したがって、今後、ロケットには、ロケット排出物によるオゾン層への影響を最小限に抑えるような設計もしくは運用形態が求められ、そのためには、排出物放出後のオゾン層を正確に模擬しうる信頼性の高い解析モデルを作成する必要がある。ロケット排出物によるオゾン減少については、今日まで何人かの研究者によってモデル化が試みられてきた¹⁻⁸⁾。しかし、いずれのモデルも、液体ロケット排出物についてはオゾン減少にあまり影響がないとされ考慮されているものは皆無であるが、スペース・シャトルや H-IIA のように打ち上げ時に固体ロケットと液体ロケットを併用するものも多く、両者の干渉についても検討する必要があると考えられる。

本研究は、より信頼性及び汎用性の高いオゾン減少モデルの構築を目指し、固体ロケットモータと液体ロケットエンジン両方の排出物を考慮した結合モデルの作成を行ったものである。そして、固体ロケット、液体ロケット、及び両者を考慮した結合モデルのそれぞれで解析を行い、比較することで、オゾン減少における各排出物の影響評価を実施する。

2. 理 論

2.1 ロケット排出物と周辺大気との反応過程 ロケットは燃料を高温で燃焼させ、ノズルから大量の排気物を排出する。この排出物、及び排出物から影響を受けた領域は、ロケットプルームと呼ばれる。第1図にロケットプルームの概念図を示す。ロケットプルームは排出直後には高温であり、周辺大気と混ざり合って光化学反応をしながら冷却される。この高温な領域で起こる反応を Hot-plume 反応と呼ぶ。それに対して、周辺大気温度とほぼ等しい温度まで冷却された領域での反応は Cold-plume 反応と呼ぶ。Hot-plume 反応領域では主にオゾン破壊成分の生成が行われると考えられる。それに対して、Cold-plume 反応領域では Hot-plume 反応によって生成されたオゾン破壊成分によるオゾン減少反応が起こると考えられている。

2.2 支配方程式 上記のロケットプルーム中の粒子も含め、大気中における気体成分 i の数密度 n_i [個/cm³] の時間変化は、光化学反応と拡散の効果より、以下の質量保存の式で表される。

$$\frac{\partial n_i}{\partial t} = P_i - L_i + K_{yy} \left(\frac{\partial^2 n_i}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 n_i}{\partial y^2} \right) + K_{zz} \frac{\partial^2 n_i}{\partial z^2} \quad (1)$$

ただし、 P_i 及び L_i [個/cm³・s] は、後述 (2.5 節) のよう

*¹ © 2009 日本航空宇宙学会
平成 19 年 10 月 30 日、第 51 回宇宙科学技術連合講演会において発表。平成 20 年 11 月 4 日原稿受理

*² 静岡大学工学部

*³ ヤマハモーターエンジニアリング (株)

第 1 図 ロケットプルームの概念図

に周辺大気成分との反応及びアフターバーニング反応を考慮した光化学反応による単位体積当たりの生成速度及び減少速度である。右辺第 3, 4 項は拡散項であり、次節で述べるように水平方向と鉛直方向を別々に扱い、それぞれ別々の拡散係数；水平方向拡散係数 K_{yy} [cm^2/s] 及び高度方向拡散係数 K_{zz} [cm^2/s]、を用いている。また、熱拡散の基礎方程式は、熱伝導のフーリエの法則及び、化学反応による生成熱により次式のように表される。

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{Q}{c_p C} + (\kappa_f + \varepsilon_h) \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right) \quad (2)$$

ただし、 T [K] は気体温度、 κ_f [cm^2/s] は熱拡散率、 ε_h [cm^2/s] は渦熱拡散率、 Q [$\text{kJ}/\text{cm}^3 \cdot \text{s}$] は化学反応による発熱吸熱速度、 c_p [$\text{kJ}/\text{mol} \cdot \text{K}$] は比熱、 C [mol/cm^3] はモル濃度である。

2.3 拡散係数 排出直後の Hot-plume 反応領域中は、非常に強い乱流であると考えられ、渦拡散が支配的である。渦拡散は乱流の強さによって決定されるので、実際の拡散に合うように決定することが重要である。したがって、Hot-plume 反応領域中の水平方向拡散係数 K_{yy} については、ここでは Beiting の研究⁹⁾ を参考に、プルームの観測に基づいた排出直後のプルームの拡散係数のスケール依存性を基にモデル化を行い

$$K_{yy} = bR \quad (3)$$

とした。ここで、 R はプルームの半径、 b はスケールパラメータで

$$b = 85 + 7.9 \times (h - 18) [\text{cm}/\text{s}] \quad (4)$$

と表される。 h は高度 [km] である。

プルームが拡散した Cold-plume 反応領域での拡散係数は、第 2 図に示す成層圏中での雲等の観測結果¹⁰⁾ に基づき決定した。ただし、第 2 図に示すように水平方向拡散係数 K_{yy} は大きな幅（黒塗りの領域）を持っている。本研究では、ロケット排出物によるオゾン減少の潜在性を示すため、 K_{yy} の下限値における水平方向拡散係数を用いることとする。すなわち、

$$K_{yy}[t] = 5.00 \times t^{1.45} [\text{cm}^2/\text{s}] \quad (5)$$

とした。

Hot-plume 領域から Cold-plume 領域への水平方向拡散係数の移行条件は、プルーム成分の数密度で判断する。プ

第 2 図 拡散距離と時間を関数とした成層圏中での水平方向拡散係数¹⁰⁾

ルーム成分の数密度が周辺大気中の同成分と比較して大きい場合は、プルームの分圧が周辺と比較して大きいので、Hot-plume 領域での水平方向拡散係数を用いることとした。判定条件としては以下のようにした。

$$\frac{n_{\text{plume}}[R=0, t]}{n_{\text{plume}}[R=\infty, t]} = 1.1 \quad (6)$$

Hot-plume 領域での水平方向拡散係数から Cold-plume 領域の拡散係数に移行する場合、直接移行させると、水平方向拡散係数が時間もしくはプルームの半径に対し不連続となってしまう。そこで、水平方向拡散係数の移行領域として、Hot-plume 領域での水平方向拡散係数終了時の値を Cold-plume 領域での水平方向拡散係数が上回るまで用いることとした。

高度方向拡散係数 K_{zz} は、島崎¹¹⁾ によるモデルの値を使用した。ただし、排出直後から高度方向拡散係数に達するまでの拡散は水平方向拡散係数を用いた。

2.4 熱拡散率と渦熱拡散率 熱拡散率 κ_f は次式で表される。

$$\kappa_f = \frac{\lambda_f}{\rho c_p} \quad (7)$$

ここで、 λ_f は熱伝導率 [$\text{W}/\text{m} \cdot \text{K}$] である。 κ_f は温度によって変化するので、本研究では常圧下の気体の物性値¹²⁾ から直線近似で与えた。

熱拡散と分子拡散には相似性があり、このことは乱流の場合にも言うことができる。熱拡散率と分子拡散率の比であるルイス数 Le は、熱拡散の媒体が空気の場合、約 0.9～1.2 の範囲をとる。そこで、本研究では $Le \equiv 1$ とし、乱流であるプルームでも相似であると考え $\varepsilon_h \equiv K_{yy}$ とする。

2.5 光化学反応 前述のように、式 (1) 中の生成及び減少項は光化学反応によるものであるが、化学反応速度係数は温度依存性があるので、Hot-plume と Cold-plume 反応で異なる化学反応式を選定する。Hot-plume 反応における化学反応には、O、O₂、O₃ の解離・結合のみを考慮した反

第1表 解析モデルで考慮する気体成分

No.	No.	No.
1 O	10 NO	19 Cl ₂ O ₂
2 O(¹ D)	11 NO ₂	20 HCl
3 O ₂	12 NO ₃	21 CH ₄
4 O ₃	13 N ₂	22 CH ₃
5 OH	14 N ₂ O ₅	23 CO
6 H	15 Cl	24 CO ₂
7 H ₂	16 Cl ₂	25 HNO ₃
8 H ₂ O	17 ClO	26 ClONO ₂
9 HO ₂	18 ClO ₂	

応である純酸素反応（チャップマン反応）のほかに，排出物成分や背景大気成分から考慮して，ClO_x 反応，NO_x 反応，HO_x 反応に関する反応式を選定する．さらに，CO や H₂ の燃焼反応を中心としたアフターバーニング反応も考慮する．

また，Cold-plume 反応における光化学反応式は，オゾン減少反応を中心とした純酸素反応及び ClO_x 反応，NO_x 反応，HO_x 反応を中心に考慮する．光解離反応式は解析高度を考慮して，約 200 nm 以上の波長で解離する反応を選定する．その結果，本研究では，第1表に示す 26 種の気体成分（後述のロケット排出物を含む）を考慮し，14 種の光解離反応，及び 39 種の均一系の化学反応を，データベース¹³⁻¹⁵⁾を基にモデル化した．

3. 解析条件

3.1 解析対象 解析対象は，H-IIA ロケットのメインエンジン，及び固体ロケットブースターとする．H-IIA ロケットのメインエンジンの排出物量等のデータは文献¹⁶⁾より引用した．固体ロケットブースターについては，H-IIA 自体のデータはないので，H-IIA の SRB-A と同様の固体ロケットモータである TitanIV の SRM をモデルにした Zittel の文献⁶⁾より引用した．

本研究において考慮するロケットの排出物成分は，過去のモデルの解析結果においてオゾン層との反応に重要とされている第2表に示す 8 種類とする．

3.2 解析モデル 本解析における解析モデルの 2 次元平面の概略図を第3図に，その解析領域の設定条件を第3表に示す． I 方向， J 方向の格子間隔 dx ， dy は表に示すとおりである．

本解析では，Hot-plume 反応領域と Cold-plume 反応領域とでは影響範囲が大きく異なるため，上に示すように Phase1，Phase2，Phase3 と格子間隔を変化させ計算を行う．Phase1，Phase2 を Hot-plume 反応領域，Phase3 を Cold-plume 反応領域とする．この 2 次元平面モデルを高度 $h = 18 \sim 40$ km まで 1 km ごとに合計 23 層分解析を行う（第4図）．

Rocket plume の配置は，Hot-plume 反応領域では，解析モデルの中心にノズル形状やノズル位置を考慮して配置する．ロケット排出物の格子への初期配置は H-II ロケットエンジンを参考にして行う．H-IIA ロケットは，直径 1.7 m の液体ロケットエンジン（LE-7A）の両サイドに，直径 2.5 m の 2 基の固体ロケットブースター（SRB）が接続している

第2表 解析モデルで考慮するロケット排出物成分

No.	No.
1 CO	5 HCl
2 CO ₂	6 H ₂
3 Cl	7 H ₂ O
4 H	8 N ₂

第3図 解析モデルの 2 次元平面計算領域

第3表 解析領域の設定

		Phase1	Phase2	Phase3
Grid interval	dx [m]	1	20	1000
	dy [m]	1	20	1000
	dz [m]	1000	1000	1000
Maximum grid number	$I_{\max}$	180	150	50
	$J_{\max}$	180	150	50
	$K_{\max}$	22	22	22

第4図 解析の 3 次元計算領域とロケット軌跡

という機体構成となっている¹⁷⁾．液体ロケットエンジン及び固体ロケットブースターの直径がそれぞれ，1.7 m，2.5 m であることにより，ロケット排出物の初期配置は，簡略化のため第5図のとおりとした．ただし，“1”，“0.5”，“0.75”，“0.375”，“0.25”は初期排出物数密度の比率である．最も初期密度が多い場所を“1”とし，そこから円形のノズルを

第5図 ロケット排出物の初期配置

第6図 固体ロケット排出物のみと固体ロケット、液体ロケット排出物両者を考慮した場合での最大オゾン層減少の比較

再現するように比率を変化させた。また、固体ロケット排出物モデルと液体ロケット排出物モデルで比率が異なるのはノズル直径が異なるためである。

また、ノズル出口温度はJAXAの文献(17)をもとに液体ロケットモデル、固体ロケットモデルをそれぞれ 1500 K, 3000 K とし、これを初期条件として計算を行う。数値計算方法としてオイラーの陰解法を用いる。境界条件としては、自由流出境界条件を用いた。

解析では、排出物速度、及び風の影響は考慮しない。また、固体ロケット排出物中には多くのアルミナ粒子を含んでいるが、過去に本研究室で行われた研究⁸⁾ではアルミナ粒子がオゾン層に及ぼす影響は少ないことが確認されているため、本解析においては計算時間短縮も兼ねて考慮しないことにした。

4. 解析結果・考察

第6図は固体ロケット排出物、液体ロケット排出物、及び両者を考慮した結合モデル、それぞれにおける高度 18 km から 40 km までを積算したオゾン最大減少率の時間履歴である。また、第7, 8図は固体ロケット、液体ロケット両排出物を考慮した場合及び固体ロケット排出物のみを考慮した場合の、高度 18 km におけるロケット打ち上げ 60 分後におけるオゾン数密度分布である。まず、第6図からは、液体ロケット排出物のみの場合、オゾン減少がほぼ見られないが、固体ロケット排出物のみの場合及び固体ロケット、液体ロケット排出物の両者を考慮した場合には、10%前後の

第7図 固体ロケット、液体ロケット排出物両者を考慮したときのオゾン密度分布 (高度 18 km, 排出後 60 分)

第8図 固体ロケット排出物のみを考慮したときのオゾン密度分布 (高度 18 km, 排出後 60 分)

オゾン減少が生ずることがわかる。しかしながら、固体ロケット、液体ロケット排出物の両者を考慮した場合は、固体ロケット排出物のみの場合よりもオゾン減少が少なく、本ケースでは固体ロケット排出物のみの場合に比べて3割程度もオゾン減少を抑制していることがわかる。さらに、第7図と第8図を比較してみると、液体ロケット排出物の存在により、オゾン減少領域も固体ロケット排出物のみの場合に比べて小さくなっていることがわかる。したがって、液体ロケットと固体ロケットを併用する場合、液体ロケット排出物に含まれる成分はオゾン減少を抑制する働きがあり、

第9図 HCl の比率を変化させたときのオゾン損失の変化の比較

第10図 H₂ と H₂O の比率を変化させたときのオゾン損失の変化の比較

その排出物がオゾン減少に及ぼす影響を評価するには、液体ロケット排出物の効果は無視できないと考えられる。

では、ロケット排出物のどの成分がオゾン層減少に主要な役目を果たし、どの成分がそれを抑制するのかを特定するために、各主要成分の割合を変えて調べた結果を以下に示す。

第9図はHClの比率を従来の排出量から0.1, 0.5, 2, 3, 4倍とそれぞれ変化させて解析を行った結果である。図を見るとHClの排出量に比例してオゾン減少も大きくなっていくのがわかる。このことより、オゾン減少は固体ロケット排出物に含まれるHClが周辺大気等と反応して生成されるClが主な原因であり、そのオゾン減少量はHClの排出量に比例すると考えられる。第10図はH₂, H₂Oの両者について、排出物量を0.1, 0.5, 2, 3, 4倍と変化させて解析を行った結果である。排出物量を2倍に変化させた場合は従来の場合とほぼ変化が見られないが、そのほかの倍率に変化させた場合においては、H₂, H₂Oの排出物量が多いほうがオゾン減少を抑制する傾向が見られる。H₂, H₂Oもしくはこれらの反応物はオゾン減少を抑制する効果があり、オゾン減少の抑制につながったのではないかと考えられる。

5. 結 論

信頼性及び汎用性の高いオゾン減少モデルの構築を目指

して固体ロケットモータと液体ロケットエンジン両方の排出物を考慮した結合モデルの作成を行った。解析結果から、液体ロケット排出物は、固体ロケット排出物によるオゾンの減少を抑える効果があることがわかった。したがって、固体ロケット作動時には、特にオゾン層通過時においては、液体ロケットとの併用が好ましいと考えられる。

参 考 文 献

- 1) Ross, M.: Local Effects of Solid Rocket Motor Exhaust on Stratospheric Ozone, *J. Spacecraft Rockets*, **33** (1996), pp. 144-153.
- 2) Bernnet, R. R., Barnes, M. W., McDonald, A. J. and Hinshaw, J. C.: *Chemical Rocket and the Environment*, Aerospace America, **29** (1991), pp. 32-36.
- 3) Denison, M. R., Lamb, J. J., Bjorndahl, W. D., Woug, E. Y. and Lohn, P. D.: Solid Rocket Exhaust in the Stratosphere, *J. Spacecraft Rockets*, **31** (1994), pp. 435-442.
- 4) Brady, B. B. and Martin, L. R.: Modeling Solid Rocket Booster Exhaust Plume in the Stratosphere with SURFACE CHEM-KIN, The Aerospace Corp., TR-95(5231)-9, 1995.
- 5) Smith, T. W. and Edwards, J. R.: Summary of the Impact of Launch Vehicle Exhaust and Deorbiting Space and Meteorite Debris on Stratospheric Ozone, U.S. Air Force Space and Missile Systems Enter Environmental Management Branch SMC/AXFV, Contract F09603-95-D-0176-0007, 1999.
- 6) Zittel, P. F.: Computer Model Predictions of the Local Effects of Large, Solid-Fuel Rocket Motors on Stratospheric Ozone, The Aerospace Corp., TR-94(4231)-9, 1994.
- 7) 竹中信一, 山極芳樹: 固体ロケット排出物によるオゾン層との干渉問題の3次元モデル化に関する研究, *宇宙技術*, **3** (2004), pp. 1-10.
- 8) 小林端人, 山極芳樹, 大津広敬: 固体ロケット排出物のオゾン層との干渉モデルの改善に関する研究, 平成17年度宇宙輸送シンポジウム論文集, 2006, pp. 29-32.
- 9) Beiting, E. J.: Stratospheric Plume Dispersion: Measurements from STS and Titan Solid Rocket Motor Exhaust, The Aerospace Corp., TR-99(1306)-1, 1999.
- 10) Danielson, E. F. and Louis, J.: Transport in the Stratosphere, The Upper Atmosphere and Magnetosphere, National Academy of Sciences, Washington, DC, 1977, pp. 141-155.
- 11) 島崎達夫: 成層圏オゾン, 第2版, 東京大学出版会, 東京, 1989.
- 12) 小林清志, 飯田嘉宏: 新版 移動論, 第13版, 朝倉書店, 東京, 2000.
- 13) DeMore, W. B., Sander, S. P., Hampson, R. F., Kurylo, M. J., Golden, D. M., Howard, C. J., Ravishankara, A. R. and Molina, M. J.: Chemical Kinetics and Photochemical Data for Use in Stratospheric Modeling, Evaluation Number 9, Jet Propulsion Laboratory, JPL Publication 90-1, Pasadena, 1997.
- 14) Sander, S. P., Golden, D. M., Kurylo, M. J., Moortagat, G. K., Ravishankara, A. R., Kolb, C. E. and Molina, M. J.: Chemical Kinetics and Photochemical Data for Use in Atmospheric Studies, Evaluation Number 14, Jet Propulsion Laboratory, JPL Publication 02-25, Pasadena, 2003.
- 15) NIST (National Institute Standards and Technology) Chemical Kinetics Data Base on Web, <http://kinetics.nist.gov/>
- 16) 本田俊樹, 山極芳樹: 打ち上げロケット排出物による「電離層の穴」解析モデルの改善に関する研究, 日本航空宇宙学会論文集, **50** (2002), pp. 150-157.
- 17) Fujita, M., Aoki, H., Hattori, A., Nakagawa, T., Tokunaga, T., Yasui, M. and Iwama, K.: Upper Stage Propulsion System for H-IIA Launch Vehicle, 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA Paper 2002-4212, 2002.