

# 酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットの最適混合比を維持した推力制御で実

## 現され得る性能と現状の課題

小澤 晃平<sup>\*1</sup>, 嶋田 徹<sup>\*2</sup>

ハイブリッドロケットエンジン(HRE)は燃焼が進むにつれ混合比がシフトしていく。また、HRE は推力制御が可能と言われているが、定常動作点から酸化剤流量をずらせば混合比が最適値からずれ、性能が低下する。これらの問題を解決するにはエンジン作動中に燃料後退速度を制御可能なパラメータがもう 1 つ必要である。本発表では単一方向酸化剤流旋回型 HRE (UVIHRE) の旋回強度を新しい燃料後退速度制御パラメータとして提示し、更に旋回強度制御の具体的な手法を提案した。続いて UVIHRE の実験データを用いて、旋回の制御によってどこまで最適 O/F の維持及び推力制御が可能か検討した。その結果、旋回強度制御を想定したエンジン設計では、従来の軸流型 HRE と同等なアスペクト比で最適 O/F を維持した燃焼が全固体燃料質量中 56%で可能なことを示した。

### 1. 序論

HRE は、推力制御・再着火可能、2 液式のロケットに比べ簡素な構造、高い安全性、高い環境適合性と容易な管理の両面からくる低コスト性という特徴がある。また、HRE は炭化水素系燃料と酸素を利用できるため、最適な混合比を維持すれば、本来、炭化水素系燃料/LOX 系液体ロケットと同等の比推力が達成できるはずである。近年はサブオービタル宇宙旅行[1]等の弾道飛行分野、軌道上での軌道変更用途[2]での利用が試みられている。これらは HRE ならではの安全性という利点を最大限活かした応用例であるが、それに加え推力制御を活かしたミッションや、衛星打ち上げ用途等、長秒時燃焼を必要とするミッションには未だ利用されていない。これは従来型の HRE は定常動作時に最適 O/F が維持できず、時間とともに比推力が低下する、すなわち、最適設計を行っても最適 O/F 時の比推力を維持できないということが理由の一つにあると考えられる。この原因は図 1 のように酸化剤質量流束と燃料後退速度の間には 1 対 1 の非線形な関係があり、燃焼開始時からポート半径が広がると酸化剤質量流束のシフトと共に O/F もシフトするためである。この問題は現在提案されているどのような HRE にも当てはまる。

この問題の根本原因は、従来の HRE システムの入力は酸化剤流量の 1 自由度のみという点で、このために流量と O/F を独立に制御できない。これを解決するためにはエンジン動作中に制御できる燃料後退速度に関する制御量がもう 1 つ必要である。本研究では図 2 のように、旋回流入で燃料後退速度を増加させることが実験により明らかになっている UVIHRE[3]でインジェクタが与える旋回強度を燃料後退速度制御のもう一つのパラメータとして応用することを考えた。

具体的な酸化剤旋回流の制御手法としては、酸化剤流を 2 系統に分け、1 系統は軸流による流入、もう 1 系統は酸化剤を旋回方向に流入させる系とし、それらの流量を独立に制御し、旋回の強度と酸化剤流量を独立に制御するという手法を提案する(図 3)。原理的には燃料後退速度と酸化剤質量流束を独立に制御できることになる。しかし、現実には酸化剤流の旋回強度には上限があることから、実際の全燃焼時間及びミッションの要求する全推力レンジで最適 O/F を満たす程十分な制御範囲を得られるとは限らない。そこで本発表では、この提案の実用性を調べる初期段階として、ハイブリッド研究ワーキンググループ(HRrWG)で概念検討中の多目的実用エンジンの諸元

\*1 大学院生。東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻

\*2 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所

を一部利用し、旋回流入インジェクタにより実現されている旋回強度の範囲で、最適 O/F のまま推力維持及び推力制御が可能な領域を調べた。次章以降では検討したミッションとエンジンの諸元、最適 O/F のままで推力レンジの推定結果、そして最適 O/F を考慮したエンジンの設計パラメータの提案を行い、最後には今後の研究計画を述べる。

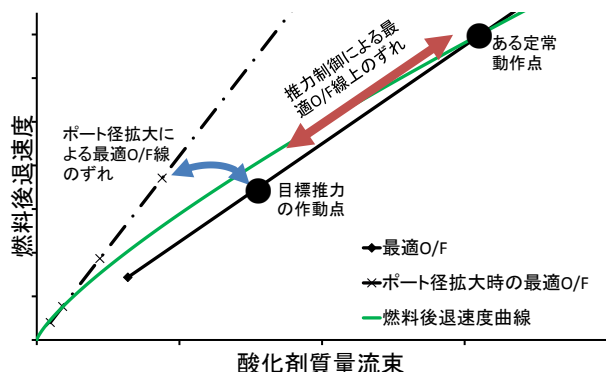


図 1:HRE の推力制御やポート径拡大による最適 O/F のずれ

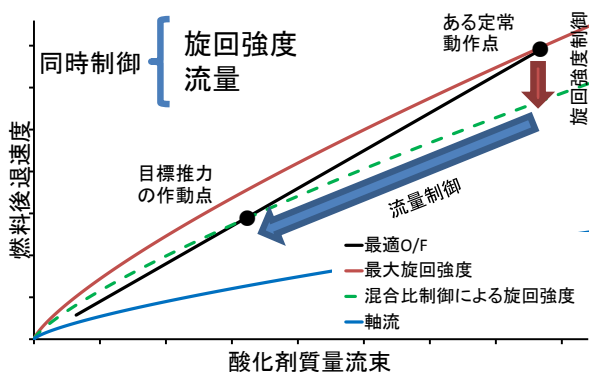


図 2: 旋回強度の制御による HRE の最適 O/F を維持した推力制御の燃料後退速度-酸化剤質量流束曲線上での概念

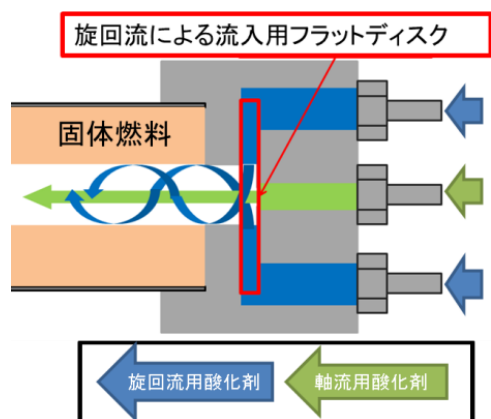


図 3:HRE の酸化剤流旋回強度の具体的な制御手法

## 2. 検討するミッション、エンジン

推力制御が必要なミッション例として、本発表ではオーロラ観測用ハイブリッドロケットを挙げる(図 4)。従来の固体観測ロケットでは放物軌道を通り、オーロラ帯を短時間しか直接観測できなかった。オーロラ観測 HR は推力制御能力を活かし、一定時間および一定のダウンレンジでオーロラ帯を直接観測できるロケットである。

ミッションシーケンスは以下のようなものを想定した。まず打上げ時加速度 2G で離床し、打ち上げ後は一定推力を維持した後エンジンシャットダウンする。その後放物運動を行う。続いてオーロラ帯域の高度で再着火する。一定時間その高度に滞在し、オーロラを直接観測する。燃料が尽きたら自由落下を行い、海上に落下する。

エンジンには表 1 のようなハイブリッドロケット研究ワーキンググループが概念検討中の観測用 HRE (HE-50) を参考にエンジン諸元を仮定した。推進剤は UVIHRE の燃料後退速度データが文献上に豊富に公開されているポリメタクリル酸メチル樹脂と酸素 [3] を仮定し、燃焼室圧は最大 4.2 [MPa]、最大推力は 50 [kN] とした。エンジンの取れる形状スワール数(インジェクタ形状から算出される理想的旋回強度)は実験データが十分に揃っている 0 から 19.4 の間 [3] とした。

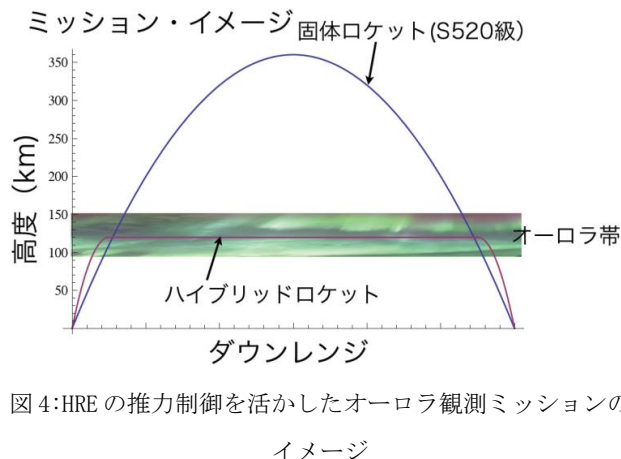


図 4:HRE の推力制御を活かしたオーロラ観測ミッションのイメージ

	仮定した諸元	HE-50諸元(参考)
推力	50 kN	49 kN
燃焼時間		100 sec
推進剤	PMMA/LOX	炭化水素系燃料/LOX
o/f		2
酸素流量		11.11 kg/s
燃料流量		5.56 kg/s
総酸素質量		1111.1 kg
総燃料質量		555.6 kg
燃料比重		900 kg/m <sup>3</sup>
燃料体積		0.6173 m <sup>3</sup>
平均Gox		100 kg/m <sup>2</sup> /s
ポート長	2.500 m	2.612 m
燃料ポート外径	0.6 m	0.587 m
初期ポート直径	0.1500 m	0.1761 m
燃焼室圧	4.2 MPa	4 MPa

表1:HE-50の初期段階の設計パラメータと本発表で用いたエンジン諸元の比較

### 3. ミッションが要求する推力レンジの推定

続いて先の章で想定したミッションが要求する推力レンジの推定を行った。 $\frac{\text{推進剤}m_p}{\text{全備重量}m_0}$ を0.85程度(比

率はM-Vを参考にした[4])に取れば、オーロラ観測時はロケットが初期質量の15%~25%程度と見積もる事ができる。この時機体の高度を維持するには、鉛直方向に1Gの加速度与えればよい。加速度の比と機体質量の比からホバリング時の必要な鉛直方向の推力を計算すると、 $\frac{0.25 \sim 0.15 \times G}{1 \times 3G} = 0.05 \sim 0.08$ 程度である。

進行方向の速度、機体の傾き、地球の丸みを考えず、鉛直にホバリングするとすれば上空では初期推力の5%を出せば良い。本発表における初期検討では、

以上のような要求で推力制御と維持が可能かを検討した。

### 4. 推力制御及び維持可能性の導出

燃料後退速度-酸化剤質量流束グラフ上に、燃料ポート半径毎のある推力での最適 O/F の動作点を記入するには、ノズルスロート面積や開口比等、まだ詳細が決定していない設計パラメータが必要である。本研究では、簡単のため海面上でノズル開口比は海面上で最大の比推力をとるノズル開口比を設定した。その後、最適 O/F-酸化剤流量-燃焼室圧-推力の関係

を調査し、取りうるポート半径毎にプロットしていった。

ノズル開口比は簡単のため、各 O/F、開口比で海面上比推力を化学平衡計算プログラムであるNASA-CEA[5]で計算した後、最大の Isp を取る開口比を選定した。結果は図 5 のようになり、最適解は O/F=1.5, Ae/At=6.5, Isp=268.8[s]となった。

続いて最適 O/F、燃焼室圧、流量、推力の関係を調べた。まず、燃焼室圧変化に対する最適 O/F の変化をプロットすると、図 6 のように 4.2[MPa]では最適 O/F は 1.5 であるが、燃焼室圧を小さくしていくと、2.1[MPa]で最適 O/F は 1.4 にシフトしている。しかし O/F の差による比推力の差は 0.525[MPa]においても 1[s]未満であることから、本研究では簡単のため、動作点の O/F は 1.5 に固定した。続いて燃焼室圧と流量及び推力の関係を調べた。これらの関係は

$$p_1 = \frac{\sqrt{kRT_1}}{k} \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \frac{\dot{m}}{A_1} \quad (1)$$

$A_1$ : ポート面積、 $k$ : 比熱比、 $\dot{m}$ : 流量、 $p_1$ : 燃焼室圧力、 $R$ : 気体定数、 $T_1$ : 燃焼室温度

$$F = A_t p_1 \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left\{ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\}} + (p_2 - p_3) A_2 \quad (2)$$

$A_2$ : ノズル出口面積、 $A_t$ : スロート面積、 $p_2$ : ノズル出口圧力、 $p_3$ : 外気の圧力

の 2 式から導出される[6]。式(1)では燃焼室圧は流量に比例しており、式(2)では推力が燃焼室圧に比例しているため、結局推力、圧力、流量ともにほぼ線形な関係にあると考えられるが、温度、比熱比、圧力比等も変数であるため感度を持っている。従ってそれらの影響を調べる必要がある。ここでもNASA-CEA を用いて流量を変化させた時の圧力及び推力を調べ、図 7 にまとめた。結果、流量に対し燃焼室圧はほぼ線形に変化していることがわかった。これらの関係を元に、燃料ポートの燃料後退が 0, 25, 50, 100%の時、打ち上げ推力の 5, 10, 25, 50, 100%

の時の最適 O/F の作動点を形状スワール数 0, 19.4 の燃料後退速度-酸化剤質量流束曲線上に重ねてプロットした。そのグラフが図 8 であり、流量 0 近辺の部分拡大したグラフが図 9 である。図 8, 9 中の 2 本の燃料後退速度曲線の挟んだ領域内に入っている作動点が旋回強度制御によって実現可能なスロットリング領域である。図 8 を見ると、上昇中においては、ポート径がエンジン点火から 20[mm] 広がっただけで最適 O/F を維持できなくなる。これは全燃料中の 6.4% 程度に過ぎない。最適 O/F の維持をしながら燃焼させる場合は、打上げ時の旋回強度が高すぎるため、ポートのアスペクト比を大きくするか、最大旋回強度を高くする必要がある。また、図 9 の上空でのホバリングに目を向けると、燃焼が進みポート径が拡大しているとき、5% 推力の最適 O/F 作動点は 2 本の燃料後退速度-酸化剤質量流束曲線内に入っている。しかし、ポート径拡大時は酸化剤質量流束が打上げ時の 1% 以下となっており、通常の燃料後退速度-酸化剤質量流束関係式

$$\dot{r} = aG_o^n \quad (3)$$

$a$ : 比例定数、 $G_o$ : 酸化剤質量流束、 $n$ : 定数、 $\dot{r}$ : 燃料後退速度

が当てはまらなくなる領域であることが考えられる。また、そのような低流量、低レイノルズ数において高レイノルズ数と同様な旋回強度を出す事ができるかも問題となってくる。従って、上空でのホバリングの運用においては、低い流量での研究が別途必要になると考えられる。

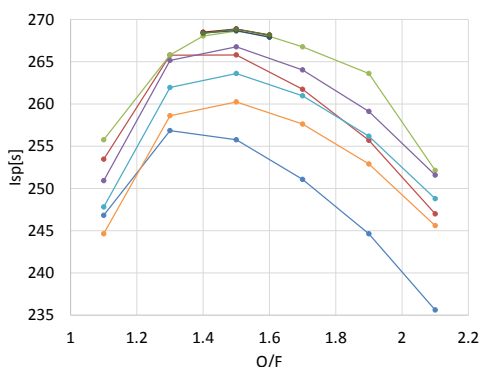


図 5: ノズル開口比毎の海面上比推力と混合比

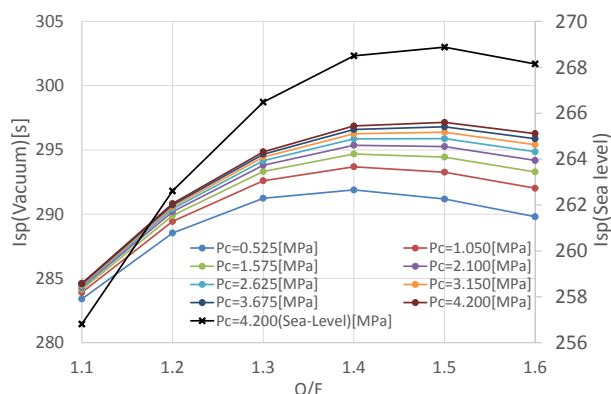


図 6: 燃焼室圧毎の比推力と O/F

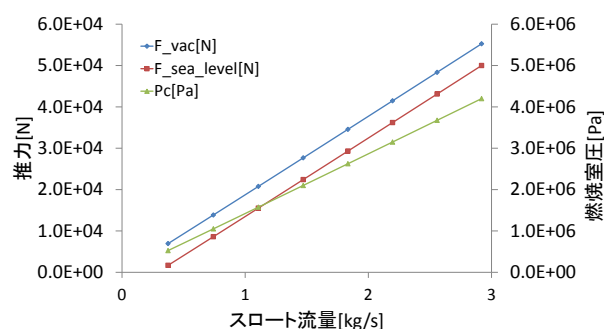


図 7: スロット流量と推力・燃焼室圧の関係

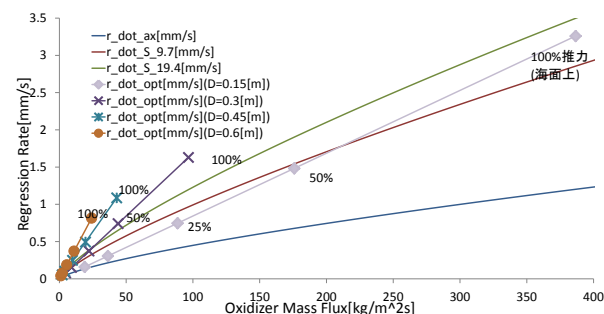


図 8: ポート半径毎の最適 O/F 線と旋回による作動可能領域

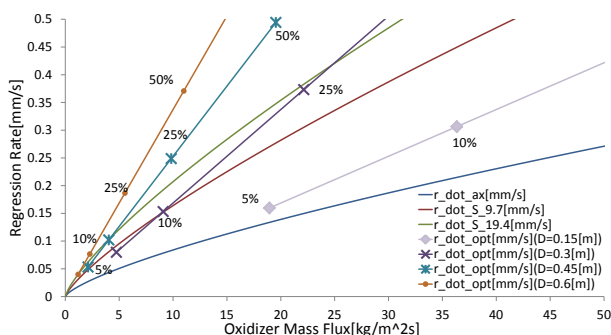


図 9: 図 8 の低酸化剤質量流束領域の拡大図

動可能領域

## 5. 最適 O/F 維持を考慮したグレイン設計変更

最後に、本発表での概念検討手法を元に、グレインの質量はそのままに、旋回強度制御による最適 O/F 維持を考慮したグレインの設計パラメータ変更を行った。変更前後の設計パラメータを表 2 に示す。HE-1 を参考にした場合に大きすぎた打ち上げ時旋回強度を低くするため、グレインのアスペクト比を約 8 と大きくすることで打ち上げ時の旋回強度要求を低下させた。図 10 には設計パラメータ変更後、燃料ポートの燃料後退が 0, 25, 50, 100% の時、打ち上げ推力の 5, 10, 25, 50, 100% での最適 O/F の作動点、及び形状スワール数 0, 19.4 の燃料後退速度曲線を重ねて示した。それによると、最適 O/F を維持した燃焼が  $D=370$  [mm] 程度 (燃料質量の 56%) まで可能となったことがわかる。しかし、ロケットの構造的観点から見ると、エンジンのアスペクト比増加は構造重量の増加を招く。このパラメータ変更では打ち上げ時には旋回流による燃料後退速度の増加を利用していないため、従来型の軸流 HRE と同様 [7] にアスペクト比の大きい設計となった。(文献 [7] はマルチポートの設計であるが、中心部のポート外径とグレイン長さを測って計算するとアスペクト比は約 8 となる) 従って、構造重量の観点からは、最適 O/F を考慮する場合、WAX 等の高燃料後退速度燃料の開発・採用、高旋回強度インジェクタの開発が依然として望まれると言える。

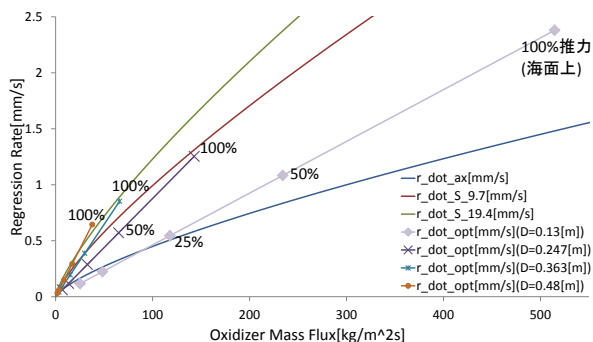


図 10: 設計パラメータ変更後の最適 O/F 線と旋回による作

	設計変更前	設計変更後
ポート内径[m]	0.15	0.13
ポート外径[m]	0.60	0.48
ポート長[m]	2.50	3.95
体積[m <sup>3</sup> ]	0.66	0.66

表 2: 燃料グレイン設計パラメータ変更前後の比較

## 6. まとめと今後の展望

本発表では、UVIHRE の旋回強度制御による最適 O/F を維持して推力制御を実現する HRE を提示した。続いて UVIHRE の実験データを用いて、旋回の制御によってどこまで最適 O/F の維持及び推力制御が可能かを検討した。

オーロラ観測ミッションを想定したとき、HRE-1 に近いエンジン形状で PMMA と酸素を推進剤として用いた場合、初期ポート形状から 20 [mm] 燃料後退が進んだ場合には最適 O/F を維持できなくなることがわかった。これを踏まえて最適 O/F 維持を考慮した場合、打ち上げ時から燃料は 56% 燃料を消費するまで最適 O/F を維持できることがわかったが、燃料グレインのアスペクト比は 8 と従来の軸流型 HRE と同様に構造係数増加に繋がり得る高い値を取ることがわかった。上空でのホバリングに関しては、ロケットが鉛直にホバリングできる 5% 打ち上げ推力を目標とすると、燃料ポートが後退した場合は酸化剤質量流束が打ち上げ時の 1% 以下という低い値でなければならない、通常の作動領域での燃料後退速度-酸化剤質量流束式が当てはまらない可能性があることがわかった。

今後の研究では、今回の評価手法をより広い設計変数に対し適用できるよう拡張し、HRE において酸化剤流の旋回強度を制御して最適 O/F を維持する手法が従来型 HRE よりも高い打ち上げ性能を持つ事を示す。具体的には、高度 150km に到達する観測ロケットを打ち上げることを想定し、燃料の化学組成、エンタルピー、密度、燃料後退速度、固体燃料ウェブの寸法、燃焼室圧等を設計パラメータに取って遺伝アルゴリズム等の最適解探索手法で旋回強度制御を想定した設計解群と想定しなかった設計解群を導く。



評価値は全備重量及びロケットの製造コストとし、1990.  
評価値の優れた解を最適解群とする。製造コストは酸化剤供給系と全備重量から算出することを計画している。この最適解探索によって、2方式のエンジンの最適解群と評価値から、最適混合比制御が混合比制御を行わない場合と比較し、旋回強度制御可能なUVIHREの理想的な固体燃料特性や機体の設計解群をも提示することを考えている。

## 7. 参考文献

- [1] Dornheim, M. A., "SpaceShipOne Won", Aviation Week and Space Technology, Vol. 161, No. 14, 2004, pp. 34-36.
- [2] Krevor, Z., Howard, R., Mosher, T., and Scott, K., "Dream Chaser Commercial Crewed Spacecraft Overview", 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2011-2245, 2011.
- [3] Yuasa, S., Yamamoto, K., Hachiya, H., Kitagawa, K., and Oowada, Y., "Development of A Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxidizer-Type Engine," 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2001-3537, 2001.
- [4] 高野雅弘, 嶋田徹, 堀恵一, 徳留真一郎, 羽生宏人, "M-V 型ロケットの推進性能", 宇宙科学研究所報告, 特集第 47 号別刷, 2003.
- [5] Zehe J. M., "Chemical Equilibrium with Applications", <http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/ceaHome.htm>, 3rd March, 2010.
- [6] Sutton P. G. and Biblarz, O., "Rocket Propulsion Elements seventh edition", John Wiley & Sons, Inc., New York, 2001.
- [7] Kniffen, R. J., McKinney, B., and Estey, P., "Hybrid Rocket Development at the American Rocket Company", 26th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 90-2762,