

非燃焼型ロケットによる Cansat 打ち上げ手段の検討

○的場涼, 渡邊力夫(東京都市大学), 中田大将, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工業大)

Key word : non-combustion rocket engine, Cansat, environment, safety

1. はじめに

近年, 国内外で各団体による能代宇宙イベントなどにより積極的に小型衛星の制作, ロケットの打ち上げが行われている. このことにより, 多くの人々が人工衛星, ロケットと触れ合うことが可能になり, 宇宙開発の更なる教育, 発展が考えられる. その中で, Cansat 競技は小型模擬人工衛星模型の設計・製作・運用を学生自身が行うことで衛星開発に必要な知識と技術を獲得することができるもので, 年々その参加者は増加している[1].

しかしその一方で, Cansat の放出にはアドバルーン, モデルロケット, ハイブリッドロケット, が用いられているが, 安全性, コスト, 環境依存性などの問題が存在する. また, 燃焼型ロケットによる, 爆発, 火災などの事象が生じたことから各団体で安全基準が設けられ[2], より一層ロケットの安全性に対しての関心は高まっている. そこで, 安全かつ容易に Cansat を打ち上げる手段として非燃焼型ロケットの導入を提案する. 本稿では, 国内における能代宇宙イベントでの Cansat 打ち上げを想定した非燃焼型ロケットをハイブリッドロケット, アドバルーンの代替/併用手段とし提案する.

2. 現在行われている Cansat 競技

現在行われている Cansat 競技の中で代表的なものは能代宇宙イベントである[1]. 能代宇宙イベントとは毎年 8 月に秋田県能代市で開催される日本最大規模の学生/社会人による CANSAT とロケット打ち上げのアマチュア大会イベントである. このイベントは 2005 年から行われており, 日本の宇宙教育を目的とし全国各地から参加者が集結するイベントである. このイベントでは大型モデルロケット, ハイブリッドロケット, 水ロケットの打ち上げ, 小型模擬人工衛星模型 Cansat カムバックコンペディション等が行われる.

その中で Cansat カムバックコンペディションとはアドバルーンに搭載した 350[ml]缶サイズの

小型人工衛星やローバーを高度 150-200[m]で放出, パラシュートや翼により目標点に自律的に落下させ, 着陸地点と目標地点の距離で評価するチーム対抗戦である. 能代宇宙イベントではこの他にハイブリッドロケット打ち上げ実験という種目が行われており, 第 6 回大会からは「缶ロケコラボ」と称して Cansat を搭載し, 放出する試みも行われている. この種目では許容高度上限は 450[m]となっている. 第 6 回大会における参加チームは 6 チームであったが, そのうち 5 チームが HyperTEK のハイブリッドロケット(I 型)を使用しており, 大学サークルでのハイブリッドロケットとしては HyperTEK が最もポピュラーな存在であることが伺える.

また, この能代宇宙イベントの他に開催されているイベントとして, Cansat の世界大会である ARLISS (A Rocket Launch for International Student Satellites), 種子島ロケットコンテスト, 缶サット甲子園等がある. ARLISS は Stanford 大学によって 1998 年に提唱され, 今年で第 14 回となる CANSAT の世界大会である[3]. 参加国は米・日・韓だが, 現在はほとんどが日本からの出場チームで占められている. Cansat の放出にはアマチュアロケット団体の AeroPac が AeroTech 社のモデルロケット M1419[4]で, 高度 4000[m]まで打ち上げ, 放出を行う. しかしこのモデルロケットは日本では打ち上げることができない. また, 実売価格は 1 本\$409 (\$1=¥80 で¥33,000) で, 同型のハイブリッドグレーンと比べると価格は若干高い (HyperTEK M1010 が\$180=¥14,400 で必要な N2O が 3[kg]=¥12,000). さらに, 保管・運搬には特別の配慮を要するために, この点を考えるとハイブリッドロケットのほうが扱いやすい.

種子島ロケットコンテストは, JAXA が主催で種子島宇宙センターにて 3 月に行われている[5]. モデルロケット高度競技と Cansat カムバック競技(放出高度 100[m])があり, いずれも G 型モデル(固体)ロケットを使用する. Cansat 競技では G80-4T を使用することになっている. これは 3

級ライセンスで打ち上げられる最大の定格である。価格は1本 \$22である。

高校生向けに行われる缶サット甲子園[6]では基本的にアドバルーンによって Cansat の放出が行われる。2010 年に行われた大会では H 型のモデルロケット (H220) が使用され 300[m]からの放出が行われたが、延時薬が正常に作動せず参加した 10 チーム中 4 機の Cansat がロケット側の失敗で墜落というアクシデントが発生した[6]。このことも踏まえて現在では確実なアドバルーン放出が主流になっているのではないかと考えられる。但し北海道大会のみハイブリッドロケット CAMUI-90P が用いられている。以上、Cansat の大会、Cansat 放出高度、打ち上げ手段を表 1 に示す。

表 1 Cansat 競技の概要

大会名	放出高度[m]	打ち上げ手段
能代宇宙イベント	150-200	アドバルーン
ARLISS	4000	一部ハイブリッドロケットI型
種子島ロケットコンテスト	100	モデルロケット M1419
缶サット甲子園	300(2010)	モデルロケット G80
		H型モデルロケット(2010)
		アドバルーン(2012)
		北海道大会のみCAMUI-90P

次に表 2 に各打ち上げシステム比較を示す。

表 2 各打ち上げシステム比較

	長所	短所
固体モデルロケット (~G型)	・コスト安い(2000円) ・運用が楽 ・延時薬による放出	・安全性 ・要ライセンス (モデルロケット協会)
ハイブリッドロケット (I型~)	・安全性高い ・高圧ガスライセンス不要 (HyperTEKの場合)	・推力の精度が悪い ・コストは安くない (N2O 7kg 25000円)
アドバルーン	・安全性極めて高い ・コスト安い (Heボンベ1本25000円)	・風に弱い ・Heの供給が不安定
非燃焼型ロケット	・非燃焼で安全性高い ・コスト安い(1500円)	・Ispが低い性能に限り

以上より、G 型のモデルロケットでは運用性、コストの面では長けているが、運搬・保管時に爆発・火災の危険性が考えられる。またハイブリッドロケットはモデルロケットと同様に運搬・保管時に爆発・火災の危険性が考えられ、1 回の打ち上げのランニングコストが高い。また、2010 年の種子島ロケットコンテストでの失敗により、Cansat 放出の信頼性の問題が考えられる。アドバルーンは風の影響を受けやすく、1 回の打ち上げの運用時間がかかること(1 回の Cansat 放出に約 30 分程度)、近年のヘリウムの生産プラントの稼働率低下、トラブルにより入手が困難になっている。以上を踏まえ、問題点を解消すべく、非燃焼型ロケットである、水/液体窒素ロケットの導入を提案する。

3. 研究目的

非燃焼型ロケットである水/液体窒素ロケットは比推力が 40[sec]程度とモデルロケット(M1419 は 194[sec])[4]等と比べ低いことから高度数キロへの打ち上げは難しく、また、表 1 より、100[m]程度の打ち上げでは G 型のモデルロケットがコスト面で優れる。よって打ち上げ高度を能代宇宙イベントの Cansat 打ち上げを対象とした 150-200[m]程度とする。このことから、本研究の目的を、高度 150-200[m]程度でペイロード 1.05[kg]を放出する非燃焼型ロケットである、水/液体窒素ロケット導入を提案することとする。

4. 水/液体窒素ロケットエンジン

4.1 水/液体窒素ロケットエンジン概要

本研究室で研究されている水/液体窒素ロケットエンジンシステム (Water Liquid Nitrogen Rocket, WNE ロケット) は液体窒素(77[K])と高温水(373~523[K])とを混合室内で混合させた際に生じる窒素の気化膨張圧を推力源とする非燃焼型ロケットエンジンである。本ロケットエンジンは燃焼過程を伴わないため、爆発や火災の危険性が燃焼型ロケットに比べて低いロケットである。また、数百[m]程度の打ち上げでは 1,500 円程度 (主に液体窒素の) の費用で済み、コスト面でも優れている上に、水と窒素しか排出しないため、環境適応性に優れている。さらに、エンジン内がエンジン構造材料に損傷を与えるほどの高温状態にならず、機体の損傷が無ければエンジンを含めた全打ち上げシステムの完全再利用が可能なため CANSAT などへの利用が期待されている。欠点としては、固体モデルロケットなどと比べ、バルブや配管が多く存在するため初期費用が高いことが挙げられる。

図 1 に水/液体窒素ロケットエンジンの推力発生原理を示す。高温水と液体窒素を混合室に送り込み、両推進剤を衝突・混合させ、水の熱交換によって液体窒素を気化膨張させる。気化膨張によって増大した圧力をラバールノズルによって運動エネルギーに変換する。このとき窒素ガスと水粒子の混合物は高速でロケット外に排出され、推進力を得る。

性能解析に関しては圧力生成機構 (特性排気速度) と推力発生機構 (推力係数) に分けて行われている。圧力の生成に関しては、スプレイノズルによって微粒化した水と液体窒素を正面向向で衝突・混合させ液体窒素を瞬間的に気化させることにより高効率で圧力が発生することが実験により確認されているが[7]、詳細な圧力生成モデル

に関しては流れ場が複雑なことから未検討である．推力発生機構としては作動流体が気体と微粒化した水滴の混相流となるため，混相流モデルを構築し，推力特性を精度良く表現することができている[8]．以下にその詳細を述べる．

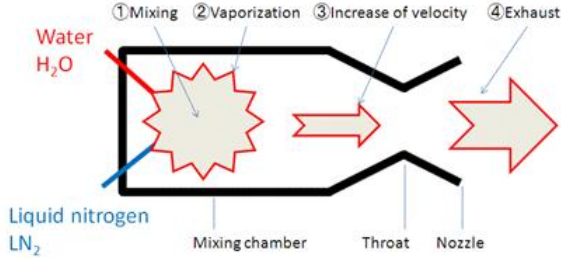


図1 水/液体窒素ロケットエンジンの推力発生原理

4.2 水/液体窒素ロケットエンジン

水/液体窒素ロケットエンジンの推力特性モデル式である気液二相流モデルについて示す[8][9]．燃焼型ロケットエンジンの性能解析に適用される気液二相流モデルは，ロケットの燃焼室およびノズル内の流動に対して以下の条件が仮定されている．

1. 作動流体は完全気体とする
2. 流れは等エントロピー(断熱不可逆)である
3. エンジン断面内で準一次元流とする
4. 粒子の占める容積はガス容積に比べて無視できるほど小さく，粒子を加速するために必要なエネルギーは無視することができる

供給した窒素の全推進剤質量流量に対する割合をクオリティ $x[-]$ として(1)で定義する． \dot{m} は質量流量[kg/s]を表す．添え字 G は気体(窒素)，L は液体(水)のパラメータを表す．

$$x = \frac{\dot{m}_G}{\dot{m}} = \frac{\dot{m}_G}{\dot{m}_G + \dot{m}_L} \quad (1)$$

水/液体窒素ロケットエンジンにおける混合室圧力は推進剤全質量流量ではなく，気化膨張する窒素の質量流量が重要になる．混合室圧力を求める式を(2)に示す．比熱比は気体の比熱比を用いる． R は気体定数[J/kg・K]， κ は比熱比[-]， T は温度[K]を表す． A は断面積[m²]， P は圧力[Pa]を表す．添え字 e はノズル出口部，c は混合室出口部，a は大気のパラメータを表す．

$$P_c = \frac{\dot{m}_G \sqrt{R_G T_c}}{A_c \sqrt{\kappa_G \left(\frac{2}{\kappa_G + 1} \right)^{\frac{\kappa_G + 1}{\kappa_G - 1}}}} \quad (2)$$

(2)より特性排気速度 C^* [m/s]を(3)のように表す．特性排気速度は水/液体窒素ロケットエンジンの場合，推進剤の混合の完了度を示し， C^* にたいする実験値との比を C^* 効率という．

$$C^* = \frac{P_c A_c}{\dot{m}} = \frac{x \sqrt{\kappa_G R_G T_c}}{\kappa_G \sqrt{\left(\frac{2}{\kappa_G + 1} \right)^{\frac{\kappa_G + 1}{\kappa_G - 1}}}} \quad (3)$$

また，推力の式において質量流量と排気速度を気体と液体の項に分ける．まず，推力の基本式を(4)に示す．

$$F = \dot{m} u_e + (P_e - P_a) A_e = \dot{m} C \quad (4)$$

(4)における全質量流量と排気速度の積を気体の質量流量と気体の排気速度の積ならびに液体の質量流量と液体の排気速度の積に分離して考える．分離後，(1)を用いて気体項，液体項の質量流量を全質量流量として表現する．全質量流量で気体ならびに液体の排気速度をまとめた式を(5)に示す．

$$F = \dot{m} (u_{eL} + x(u_{eG} - u_{eL})) + (P_e - P_a) A_e \quad (5)$$

よって，推力は全質量流量と有効排気速度の積なので有効排気速度 C ，比推力 I_{sp} [s]を次のように表すことができる．

$$C = u_{eL} + x(u_{eG} - u_{eL}) + \frac{(P_e - P_a) A_e}{\dot{m}} \quad (6)$$

$$I_{SP} = \frac{C}{g_0} = \frac{u_{eL} + x(u_{eG} - u_{eL})}{g_0} + \frac{(P_e - P_a) A_e}{\dot{m} g_0} \quad (7)$$

ここで，液体の排気速度は気体の排気速度を独立変数とする関数と考えるため，スリップ比 $S[-]$ (気体と液体(固体)の速度比)を導入して気液二相流モデルにおけるロケットエンジンの理論性能式を記述する．スリップ比の求め方は多々存在するが，本研究では気液間の速度比を気液間の密度比のみの関数で表現する Winterton の近似式を用いる[10]．Winterton の近似式を(8)ならびに図2に示す．

$$S = \frac{u_G}{u_L} = 0.93 \left(\frac{\rho_L}{\rho_G} \right)^{0.11} + 0.07 \left(\frac{\rho_L}{\rho_G} \right)^{0.561} \quad (8)$$

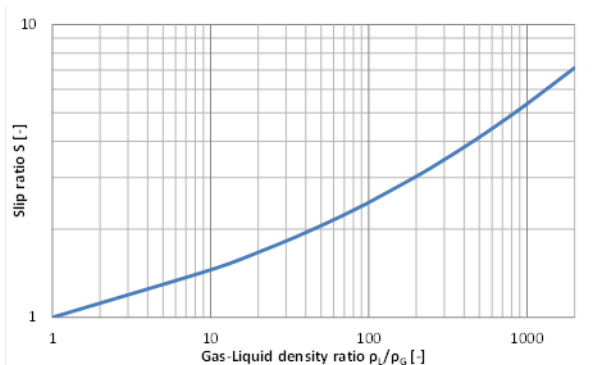


図2 スリップ比と密度比の関係

(8)を(6)に代入する. スリップ比による気液二相流モデルの有効排気速度を(9)に示す.

$$C = u_{eG} \left(1 - (1-x) \left(1 - \frac{1}{S_e} \right) \right) + \frac{(P_e - P_a)A_e}{\dot{m}} \quad (9)$$

(9)を(5)に代入する. スリップ比による気液二相流モデルの推力を(10)に示す.

$$F = \dot{m} u_{eG} \left(1 - (1-x) \left(1 - \frac{1}{S_e} \right) \right) + (P_e - P_a)A_e \quad (10)$$

(9), (10)に示したスリップ比による気液二相流モデルの理論性能式は気体の流速を変数として液体の流速は構成式によって与えるモデルである. 水粒子は窒素ガスの流動によって動くため液体排気速度は気体排気速度の関数として表現している.

次に気液二相流モデル式を用いて算出した水/液体窒素ロケットエンジンの性能曲線を示す. 表3に使用した物性値を示す. 図3に特性排気速度 C^* [m/s]とクオリティ x [-]の関係図を示す. クオリティとは液体窒素と水の質量流量比であり, クオリティが大きくなるほど液体窒素の割合が増加する. また, 図4に比推力 I_{sp} [s]と混合室圧力 P_c [MPa.abs]の関係図を示す. 図5に推力 F [N]と混合室圧力 P_c [MPa.abs]の関係図を示す.

表3 使用した物性値

	水	窒素
温度[K]	373.15	77.4
密度(気)[kg/m ³]		1.13
密度(液)[kg/m ³]	958	809
定圧比熱[J/kgK]	4125	2041
定容比熱[J/kgK]		743
ガス定数[J/kgK]	461.7	296.8
比熱比[-]	1.4	
大気圧[MPa]	0.1013	
スロート径[mm]	21.8	
スロート面積[mm ²]	373	
ノズル出口[mm]	33.0	
ノズル出口面積[mm ²]	855	

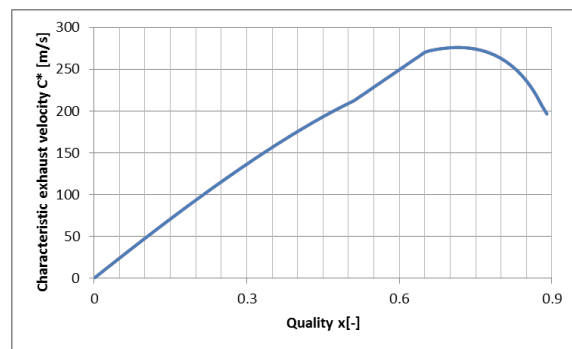


図3 特性排気速度 C^* とクオリティ x の関係図

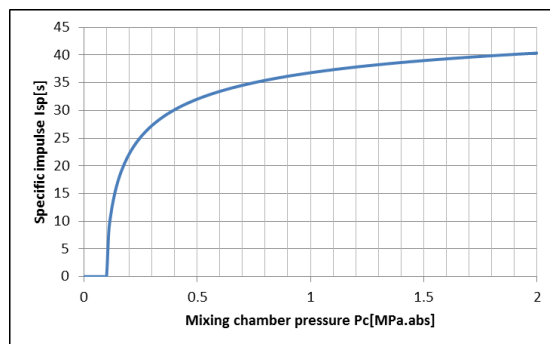


図4 比推力 I_{sp} と混合室圧力 P_c の関係図

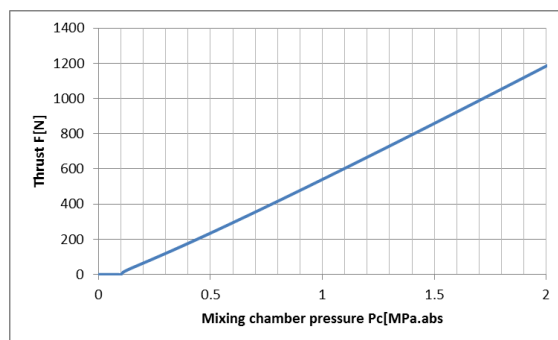


図5 推力 F と混合室圧力 P_c の関係図

図3よりクオリティが増加することにより特性排気速度増加することがわかる. 最大値はクオリティが0.74付近であり, エンジンの最大性能を出すにはクオリティをこの付近の値にする. また, クオリティが0.74以上増加すると混合室内は凍結してしまう. 図4, 5はクオリティが0.6での性能曲線である. 図4より比推力は混合室圧力が1.0[MPa.abs]以降の飛躍的向上は見込めないことがわかる. また混合室圧力1.0[MPa.abs]での比推力は37[s]である. 比推力が低いことから数キロへの打ち上げは難しいと考えられる. 図5より混合室圧力1.0[MPa.abs]での推力は540[N]であることがわかる.

以上より, 上記の水/液体窒素ロケットエンジンの推力特性モデルである気液二相流モデルは, 燃焼型ロケットエンジンの性能解析に用いられる

簡易混相流モデルにスリップ比を導入し水粒子の運動を表現することで、実験値を高く表現することが可能となった。図 6, 7 にクオリティ $x=0.50$ の場合の混合室圧力と推力、比推力の関係図を示す。ここでは、簡易混相流モデルと気液二相流モデルによるスラストスタンドによる水/液体窒素ロケットエンジン噴射試験の実験値の比較である。赤の破線が簡易混相流モデル、青の実線が気液二相流モデルによる性能曲線、緑のプロットが実験値である。

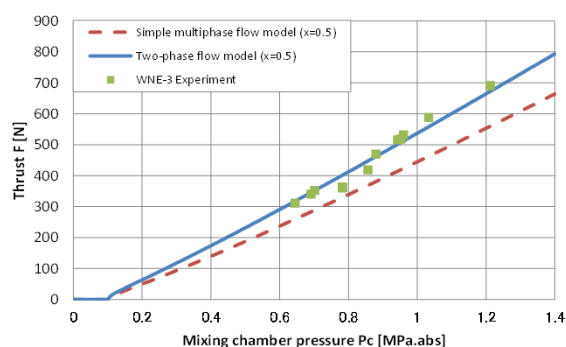


図 6 混合室圧力 P_c と推力 F の関係図

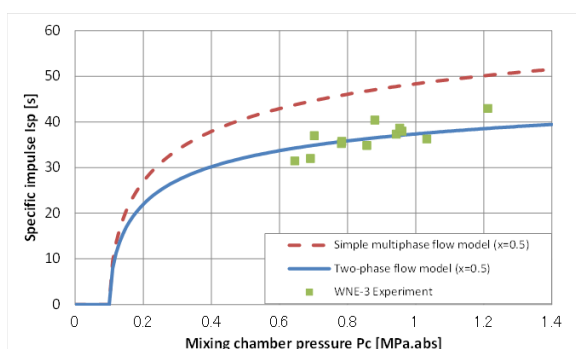


図 7 混合室圧力 P_c と比推力 I_{sp} の関係図

図 6, 7 より簡易混相流モデルより気液二相流モデルの方が実験値とより一致していることがわかる。実験値が簡易混相流モデルと一致しなかった理由として、簡易混相流モデルでは主に気体のみの流動を仮定しているが、本ロケットエンジンのノズル内では液体を多く含みながら流動しているため、特性排気速度が低下し簡易混相流モデルは実験値より高く理論値が表現された。スリップ比の導入により、水粒子による特性排気速度の低減が表現できたため、比推力も適切に表現されたと考えられる。

5. その他推進剤の検討

ここで非燃焼型ロケットエンジンの性能向上を目指すために、水/液体窒素以外の非燃焼型ロケットの推進剤の組み合わせの検討を行う。検討を

行う推進剤の組み合わせを表 4 に示す。

表 4 推進剤の検討を行う組み合わせ

	COLD側	HOT側
ケース1	液体窒素(77K)	常圧 水(372K)
ケース2	液体窒素(77K)	加圧 水(523K,4MPa)
ケース3	液体窒素(77K)	天ぷら油(571K)

比較検討を行うに当たってケース 1 は今まで本研究室で利用されてきた推進剤の組み合わせである。ケース 2 では水を加圧し高温水 (4MPa) とすることで初期温度が高くなり性能が向上することが見込まれる。ケース 3 では油を高温側の進剤として用いることで、常圧で初期温度を高く取れ、比推力の増加することが考えられる。

検討方法は、COLD 側推進剤の量を 2[kg]に固定し、気液二相流モデルを用いて平衡温度が 273[K]程度となるように HOT 側推進剤を決める。比較パラメータは比推力とする。解析の結果を表 5 に示す。

表 5 各推進剤による解析結果

	ケース1 LN2=水	ケース2 LN2=加圧水	ケース3 LN2=油
COLD側質量, kg	2.0	2.0	2.0
HOT側質量, kg	1.8	0.7	1.25
推力F, N	413	413	413
比推力 I_{sp} , s	28	39	32
ケース1に対する比推力増分	±0	+39%	+14%

解析の結果、ケース 2 では初期温度が高いため比推力がケース 1 と比べ 39[%]向上した。しかし、加圧高温水を利用するには高圧タンクが必要となるため、ロケットの規模が大きければ用いるメリットがあるが、小型の場合には構造係数の増大と運用性の悪化を招く恐れが高いと考えられる。

ケース 3 では、常圧で初期温度は高くとれるが、比熱が低いため飛躍的な性能向上は見込めないことが分かった。また、排気に油が混在することから、周囲の環境への影響を考えると実用的とはいえない。以上より、ケース 1 の COLD 側に液体窒素、HOT 側に常圧の水(373[K])の推進剤の組み合わせが最も適しているといえる。しかし、これらはまだ初期検討段階であり、より詳細な検討の末、最適な推進剤の組み合わせを考える必要がある。

6. 水/液体窒素ロケットの設計

次に Cansat 打ち上げの代替/併用手段として、水/液体窒素ロケットの導入を提案するにあたって水/液体窒素ロケットの設計を行う。ロケットに使用する水/液体窒素ロケットエンジンは本研究

室が製作した WNE-3 を使用する．図 8 に水/液体窒素ロケットエンジン WNE-3 の外形図を示す．また，WNE-3 のエンジン性能は表 3 の値をもとに (1)-(10)式を用いて状態量を求める．

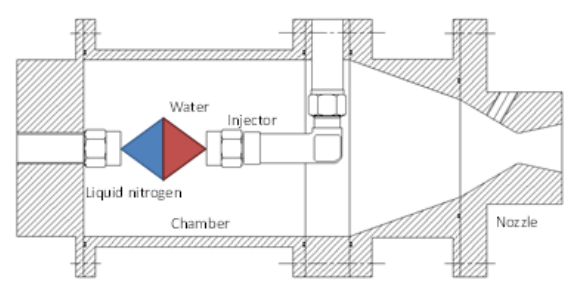


図 8 WNE-3 の外形図

また，水/液体窒素ロケットエンジンではインジェクタを完全対向型にすること，混合室内へのバッフル板の挿入などによる性能の向上する．

次に図 9 に水/液体窒素ロケットの配管系統図を図 9 に示す．水/液体窒素ロケットでは高圧ガスを用いることから，インレット，リリーフ弁など多数のバルブが必要となるため，重量増・コスト増とならないよう，小型で適切なものを選定する必要がある．

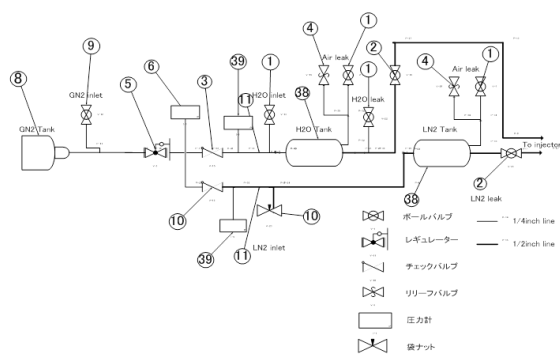


図 9 配管系統図

次に大きな質量源と考えられる，推進剤タンクの設計を行う．水/液体窒素ロケットエンジンの推進剤タンクは，特定設備検査規則第 3 条第 1 項第 3 号より，設計圧力[MPa]と内容積[m³]の積(PV 値)が 0.004 以下の値を満たさなければならない．このことより，設計圧力 $Pr=1.5$ [MPa]とするとタンクの最大容積 V_{max} は

$$V_{max} = \frac{0.004}{Pr} = \frac{0.004}{1.5} = 0.00267[m^3]$$

となり，この値以下を満たさなければならない．各推進剤の必要量を算出し，最大容積を満たすタンク質量とサイズを算出する．推進剤質量は

3.60[kg]，クオリティが 0.60[-]である．よって水/液体窒素の必要容積を表 6 に示す．

表 6 水/液体窒素の必要容積

クオリティ	0.60
推進剤質量	3.60
水質量	1.44
水体積	0.00150
液体窒素質量	2.16
液体窒素体積	0.00267

よって水/液体窒素の推進剤タンクの諸元と PV 値は表 7 となる．

表 7 PV 値計算の結果

	直径[m]	長さ[m]	容積[m ³]	PV 値
水タンク	0.110	0.16	0.00152	0.00228
窒素タンク	0.110	0.28	0.00267	0.00399

表 7 より，どちらのタンクも PV 値が 0.004 以下となり，特定設備検査規則第 3 条第 1 項第 3 号をみたす．

その他必要な構成部材をそれぞれ 2011 年に本研究室で設計した水/液体窒素ロケット[11]をもとに見積もった．その質量配分表とロケットの構成図を表 8 に示す．

表 8 質量配分表

	質量[kg]	割合
機体構造材	4.00	21.8%
タンク	4.01	21.8%
配管系	4.50	24.5%
エンジン	1.20	6.5%
ペイロード	1.05	5.7%
推進剤[kg]	3.60	19.6%
全備質量[kg]	18.36	

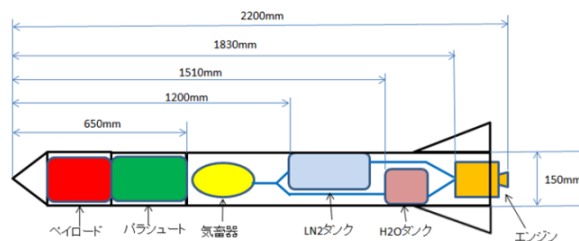


図 10 水/液体窒素ロケットの構成図

次に Cansat を搭載した際の水/液体窒素ロケットの飛行経路を解析する．計算に使用した式を示す．加速度 a [m/s²]，速度 v [m/s]，高度 h [m]，質量を $M(t)$ ，空気密度 ρ_{air} [kg/m³]，抵抗係数を C_D [-]とす

る.

$$a(t) = \frac{F}{M(t)} - \frac{1}{2M(t)} \rho_{air} C_D S v^2 - g \cos \theta \quad (11)$$

$$v(t) = v(t-1) + a(t)t \quad (12)$$

$$h(t) = h(t-1) + v(t)t + \frac{1}{2} a(t)t^2 \quad (13)$$

以上の条件より飛行経路を解析した. ロケットの機体直径 $d[\text{mm}]$ を変数とし, 到達高度は 200[m] 程度になるよう性能解析を行った. 結果を表 9, 図 11 に示す.

表 5 各機体直径における結果

機体直径[m]	0.10	0.15	0.20	0.25
投影面積[m ²]	0.0079	0.0177	0.0314	0.0491
最大加速度 $a_{\max}[\text{m/s}^2]$	32.7	32.2	31.6	30.8
最高速度 $v_{\max}[\text{m/s}]$	55.2	54.9	54.6	54.1
最大高度到達高度 $h[\text{m}]$	208	203	197	189
最大加速度 $a_{\max}[\text{G}]$	3.33	3.28	3.22	3.14
最高速度 $v_{\max}[\text{km/h}]$	199	198	196	195

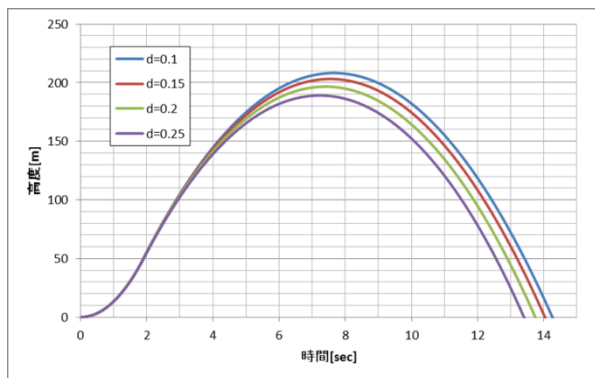


図 7 各機体直径による高度

図 7 より, 機体直径を 100[mm]~250[mm]に変化させた場合, 到達可能高度に大きな違いはみられなかった. その理由として, 最高速度が 50[m/s]程度なので空気抵抗による損失は小さく, 機体直径に対する感度は低いためであると考えられる. よって, 能代宇宙イベントにおける Cansat の規定直径が 145[mm]なので, 機体直径は 150-200[mm]程度とするのが妥当であると考えられる.

7. Cansat 競技における非燃焼型ロケット導入

Cansat 競技における打ち上げ方法において, 能代宇宙イベントでは安全性の観点からアドバルーンを用いた Cansat の放出が行われているが, 運用性(打ち上げ時間, 周囲の環境による影響), ヘリウム調達の観点から, 新たな放出方法を検討する必要があると考えられる. また, 固体モデルロケットは運搬, 保管時, 打ち上げによる爆発, 火

災の危険性があり, 今後中高生などが使用する場合の安全性が問われる. これらから, Cansat 競技においてランニングコスト, 再利用性で優れる非燃焼型ロケットである水/液体窒素ロケットは非常に利用価値が高いといえる. また水/液体窒素ロケットエンジンは推進剤をインジェクタで微粒化させ混合するため, 熱力学, 流体力学など多くの研究要素があり, 二液式ロケットのエッセンスを感じることが出来るため教育用ロケットとして多くの可能性が存在するといえる.

8. 結論

本稿では Cansat 競技における Cansat の放出方法において, 非燃焼型ロケットの導入をロケットエンジンの性能解析を行い提案した. 主な結論は以下のとおりである.

- イ) Cansat 放出の代替/併用手段として水/液体窒素ロケットはコスト・安全性・運用性の面で優れている.
- ロ) 常圧沸騰水を用い, 手軽に 200[m]程度の高度までの打ち上げを実現できる.
- ハ) インジェクタの改良による C* 効率の向上や, 二相流モデルによる的確な推力予測など, 二液式ロケットのエッセンスを感じることが出来るため, 教育用に優れたロケットである.
- ニ) 非燃焼型ロケットの性能解析はまだ不十分であり, 今後更なる検討を行い具体的な代替/併用案を示す必要がある.

参考文献

- [1] 2011 能代宇宙イベント HP
http://www.noshiro-space-event.org/about_sub02.html
(参照日 2012/11/27)
- [2] 東海大学ロケット開発メンバ, 他. 能代宇宙イベント 2009 ハイブリッドロケット打ち上げに関する安全基準. 2009.
- [3] ARLISS HP
<http://www.arliss.org/> (参照日 2012/11/27)
- [4] AeroTech M1419 Motor Specification
<http://www.thrustcurve.org/motorsearch.jsp> (参照日 2012/11/27)
- [5] 種子島ロケットコンテスト HP
<http://tane-con.aero.kyushu-u.ac.jp/wiki.cgi?page=%B6%A5%B5%BB> (参照日 2012/11/27)
- [6] 缶サット甲子園レギュレーション
http://www.space-koshien.com/cansat/data/cansat2012_regulation.pdf (参照日 2012/11/27)
- [7] 三上諒. 水/液体窒素ロケットエンジンの実機用モデル設計に関する研究. 東京都市大学. 2010.
- [8] 鈴木秀亨. 水/液体窒素ロケットエンジンにお

- ける推力特性モデルの構築. 東京都市大学. 2011.
- [9]George P. Sutton. Rocket Propulsion Elements (Seventh Edition). Wiley-Interscience. 2000. pp.88.
- [10]R. H. S. Winterton. Thermal design of nuclear reactors. Pergamon Press. 1981. pp.73. .
- [11]渡邊豪. 走行軌道装置を用いた水/液体窒素ロケットの稼働試験. 東京都市大学. 2012.