積極的 COTS を導入した超小型推進系の開発と S-310-36 号機による宇宙実証^{*1}

Development of Propulsion System for Microsatellite Based on Effective COTS, and Its Demonstration in S-310-36 Sounding Rocket Experiment

佐 原 宏 典^{*2}・中須賀 真 一^{*2}

Hironori SAHARA and Shinichi NAKASUKA

Key Words: Propulsion, Cold Gasjet, COTS, S-310-36, Micro/Nano/Picosatellite

Abstract: The University of Tokyo, Kobe University and Vienna University of Technology conducted a set of experiments including large membrane “Furoshiki Satellite” extension and active phased array antenna operation in January 2006, by using ISAS/JAXA sounding rocket S-310-36, one of their purposes was to demonstrate a cold gasjet propulsion system for microsatellites which makes use of effective COTS. A series of verification tests concerning the propulsion were conducted on ground before the launch, and it resulted in confirmation of 70 seconds of specific impulse at 250 mN of thrust with little leakage for 4 months and good resistance to vibration and shock environment of the launcher. Although specific impulse of the propulsion in orbit was not determined, the propulsion system worked very well and we acquired pressure history of its tank, and established the basis of moderate-priced propulsion system for microsatellites and are ready to salute the coming era of microsatellites equipped with propulsion.

記 号 の 説 明

P_a : 雰囲気気圧
 P_c : スラスタチェンバ圧
 P_e : ノズル出口圧
 a : DAU 加速度
 M : DAU 質量
 v : DAU 速度
 A_t : ノズルスロット面積
 D_t : ノズルスロット径
 ε : ノズル開口比
 T_c : スラスタチェンバ温度
 C_F : 推力係数
 η_n : ノズル効率
 c^* : 特性排気速度
 κ : 比熱比
 Δm : 推進剤質量流量
 F : 推力
 I_{SP} : 比推力
 ΔV : 速度増分
 δ : Duty 比
 T : 噴射時間

1. は じ め に

昨今では世界の各機関・大学において超小型衛星の開発が盛んである¹⁻⁴⁾。それらは質量 1 kg の CubeSat クラスから大きいものは 100 kg 程度までの衛星であり、各種観測や実験が行われ、また、計画されている。著者ら（東京大学中須賀研究室）は 2003 年 6 月に世界初の CubeSat である XI-IV を打ち上げたことに始まり、現在 2 機の CubeSat の運用を継続すると同時に次世代の本格的ミッションを遂行可能な超小型衛星の開発を行っている⁵⁾。しかしながら現在までに、それらの超小型衛星に推進系が搭載されたことは非常に少なく⁶⁻⁸⁾、姿勢制御は磁気トルカやホイールで行い、軌道変更は通常行われていない。推進系があれば、所定軌道への精密投入やフォーメーションフライトによる観測ミッション、或いは運用終了後の自主廃棄等が可能になるという共通認識から、最近になってそれらの超小型衛星への搭載を目指した新しい推進系の開発が精力的に行われている⁹⁻²¹⁾。Surrey Satellite Technology Ltd. は 2000 年に SNAP-1 によるイソブタンジェットの軌道実証を行い、2~3 km の軌道高度変更と Tsinghua とのランデブー実験に成功している⁶⁻⁸⁾。Swedish Space Coroiration ではコールドガスジェット、MEMS レジストジェット、一液式スラスタの 3 種類の推進系を搭載した PRISMA の打上を 2008~2009 年にも予定している^{4, 14, 15)}。著者らもまた、東大阪宇宙開発協同組合（SOHLA）と共同でパネル

^{*1} © 2007 日本航空宇宙学会
平成 19 年 4 月 5 日原稿受理
^{*2} 東京大学大学院工学系研究科

展開型衛星 (PETSAT) と PETSAT 搭載用推進系の開発を進め、PETSAT 実証機である SOHLA-2 の 2008 年以降の打上を目指している^{3, 13)}。このように、2008 年頃からは推進系を搭載した超小型衛星が次々と登場することが予測されており、いわば推進系搭載超小型衛星の時代の幕開けである。

今回著者らは、当研究室の参加した宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA) の観測ロケット S-310-36 号機実験において、積極的な民生品利用 (COTS) を導入した低価格で手軽に使える推進系の開発を行い、宇宙環境での作動実証を行った。本論文ではその詳細と、各種試験結果について報告する。なお、S-310-36 での本推進系の実験目的は次の通りである。

- (a) 積極的 COTS を導入した超小型推進系を開発する。
- (b) 十分な耐環境性を有する推進系を実現する。
- (c) 比推力 70 秒程度の推進系を実現する。
- (d) 宇宙環境下での作動実証を行う。

2. S-310-36 と DAU

S-310-36²²⁾ は、神戸大学賀谷研究室、東京大学中須賀研究室、ウィーン工科大学の共同による宇宙空間におけるアンテナレイの構成実験及び各種実験を目的とした ISAS/JAXA 観測ロケットで、平成 18 年 1 月 22 日 13 時 00 分に上下角 72 度で発射された。発射時の天候は晴れ、地上風北北東 7.8 m/秒、気温 10.2°C だった。ロケットは正常に飛翔し、発射後 80 秒にフェアリング開頭が行われ、83 秒後に実験装置 (第 1 図) を含む頭胴部を切り離し、姿勢を安定化させた後、130 秒後に高度 117 km でアンテナ展開動作を開始して、親機 (MOT) から 3 機の子機 (DAU-R, L, T) を射出することで、DAU を頂点とする一辺約 17 m の三角形形状 (DAU ~ MOT 間距離 10 m) の網構造物を展開した (第 1 図)。続いて MOT と DAU を用いた Active Phased Array Antenna 実験を行った。ロケットは発射後

177 秒に最高高度 127 km に達した後、計画通り、内之浦南東海上に落下して実験を終了した。

DAU は設計質量 5 kg (実質量 4 kg) であり、DAU 電子系、リチウムイオン電池、超小型ホイール、マイクロ波送受信機、Bluetooth 通信機を含み、3 機の DAU は頭胴部内格納位置によって DAU-T, DAU-L, DAU-R などと呼称が定義される (第 1 図)。DAU-R 及び DAU-L にはコールドガスジェット推進系 (DAU-PROP) を搭載している。DAU-PROP は積極的な民生品利用 (COTS) を導入したもので、低価格、小容積の超小型衛星搭載用推進系の開発と作動実証の機会とした。第 2 図に DAU 写真を、第 3 図に MOT から射出直後の DAU 写真を示す。DAU-PROP は、DAU 内の所定の容積内 (図中 140 mm × 132.5 mm の領域) に収まることが求められた。そのため、制限寸法を遵守しつつ、民生品と同等性能を有する仕様変更品の製作も含めての積極的 COTS とした。

第 2 図 DAU

第 1 図 S-310-36 号機 PI 部構成と網展開

第 3 図 射出直後の DAU (左上: DAU-L, 右上: DAU-R, 左下: DAU-T から MOT)

3. 推進系仕様

3.1 系統図 第4図に、DAU-PROPの系統図を示す。DAU-PROPでは後述するように、2本の高压ガスタンク（TNK，約18MPa）を搭載し、カットユニット（CUT）内の逆止弁によって独立させた。それぞれのCUTからの配管は合流し、遮断弁（LV）に到達する。LV以前に圧力計（PG）を配置し、高压部の圧力を測定することで、推進剤の残量を推定する。LVの下流で減圧ユニット（REG）により雰囲気との差圧0.2MPaに調圧される。スラスタ（THR）の作動はDAUに搭載された電子系によってスラスタ弁（THV）をPWM制御または常時開閉することで制御する可変推力とした。一般に推進性能の取得に不可欠なスラスタチェンバ内の温度測定は、コールドガスジェットであるため、比較的理論的取扱が簡単なものであるという前提に立った上で省略した。後述するDAU-PROP要素を組み合わせることで、DAU-PROP質量は約1.5kgであった。なお、本論文ではすべて、SATP（標準環境温度・圧力，Standard Ambient Temperature and Pressure）に準じた換算を行っている。

3.2 推力要求 DAUは、射出用バネによって $v = 1 \text{ m/s}$ でMOTより射出され、網構造を展開する。網構造を頭胴部内の収納部より引き出すとき、DAUには減速方向に加速度が掛かるため、最大展開位置（MOTから10m）までに減速が行われ、その結果、DAUが最大展開位置で殆ど静止状態となると見積もられていた。しかしながら万一の場合を考え、展開時の網構造による減速が全く行われない場合には、DAUは最大展開位置で網構造物の張力により速度 $v = 1 \text{ m/s}$ で引き戻される運動をDAU-PROPによってMOTに衝突するまでに静止する必要がある。推進剤使用に伴うDAU質量減少は些少であるとして $M = 5 \text{ kg}$ （設計値）で一定とし、これを一定加速度 a の下、 T 秒間でMOT直前の地点で静止するとすれば、

$$\begin{cases} \frac{1}{2}aT^2 = 10 \\ v - aT = 0 \end{cases} \quad (1)$$

が成り立ち、これより $T = 20 \text{ 秒}$ ， $a = 0.05 \text{ m/s}^2$ となり、DAUとMOTとが網構造による減速が一切無いとした最悪条件下でも衝突しないための推力は $F = Ma = 0.25 \text{ N}$ と求まる。

3.3 搭載推進剤質量 上記のDAUの運動に必要な速度増分 ΔV は 1 m/s であり、これに必要な推進剤質量は I_{SP}

第4図 DAU-PROP 系統図

$= 70 \text{ s}$ の場合、 7.27 g となる。その後、再びDAUを最大展開位置に移動させるべく噴射を行うが、ここでは上記と同量を必要と仮定する。更に余裕を持たせるため、更に同量だけを搭載するものとし、結局 $\Delta V = 4 \text{ m/s}$ を獲得可能となる有効推進剤質量の下限を 29.0 g と設定した。ここで、後述するREGの動作を保証する差圧 0.2 MPa を維持可能な推進剤残量をもって有効推進剤質量と定義した。

3.4 性能見積 スラスタの設計仕様を決めるため、第1表のように幾つかの前提条件を設定して性能見積を行った。幾つかのノズル開口比 ε についても計算を行ったが、ここでは $\varepsilon = 100$ ， $P_c = 0.2 \text{ MPa}$ の場合について示す。チェンバ内温度は標準状態、ノズル効率 η_n は代表的な数値を仮定した。

ノズル出口圧力 P_e を求める。ここでは ε との関係を用いる。

$$\frac{1}{\varepsilon} = \left(\frac{\kappa + 1}{2} \right)^{1/(\kappa - 1)} \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{1/\kappa} \times \sqrt{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{(\kappa - 1)/\kappa} \right]} \quad (2)$$

これより、 $P_e = 5.12 \times 10^{-5} [\text{MPa}]$ と求まり、高度 120 km での大気圧 $(2.54 \times 10^{-9} \text{ MPa})$ より十分大きいのでノズル内の流れは壁面から剥離しない。推力係数 C_F は各点の圧力と ε から求まる。

$$C_F = \sqrt{\frac{2\kappa^2}{\kappa - 1} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{(\kappa + 1)/(\kappa - 1)} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{(\kappa - 1)/\kappa} \right]} + \frac{P_e - P_a}{P_c} \varepsilon \quad (3)$$

F と P_c 、及び η_n を用いてスロート径 D_t を求める。更に、推進剤流量 Δm 及び特性排気速度 c^* が求まる。

$$A_t = \frac{\pi D_t^2}{4} = \frac{F}{\sqrt{\eta_n C_F P_c}} \quad (4)$$

$$\Delta m = A_t P_c \sqrt{\frac{\kappa}{RT_c} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{(\kappa + 1)/(\kappa - 1)}} \quad (5)$$

第1表 DAU-PROP 仕様及び推進性能見積

項 目	記号	数値	単位
推進剤	—	N_2	—
推進剤の比熱比	κ	1.400	—
推進剤のガス定数	R	0.2968	kJ/kgK
推力要求	F	0.25	N
チェンバ内温度	T_c	298.15	K
チェンバ圧	P_c	0.20	MPa
使用時大気圧（高度 120 km）	P_a	2.54×10^{-9}	MPa
ノズル開口比	ε	100	—
ノズル効率（仮定）	η_n	0.9	—
ノズル出口圧	P_e	5.12×10^{-5}	MPa
推力係数	C_F	1.75	—
スロート径	D_t	1.005	mm
推進剤流量	Δm	0.365	g/s
特性排気速度	c^*	4.34×10^2	m/s
比推力	I_{SP}	69.8	s

$$c^* = \frac{P_c A_t}{\Delta m} \quad (6)$$

これにより比推力 I_{SP} を求めることができる．ここでも η_n を考慮する．

$$I_{SP} = \frac{\sqrt{\eta_n} C_F c^*}{g} \quad (7)$$

以上を纏めたものを，第 1 表の下部に纏めて記載する．

4. 推進系要素

4.1 タンク タンク (TNK) には，日本炭酸瓦斯 (NTG) 社製ミニガスカートリッジを用いた，DAU-PROP 搭載領域には，全高が 132.5 mm 以下と制限があったため，後述する CUT の大きさを考慮して内容積 78 ml のもの (第 5 図) を選んだ．ガスカートリッジは SPCE (JIS G3141 2.1 mm) を絞り加工して製造され，外観は電気亜鉛鍍金 (JIS H8610, Ep-Fe/Zn [2]) 及びクロメート被膜 (JIS H8625, CM2C) を施している．内面は，タンク材質の微小剥離によって下流の電磁弁等に悪影響を及ぼさないよう，無電解ニッケル-リン鍍金 (JIS H8645, ELp-Fe/Ni [1]) で処理した．耐圧性能は 54.9 MPa 以上を保証し，水圧破壊試験により内圧 60 MPa 付近で破裂，また，内圧 0～30 MPa 及び雰囲気温度 $-25 \sim 40^\circ\text{C}$ での 10 万回を越える繰り返し加圧温度試験の結果，破裂しなかった．ガスカートリッジの蓋部は安全封板で封じられており，保管時に規定の内圧及び温度 (100°C 以上) を越えた場合には，安全封板に微小な亀裂が発生することでガスを少量ずつ放出する．このガスカートリッジは高压ガス保安協会の小型高压ガス容器認定品であるが，内容積が 100 ml 未満の容器であり，更に CUT 内の逆止弁によってガスカートリッジは孤立するので，高压ガス保安法適用除外に相当し，同法の一部条項が適用されない．但し，その場合には一般高压ガス保安規則の条項を適用する (第 6 条第 1 項の十二乃至十三，第 6 条第 2 項第 8 号の八，第 50 条の二，等)．

DAU-PROP 開発に際して，上記のガスカートリッジを 50 本購入した．ガス充填時の 1 本当たりの質量はばらつきがあったものの約 200 g であった．DAU-PROP では 2 本を搭載するので，TNK 質量合計は約 400 g である．全数について， $50 \sim 55^\circ\text{C}$ において 10 分間の目視による気密検査と，水圧試験機による 31.0 MPa を 2 分間維持した耐圧検査を行い，問題の無いことを確認した上で窒素ガスを 35°C

第 5 図 TNK

の下で 18.6 MPa で充填した．従って，本ガスカートリッジ 1 本当たりに充填される窒素ガスは 15.9 g で，標準体積に換算すると $1.40 \times 10^4 \text{ Ncc}$ となる．

打上時の S-310 の振動衝撃環境に TNK が耐え得ることを確認した．まず振動試験機を用いて空の TNK の中心軸外方向へのモーダル・サーベイを行った (第 6 図)．その結果，450 Hz 周辺に 1 次モードがあることが分かった (第 7 図)．一方，シミュレーションによって 1 次モードを計算すると 469 Hz と求まり (第 8 図)，実験値とよく一致し，シミュレーションの妥当性が示された．次に，内圧による破壊を起こすときの Von-Mises 応力を求める．NTG により提供された破壊情報では，内圧 60 MPa で胴体部に破断とのことであり，その場合の最大 Von-Mises 応力を求めると胴体部に 608 MPa と求まった．高压ガス保安協会による小型高压ガス容器認定規定の内，容器則第 6 条個別

第 6 図 振動試験中の TNK

第 7 図 TNK モーダル・サーベイ結果

第 8 図 TNK モデルとシミュレーション結果

通達では、破壊圧力は最大充填圧力の 3 倍以上となっている。それに準じて、本推進系開発では打上時の振動衝撃環境においても安全率 3 を維持するものと定め、最大許容応力を 202 MPa とした。通常の充填圧である内圧 18.6 MPa 時の Von-Mises 応力は 189 MPa と求まり、許容範囲であることが確かめられた。次に、この充填圧のときに中心軸方向及び軸外方向に加速度が負荷される場合について計算を行うと、300 G 程度であれば Von-Mises 応力は殆ど変化せず、安全率 3 を維持可能である。1000 G では 301 MPa となり許容範囲を越えるが、これは実際の打上機においても殆ど起こり得ない。従って、ガスカートリッジは打上環境に十分耐え得るものと判断した。

4.2 カットユニット及び減圧ユニット 先述のガスカートリッジには通常、その開封と保持を行う取付部と、規定圧力への調圧を行う調圧部とが一体となった、NTG 製レギュレータ NR-14 や NR-19 を組み合わせる。これらのリーク試験はメーカーによって行われており、石鹼水法（検知能力 $10^{-1} \sim 10^{-3}$ SCCS）により一次圧 19 MPa 及び 2 MPa の場合においてリークを検知せず、また、放置気密試験において 72 時間ごとに常温 $\rightarrow 0^{\circ}\text{C} \rightarrow 40^{\circ}\text{C}$ と繰り返し温度変化を行い、644 時間経過後で 3.5×10^{-6} SCCS 以下との結果を得ている。NR-14 または NR-19 の取付部は、ガスカートリッジ口金に対応するネジ形状となっており、ガスカートリッジはこのネジ部に捻じ込むことで取り付けられる。このとき、取付部に設けられた中空の針によってガスカートリッジの封板が開封される。ガスカートリッジと取付部の密着面はシール材によってシールされるが、そこでリークが起こったとしても、ネジ部のネジ山が高圧で密着されるため、外部へのリークは抑えられる。ガスカートリッジが緩んだ場合でも、ネジ部に設けられた微小穴によって少量ずつガス抜きが行われる。また、ガスカートリッジ開封時の切り屑流出防止のため、公称濾過性能 $20 \mu\text{m}$ の焼結金属エレメントを内蔵している。調圧部にはラプチャ・ディスクが設けられており、万一内圧が 39 MPa 以上になればラプチャ・ディスクが破れてガスを放出するようになっている。

DAU-PROP においては、搭載領域の全高の制限から TNK に NR-19 を取り付け組み込むことができなかったため、NR-19 と同じ機能と性能を持ちつつ、取付部と調圧部とを分離させ、それぞれカットユニット (CUT) と減圧ユニット (REG) とすることで、寸法制限内に収めた (第 9 図)。CUT 及び REG と配管の接続は、Swagelok 社製継手を用いた。また、2 本の TNK からのガスが合流することを鑑み、それぞれの TNK を独立させて 1 本ずつ交換することを可能とするため、CUT は逆止弁を内蔵している。これらの材質は C3604B 及び SUS303 または SUS304 等を用いており、シール材にはポリウレタン (PUR) やポリアセタール (POM) を用いている。C3604B の部分にはニッケル・クロム鍍金 (JIS H8617, Ep-Cu/Ni5b) を施している。シール材の耐熱性から、使用温度上限は約 130°C である。この REG により推進剤供給系は、TNK 内圧が常時負

第 9 図 CUT 及び REG

第 10 図 THV

荷される高圧部と、REG の設定圧力以下に負荷される低圧部とに分けられる。CUT 及び REG の 1 個当たりの質量はそれぞれ 269 g 及び 204 g であった。DAU-PROP では 2 個の CUT と 1 個の REG を搭載するので、一式の質量合計は 742 g である。

4.3 遮断弁 遮断弁 (LV) には、Swagelok 製手動プラグ・バルブ SS-2P4T-M1 を使用した。材質は SUS316、最高使用圧力は常温で 20.6 MPa であり、約 4×10^{-9} SCCS 以下のリーク保証がされている。また、Swagelok SC-10 (MS-06-62-SCS-J) に基づく清浄度管理が適用されている。DAU-PROP では、DAU の外部からアクセスが可能としつつ、DAU 包絡域の制限から手動ハンドル部分を改良して組み込んだ (第 2 図参照)。1 個当たりの質量は約 150 g であった。

4.4 スラスト弁 スラスト弁 (THV) には、PRE-DYNE 社製グロメットハウジング構造の通電開型 (N.C.) 電磁弁である GH2015 を採用した (第 10 図)。本体の材質は SUS303、シール材にはバイトンを選んだ。使用圧力上限は約 0.35 MPa である。接続ポートは 2-way, #10-32UNF-2B であり、内部・外部リークについて、ANSI B16.104/FCI 70-2-1976 に基づいた CLASS IV (バブルタイト) が保証

第 11 図 THR

されている。また、メーカーによる酸素清浄を行っている。定格電圧 5 V、定格電力 2.0 W、応答時間は 5 ms である。コイル種別は B 種絶縁型であるため、使用温度上限は約 130°C である。質量は 70 g、オリフィス径は 1.98 mm、 C_v 値は 0.08 である。

4.5 スラスタ スラスタ (THR) は、IHI エアロスペースエンジニアリング (ISE) 社による設計・製作を行った (第 11 図)。同社は推進系設計に実績を有しており、それに基づいて協議しながらスラスタ及び後述する配管等の開発を行った。スラスタの最大予想作動圧力 (MEOP) を 0.45 MPa、気密圧力を 0.50 MPa ($\text{MEOP} \times 1.1$)、耐圧を 0.68 MPa ($\text{MEOP} \times 1.5$) と設定した。材質は SUS304 で、スラスタ本体は 4.7 g (スラスタに付属の配管含む) だった。ノズルはコニカル形状であり、収縮部及び拡大部の半頂角はそれぞれ 30° 及び 20° とした。ノズルにはフランジ部を設け、8 個の穴を開けた。その内の 4 個は DAU に取り付けるための固定用穴として用いられ、他の 4 個は密封試験や未使用時の封栓のための治具を取り付ける補助穴として用いられる。スロート径については性能見積りの計算値ではなく、加工精度を考慮して $D_t = 1 \text{ mm}$ とする。これにより $F = 247 \text{ mN}$ となるが、減少分は些少であるので許容する。スラスタチェンバ容積は 0.69 cm^3 であり、チェンバ内ガス充填時間は 4.4 ms と見積もられる。

4.6 配管・接続部 配管にはすべて、SUS304 製 1/8 インチ管を用いた。SUS 製配管は、内圧及び打上環境に対する十分な強度を確保する。2 本のガスカートリッジからの合流は溶接によって行い、接合部にはキューブを用いている。THV に取り付けられる継手は、Swagelok 社製品にも適合品があったものの、THV 側のシール性の問題を解決するために、ISE による設計・製作品を用いてテフロン製のシール材を介して THV に接続した。THV 周りの接続部については、圧力測定及びブスnoop試験を大気圧下で室素 0.4 MPa を 600 秒間封入して行った結果、リークを観測しなかった。

4.7 圧力計 DAU 内での DAU-PROP の占有容積の制限から、圧力測定は、TNK 内残量と推進剤質量流量とを取得可能な高圧部の一点でのみ行うこととした。圧力計 (PG) には、ピエゾ抵抗素子を用いた ICSensors 社製 Model 97 UltraStable を採用した (第 12 図)。ハウジング

第 12 図 PG

材質は SUS316L で、配線やコネクタを含めた重量は 27 g である。測定対象圧力は PG の SUS316L 製ダイヤフラムに負荷され、PG 内部のシリコンオイルを介してピエゾ抵抗素子に伝達される。配管との接続部は 1/4NPT ネジとなっている。PG は電源 1.5 mA 定電流入力によって、測定範囲 0 ~ 5000 psia の絶対圧に対応したアナログ電圧 0 ~ 100 mV を $\pm 0.25\%$ 以下の非線形性を保ちつつ出力する。使用温度範囲は $-20 \sim 85^\circ\text{C}$ とされている。DAU では PG 端子と DAU 電子系及び電源との接続部は DAU 外部に暴露されているため、これを用いることで DAU 電子系を起動させることなく PG の外部からの電源供給と出力測定が可能となり、後述するリーク計測でもこのようにして PG からの出力を直接計測し、TNK 内ガス残量を取得した。

5. 試 験

5.1 大気中噴射試験 DAU-PROP の作動と、DAU 電子系の機能確認とを目的として、大気中での噴射試験を 3 回行った。連続噴射平均時間は 57.6 s だった。大気中ではノズル内で流れは剥離していると思われる。一方、スラスタ形状から $\Delta m = 0.545 \text{ g/s}$ と予測され、有効推進剤質量は 31.2 g であることから連続噴射時間を見積もると 57.2 s となり、実際とよく一致している。この試験で、DAU 電子系の DAU-PROP の制御・計測が正常に行われることを確認した。

5.2 リーク計測 推進系には、各種単体試験の終了した適当な時期に推進剤を充填し、そのまま一定期間を保管できる十分な内部・外部気密性が要求される。S-310-36 に搭載された DAU-PROP の場合、当初打上予定は 2006 年 1 月となっていたが、万一この時期の打上が中止となれば、半年先への順延もあり得た。そこで、S-310-36 の噛合せが 2005 年夏以後であること、噛合せ以後はフェアリングの取り外しによって LV の開閉は可能でも頭胴部取り外しができなければ TNK 交換の機会が無いこと、順延として 2006 年夏を想定したことから、LV を閉めた状態で 1 年間の保管が可能であるものとした。

DAU-PROP の要求では、必要量の 2 倍である 29.0 g 以上の有効推進剤質量を搭載し、最悪ケースでも 14.5 g 以上残存することが求められる。TNK では当初 31.7 g の推進

剤を搭載し、雰囲気圧が非常に小さい場合の有効推進剤質量は 31.4 g であり、これが 1 年後に 14.5 g 以上残存していることをリーク量への要求とした。即ち、1 年を 365.25 日とすれば、許容されるリーク量は 4.74×10^{-4} SCCS 以下となる。

このリーク量は個々の推進系要素単体では十分適合するものであるが、各要素を組み合わせた場合には接続部が増えるため、一般にリーク量が増える。そこでまず噛合せ前にリーク量を測定する事前リーク計測を行い、もし許容リーク量を越える場合には継手の増し締めを行う等の対処を行うものとした。リーク計測は、第 4 図の PG によって、TNK 内圧に一致する高圧部の圧力を計測することで残量を測定し、その減少量から見積もることで行った。事前リーク計測は 2005 年 6 月 1 日 19:00 にガスを再充填してから、2005 年 8 月 22 日 16:25 までの期間で行った（第 13 図）。但し、この期間中は何度か LV を開き、暫くそのままにしておく（1 回当たりの開時間は最大 5 日間）ということがあった。これは、実際には射場での最終組立後から打上までの間は LV を開いて待機することを模擬したものである。その結果、リーク量は DAU-R、DAU-L のそれぞれについて 2.73×10^{-4} SCCS、 3.27×10^{-4} SCCS であり、これは許容リーク量よりも小さい。念のために継手類の増し締めを行った後、2005 年 9 月 15 日 3:00 にフライトのための TNK 交換を行い、内之浦での最後の組立作業時である 2006 年 1 月 15 日 9:30 まで圧力計の出力を記録した（第 14 図）。その結果、リーク量は DAU-R、DAU-L のそれぞれについて 1.72×10^{-4} SCCS、 2.17×10^{-4} SCCS であり、これは許

容リーク量よりも小さい。事前リーク計測時よりも改善しているのは、増し締めの効果と考えられる。

内之浦での最終組立作業後、LV を開とした。その後、DAU を含めた搭載機器はフェアリングに覆われるため、圧力計の測定はできなかった。上記のリーク量測定結果を外挿することにより打上時点（2006 年 1 月 22 日 13:00）での残存ガス量を推定すると、DAU-R 及び DAU-L について標準体積では 2.62×10^4 Ncc 及び 2.56×10^4 Ncc、質量では 29.5 ± 0.112 g 及び 29.0 ± 0.173 g と見積もられる。

5.3 推力測定・真空試験 DAU-PROP について、推力校正を行った。測定は東京大学所有の真空チェンバ内に設置された振り子式スタンドで行った。測定はすべて真空チェンバ内で行い、噴射前に背圧が 0.1 torr 以下であることを確認した後に噴射を開始した。THV をその開閉の Duty 比 $\delta = 0.25, 0.50, 0.75, 1.00$ （常時開）として動作させたときの推力 F を測定した。噴射中の背圧は $\delta = 1.00$ のとき最大となり、1 torr まで上昇した。その結果、第 15 図のように求められ、各点の測定誤差は 0.6 ~ 2.7% だった。特に、Duty 比 1.00 の場合は $F = 246 \pm 1.47$ mN であり、 $D_t = 1$ mm とした場合の推力見積と非常によく一致している。これらの離散点から δ と F の関係を求めると次のようになった。

$$F [\text{mN}] = (240.23 \pm 6.35)\delta, \quad 0 < \delta \leq 1 \quad (8)$$

$\delta = 1.00$ のときの背圧 $P_a = 1$ torr $= 1.33 \times 10^{-4}$ MPa であり、 $P_e/P_c = 2.56 \times 10^{-4}$ であることから $P_e/P_a = 0.38$ となり、Summerfield Criteria²³⁾ 近傍の過膨張となっている。しかし δ の小さな場合はその剥離条件は満たさず（ $\delta = 0.25, 0.50, 0.75$ のとき、 $P_a = 0.3, 0.5, 0.6$ torr）、また、第 15 図の線形回帰の結果から $\delta = 1.00$ 近傍でも線形に F が変化していると推定できることから、DAU-PROP はいずれの δ における作動においても剥離は起こっていないと判断した。ノズル出口での負圧を考慮すると $C_F = 1.68$ 、 $D_t = 1$ mm であることから $\Delta m = 0.362$ g/s なので $c^* = 434$ m/s、測定結果より $F = 246$ mN なので、以上より $\sqrt{\eta_n} = 0.930$ 、 $I_{SP} = 69.4$ s と求まった。

また、このときに併せて、1 torr 以下の背圧の下で DAU 電子系を動作させ、真空チェンバ内外のインタフェースを介して電子系データをモニタすることで、THV の制御と

第 13 図 事前リーク試験結果

第 14 図 リーク計測結果と打上時残量推定

第 15 図 推力測定結果

PG による測定を含めた DAU 全動作が問題無く行われることを確認した。

* Shock Test (40G, 10msec) is also required.

第 16 図 S-310-36 振動衝撃試験条件

(a) Z 軸

(b) X 軸

(c) Y 軸

第 17 図 振動試験中の DAU

5.4 振動・衝撃試験 DAU に DAU-PROP を搭載した状態で振動・衝撃試験を行った。振動試験条件は S-310 ロケットマニュアルに則って要求される第 16 図の単体レベル (図中 Unit と記載, 最大 15 G) の正弦波, 衝撃試験条件はピーク値 40 G で 10 ms の正弦半波とした。単体での振動・衝撃試験は 3 軸について要求されるので, 第 17 図 (a) ~ (c) のようにロケット機軸方向 (Z 軸), 半径方向 (X 軸), 円周方向 (Y 軸) の 3 軸について試験を行った。DAU は S-310-36 への実際の搭載と同じように MOT 構造に取り付けた。即ち, DAU は MOT の支持構造と射出用パネ構造, 及び射出を留めるための押さえ具 (射出時はワイヤカッタにより切断) によって, MOT の支持部分に固定される。このとき押さえ具は, 質量 5 kg の DAU が 40 G の加速度を受けても MOT に押さえ付けられるように, DAU を MOT に 200 kg 以上の力で押さえ付けることを押さえ具上のひずみゲージにより確認した (実際には DAU 質量は 4 kg なので押さえ力は十分である)。また, 搭載機器全体の System レベルでの振動・衝撃試験も行った。これらの振動・衝撃試験のすべてにおいて, DAU-PROP は継手や TNK の緩み, 配管や要素の破損, LV の回転, THV の不随開放等は一切見られず, また, 試験前後の TNK 内圧の変化も観測されなかった。

5.5 温度環境試験 S-310 ロケットマニュアルに則り, DAU の温度環境試験を行った。DAU を恒温槽に入れて 0 ~ 50°C の一定温度に設定し, 十分時間の経過後, 恒温槽外部から通電を行い, THV の制御と PG による測定が問題無く行われることを確認した。

6. フライト解析結果

S-310-36 のフライト中の搭載機器からの各データは, 頭胴部から送信される一連のテレメトリとして地上で受信される。その中より DAU-R 及び DAU-L に搭載された PG データ履歴を得た。この履歴は打上 8 分前に電源投入された時点から始まり, 実験終了後, 頭胴部が海上に落下しつつある時点までが記録されていた。

DAU は, 自身に搭載した加速度センサを内部計測系 (INS) に持ち, 例えば網展開時に想定以上の減速の加速度が掛かったときには, それを補償するために, タイマ信号による DAU-PROP 常時噴射開始時刻よりも以前に短時間の噴射を行うことが可能となっている。

DAU-L の PG 測定履歴は, DAU 射出後, タイマ信号よりも前に THV を一度開いて, 間もなく閉じた後, タイマ信号で常時開となっていたが, THV を開いたときに出力が 0 となり, 閉じると再び元の一定の圧力を示すという挙動不審に陥っていた。この原因は特定されていないが, もし推進系が破損していたとしても出力が瞬時に 0 となることは考えにくいこと, THV の開閉に出力が追随していること, THV を閉じると瞬時に元の圧力を示すことから, 電気系統もしくはソフトウェア上での不具合であるとも考えられるが, これ以上の解明は不可能であるため, ここでは DAU-L のデータについては詳述しない。

第18図 DAU-R 圧力履歴

第19図 DAU-R 推進剤残量履歴

一方, DAU-R では取得周波数 2.5 Hz にて正常に PG 測定履歴が得られた. これを事前の校正に基づいて圧力値に換算した履歴を第 18 図に示す. 横軸は打上時刻を 0 としている. これは正確には DAU-PROP の高圧部の瞬時圧力を示しているが, ここでは TNK 内圧に等しいと仮定した. 打上 8 分前から打上を挟んで噴射開始までは TNK 内圧の減少が見られず, これは S-310-36 打上環境において THV の不適切な開状態やリークが無かったことを示している (この点は DAU-L についても当てはまる). 噴射は DAU 射出後に DAU 自身が判断して行うことはなく, 打上後 155 秒のタイマ信号により THV が常時開となった. 噴射は打上後 251 秒まで行われたと判断し, 噴射時間は 96 s だった.

打上後 80 秒の時点でフェアリングが開頭し, DAU を含めた PI 部が宇宙空間に暴露されるが, TNK 内圧はほぼこの時点から若干の増加を開始し, 特に DAU 射出を行った打上後 133 秒前後からはそれが顕著に見られる. 即ち, 打上時刻までの 476 秒間の平均 TNK 内圧は 16.8 ± 1.40 MPa であったものが, DAU 分離から噴射開始までの 22 秒間の平均を見れば 17.6 ± 1.46 MPa になっている. PG 出力値の変動はガウス分布に従うノイズであると仮定し, 両者で t 検定を行った結果, 有意水準 5% において有意差があると言える. これは飛翔中のフェアリングの空力加熱やフェアリング開頭後の太陽光の直射による加熱が原因であると考えられる. DAU-PROP は調圧式であり, レギュレータは雰囲気気圧と二次圧との圧力差を保証しているため温度が上昇しても $P_c = 0.2$ MPa には変わらないが, Δm は減少する. これらの 2 つの時間範囲における平均 TNK 内圧の増分は約 4.8% であり, これを温度に換算すれば約 14°C である. 打上時の気温が 10°C 程度であり, ロケット内外もまた同程度の温度であったとみなせば, この温度上昇によって DAU-PROP 作動時の TNK 内温度は標準環境温度程度とみなせるので, PG 出力値を時刻ごとに標準状態へ温度換算することなくタンク内に残存する推進剤質量に換算したものを第 19 図に示す. これより推進剤質量流量を求めると $\Delta m = 0.301 \pm 0.00219$ g/s となる. 地上での推力測定時と変化が無いと考えられる物性値 (κ) と形状に基づくパラメータ (A_t, ε, η_n) を適用して, この Δm から比推力を求めると $I_{SP} = 86.6 \pm 0.629$ s となる. こうして求めた Δm と I_{SP} とから $F = 256 \pm 2.63$ mN と求まり, 推力

についてほぼ設計値通りであることが導けるので, フライトで得られた DAU-R の PG データ履歴は正常に計測された結果であると判断される. しかしながらこの I_{SP} は, 自らには加熱機構を有さないコールドガスジェットとしてはやや大き過ぎる値である.

その原因として, 2 つの可能性が考えられる. ひとつは, 空力加熱や太陽光直射による DAU-PROP 要素の温度上昇, 引いては推進剤のガスが加熱されていた可能性である. このことは, 先に述べたようにフェアリング開頭前後で平均 TNK 内圧の増大が観測されていることから蓋然性が高い. TNK 内ガス温度が標準温度で一定だと仮定すれば, 予測値として $\Delta m = 0.362$ g/s, $I_{SP} = 72.1$ s が得られるはずであるが, 実際には Δm が予測より小さく, I_{SP} は予測より大きくなっている. そこで, フェアリング開頭後も常に太陽光加熱による温度上昇が続き, ガス温度が $150 \sim 160^\circ\text{C}$ 程度にまでなったとすれば Δm の実測値に整合する. しかしこの温度上昇は, 通常の日陰から日照へ出たときの衛星表面温度上昇と比較しても $50 \sim 100^\circ\text{C}$ 程度は高い数値である. もうひとつは, スラスタチェンバ圧がレギュレータの設定圧力である 0.2 MPa に達していない可能性がある. 即ち, 推進剤は REG で調圧された後, 一定の流路長による圧力降下やスラスタチェンバ内に到達するまでのある程度の流速増加があれば, P_c が REG の設定圧より小さくなるのが起こり得る. チェンバ内ガス温度が標準状態であると仮定すれば, フライトから求めた Δm から (5) 式を用いて $P_c = 0.167$ MPa となり, この場合, (6) (7) 式より $I_{SP} = 72.4$ s となる.

いずれにしても, 仕様上の制約から DAU-PROP にはチェンバ内温度・圧力の計測を行っていなかったためこれ以上の考察は推定の域を出ないものの, 上記 2 つの要因が複合的に起こっていた蓋然性が高いと考えられる. また, DAU に搭載した加速度センサの履歴も取得に成功していたが, 他の DAU による網構造物を介しての大きな外乱に埋もれ, DAU-PROP による加速度を特定できなかった. 一方で, 例え地上試験結果から得られた $I_{SP} = 70$ s しか達成していないとしても, $F = 207$ mN であるので, $M = 4$ kg の DAU には $a = 0.0517$ m/s² の加速度を与えることができるため, 要求は満たしていたと言える.

以上より, 比推力の決定には至らなかったものの, 少な

くとも DAU-PROP は打上環境に耐え、正常に電磁弁動作が行われて圧力測定に成功し、推進系の動作自体はほぼ予測通りに行われたこと、また、地上試験では比推力 70 秒程度を達成したことから、積極的 COTS による本推進系の開発と作動実証は達成したと言える。

7. 結 論

積極的 COTS によるコールドガスジェット推進系を製作し、下記の事項が確かめられた。

(a) 積極的 COTS を導入して、小容積のコールドガスジェット推進系を開発した。もし寸法制約が緩ければ、例えば NTG 製品の内の規格品を用いる等が可能となり、極めて低価格な推進系を実現できる。

(b) 一般的な超小型衛星の開発スケジュールを鑑みても、バブルタイト保証の電磁弁、非常に小リークの遮断弁等の採用によって、十分許容され得る範囲内のリーク量に留まった。また、打上環境耐性について、高圧タンクや配管等は S-310 の打上環境に耐え得る強度を有し、電磁弁による推進剤の遮断にも問題無かった。

(c) 地上での真空中推力測定により比推力は 70 秒程度と求まり、標準的な性能を有するコールドガスジェット推進系を実現できた。

(d) 軌道上での推進性能は決定できなかったものの、電磁弁動作とタンク内圧力計測に成功し、それにより正常に噴射が行われたことから、本推進系の作動実証に成功したと言える。

今回用いたガスカートリッジには LPG や CO₂、その他を規格品として充填可能であるため、本推進系は異なる推力範囲でより大きな速度増分を達成する推進系へ転用することができる。また、推進系搭載寸法の制約がある程度緩ければ、レギュレータ等は規格品を使用することができ、それにより十分な耐環境性を有する低価格の推進系を実現できる。今後更に実際の使用環境に適合する試験や最適化を行えば、本推進系を従来品よりも極めて低価格な超小型衛星搭載用推進系として発展させることが十分可能である。

本推進系の開発を含み、S-310-36 による実験のために経済的・技術的なご尽力を逐次頂いた稲谷芳文プロジェクトマネージャー、樋口健実験主任、石井信明保安主任を始めとする ISAS/JAXA 関係各位、及び DAU-PROP 搭載に際してご理解頂いた神戸大学賀谷研究室、推進系の地上試験で施設利用を快諾して頂いた東京大学荒川研究室に心より感謝する。また、要素開発に当たっては、(株) IHI エアロスペースエンジニアリング及び日本炭酸瓦斯(株)には、並々ならぬご協力を頂いたことを特記する。

参 考 文 献

- 1) <http://directory.eoportal.org/pres-CubeSatLaunch2.html> [cited on April 3, 2007].
- 2) Sjoberg, F., Clacey, E., Grahn, S., Ljung, B., Rathsmann, A. and Rosenqvist, A.: SVEA—An Affordable Small-Size Earth Observation System Based on Recent Advances in Satellite Engineering, Proceedings of 57th International Astronautical Congress, Valencia, Spain, IAC-06-B1.2.07, 2006.
- 3) Nakasuka, S., Sugawara, Y., Sahara, H., Koyama, K., Okada, T. and Kobayashi, C.: Panel Extension Satellite (PETSAT)—A Novel Satellite Concept Consisting of Modular, Functional and Plug-In Panels, Proceedings of 1st Workshop on Innovative System Concepts, ESA SP-633, 2006, p. 81.
- 4) Persson, S. and Jacobsson, B.: PRISMA—Swedish In-Orbit Testbed for Rendezvous and Formation Flying, Proceedings of 57th International Astronautical Congress, Valencia, Spain, IAC-06-D1.2.02, 2006.
- 5) Enokuchi, A., Nakamura, Y., Funase, R., Nagai, M., Hatsutori, Y., Miyamura, N., Komatsu, M., Yoo, I. Y. and Nakasuka, S.: Technology Demonstration of a New Extensible-Boom-Based Telescope by 5 kg-Class Student Satellite, Small Satellite Systems and Services—The 4S Symposium, Chia Laguna, Italy, 2006.
- 6) Gibbon, D. and Underwood, C.: Low Cost Butane Propulsion Systems for Small Spacecraft, 15th AIAA/USU Conference on Small Satellites, UT, USA, SSC01-XI-1, 2001.
- 7) Underwood, C., Richardson, G. and Savignol, J.: SNAP-1: A Low Cost Modular COTS-Based Nano-Satellite—Design, Construction, Launch and Early Operations Phase, 15th AIAA/USU Conference on Small Satellites, UT, USA, SSC01-VI-7, 2001.
- 8) <http://www.ee.surrey.ac.uk/SSC/G7/P6/> [cited on April 3, 2007].
- 9) Miotti, P., Tajmar, M., Guraya, C., Perennes, F., Marmioli, B., Soldati, A., Campolo, M., Kappenstein, C. and Eloiardi, R.: Bi-Propellant Micro-Rocket Engine, CANEUS 2004—Conference on Micro-Nano-Technologies, AIAA Paper 2004-6707, 2004.
- 10) Cardin, J. M., Coste, K., Williamson, D. and Gloyer, P.: A Cold Gas Micro-Propulsion System for CubeSats, 17th AIAA/USU Conference on Small Satellites, Utah, USA, SSC03-XI-8, 2003.
- 11) Janson, S. W., Helvajian, H., Hansen, W. W. and Lodmell, Lt. J.: Microthrusters for Nanosatellites, 2nd International Conference on Integrated Micro Nanotechnology for Space Applications (MNT99), CA, USA, 1999.
- 12) Nicolini, D., Robertson, D., Chesta, E., Saccoccia, G., Gibbon, D. and Baker, A.: Xenon Resistojets as Secondary Propulsion on EP Spacecrafts and Performance Results of Resistojets Using Xenon, Proceedings of 28th International Electric Propulsion Conference, Toulouse, France, IEPC-03-305, 2003.
- 13) Sahara, H., Nakasuka, S. and Kobayashi, C.: Propulsion System on Hydrogen Peroxide Mono-Propellant for Panel Extension Satellite (PETSAT), Proceedings of 57th International Astronautical Congress, Valencia, Spain, IAC-06-C4.1.07, 2006.
- 14) Gronland, T., Anflo, K. S. and Mollerberg, R.: Green Propulsion for Spacecraft—Towards the First Flight of AND-Based Propulsion on PRISMA in 2008, Proceedings of 57th International Astronautical Congress, Valencia, Spain, IAC-06-C4.1.08, 2006.
- 15) Gronland, T., Rangsten, P., Nese, M. and Lang, M.: Miniaturization of Components and Systems for Space Using MEMS-Technology, Proceedings of 57th International Astronautical Congress, Valencia, Spain, IAC-06-B5.5.12, 2006.
- 16) Nagase, S., Miyazaki, S., Ayabe, M. and Kohno, M.: A Preliminary Work on HAN/HN-Based Monopropellant, Proceedings of 24th International Symposium on Space Technology and Science, Miyazaki, Japan, ISTS 2004-a-26, 2004.
- 17) Zube, D. M., Wucherer, E. J. and Reed, B.: Evaluation of HAN-Based Propellant Blends, Proceedings of 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, AL, AIAA Paper 2003-4643, 2003.
- 18) Scharlemann, C., Schiebl, M., Marhold, K., Tajmar, M.,

- Miotti, P., Kappenstein, C., Batonneau, Y., Brahmi, R. and Hunter, C.: Development and Test of a Miniature Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster, Proceedings of 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, CA, USA, AIAA Paper 2006-4550, 2006.
- 19) Barley, S., Palmer, P. and Coxhill, I.: Evaluating the Miniaturisation of a Monopropellant Thruster, Proceedings of 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, CA, USA, AIAA Paper 2006-4549, 2006.
- 20) Koizumi, H., Inoue, T., Komurasaki, K. and Arakawa, Y.: Development of a Microthruster Using Laser Ignition of Pyrotechnic Pellets, Proceedings of 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, CA, AIAA Paper 2006-4494, 2006.
- 21) Rackemann, N., Sanders, B., Vliet, L. and Moerel, J.-L.: Design and Development of a Propulsion System for a CUBESAT, Proceedings of 57th International Astronautical Congress, Valencia, Spain, IAC-06-B5.5.13, 2006.
- 22) S-310-36 発表文, http://www.jaxa.jp/press/2006/01/20060122_s310-36-j.html [cited on April 2, 2007].
- 23) Kenny, R. J. and Reeves, D. F.: Throttleable Thrustor System, Final Report, JPL Contract No. 952344, Report No. 70.4726.3-28, TRW Systems Group, 1970.