

ⅢⅢⅢ「きぼう」利用重点課題テーマ「FLARE」ⅢⅢⅢ  
(解説)

## 国際宇宙ステーションプログラムで適用している燃焼性試験 : その問題点と改善点

細貝 亜樹<sup>1</sup>・中村 祐二<sup>2</sup>

### Overview of Flammability Test for the International Space Station Program; Inherent Problems and Potential Improvements

Aki HOSOGAI<sup>1</sup>, Yuji NAKAMURA<sup>2</sup>

#### Abstract

This paper summarizes the potential problems for currently-applied safety verification test at JAXA and NASA; NASA-STD-6001B. There are two issues to be become serious problems; one is based on the fact that the test is not capable to evaluate the material flammability under various gravity environment, and the other is based on the fact that the igniter used in the test is not capable to heat up the test specimen with high thermal inertia. NASA-STD-6001/TEST1/TEST4 is based on the upward flame propagation testing so that "worst-case" must be identical to "most flammable under normal gravity". However, it turned out that this definition is not always right; it has been reported that the flammability limit becomes lower under microgravity environment because the sufficient heat is not washed away via buoyancy-induced flow. Therefore, gravity effect must be counted to the test in order to apply not only ISS but also universal space environment. Moreover, the chemical igniter used in NASA-STD-6001B can generate certain limiting heat so that it could be insufficient to ignite the test specimen. In FLARE project led by JAXA would propose other safety verification concept which is improved these potential problem and to be applicable to the wide range of future space mission.

**Keyword(s):** NASA-STD-6001B, Flammability test, Upward Flame Propagation, Electrical Wire Insulation Flammability, Human space flight program, FLARE project

Received 15 Sept. 2015, accepted 21 Oct. 2015, published 31 Oct. 2015

#### 1. はじめに

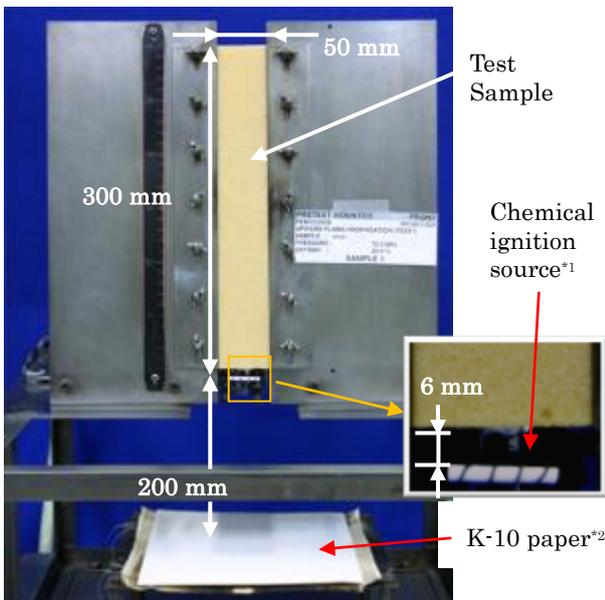
JAXA では、スペースシャトルや国際宇宙ステーションへ持ち込む実験機器類の火災安全性を確保するために、1991 年より NASA 規格の安全性実証試験基準 (NASA-STD-6001B<sup>1)</sup>) に基づき、①上方火炎伝播試験 (以後、TEST 1 という)、②電線被覆材料の燃焼試験 (以後、TEST 4 という) 及び③電線のアークトラッキング試験 (以後、TEST 18 という) の 3 種類の燃焼性試験を実施している。TEST 1 は平板状サンプルを使用し有機材料全般の燃焼性を、TEST 4 は電線被覆材料の燃焼性を、TEST 18 は電線被覆材料の耐アークトラッキング特性をそれぞれ評価する試験となっている。これらの試験は、JAXA と NASA にて実施しており、JAXA にて取得したデータは、

材料データベース<sup>2)</sup>にて、NASA で取得したデータは MAPTIS<sup>3)</sup>にて公開している (但し申請が必要)。両機関において取得したデータの信頼性と互換性を確保する為に、Round Robin 試験 (ここでは NASA から配布される同一材料を使用し、各研究機関で取得したデータに差異がないことを確認する試験) を隔年で実施しており、この試験で大幅な違いが生じた場合、該当研究機関が取得するデータの信頼性と互換性は低いと判断され、必要な処置を行った上での再認定が要求される。幸い、JAXA, NASA 共に Round Robin 試験には合格し続けており、両機関の試験結果の信頼性と互換性は保証され続けている。JAXA では上記以外に GLP (Good Laboratory Practices. 試験データの信頼性が確保できているかを確認する作業。標準試

1 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1  
Japan Aerospace Exploration Agency, 2-1-1 Sengen, Tsukuba, Ibaraki 305-8505 Japan  
2 豊橋技術科学大学 大学院工学研究科 機械工学系 〒441-8580 豊橋市天伯町雲雀ヶ丘 1-1  
Toyohashi University of Technology 1-1 Hibarigaoka, Tempaku, Toyohashi 441-8580, Japan  
(E-mail: hosogai.aki@jaxa.jp)

**Table 1** Detail of TEST 1 and TEST 4<sup>1)</sup>

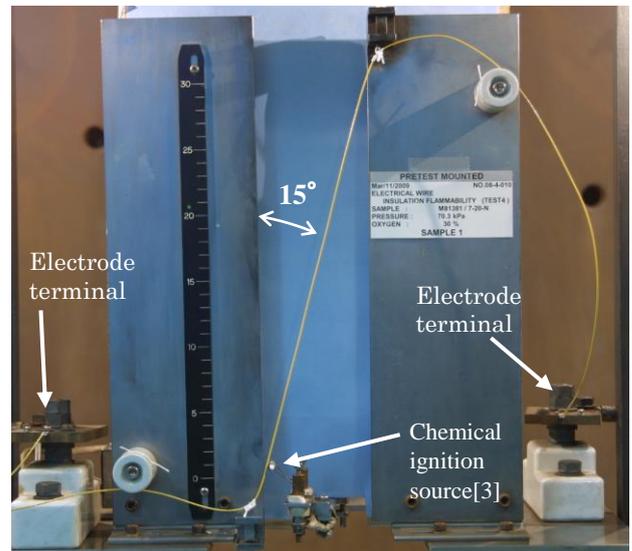
	Purpose	Test Criteria	Sample Size
UPWARD FLAME PROPAGATION (TEST 1)	The purpose of this test is to determine if a material, when exposed to a standard ignition source, will self-extinguish and not transfer burning debris, which can ignite adjacent materials.	To determine if a material will self-extinguish using this test method, the burn lengths for at least three standard-sized samples must be less than 150mm. In addition, the ignited samples must not propagate a flame by the transfer of burning debris. Failure of any one sample constitutes failure of the material. These tests must be conducted on samples at worst-case thickness and in the worst-case environment.	300 x 64mm x required thickness (Thin films: 300 x 75mm x required thickness)
ELECTRICAL WIRE INSULATION FLAMMABILITY (TEST 4)	The purpose of this test is to determine if a wire insulation system, when exposed to an external ignition source, will self-extinguish and not transfer burning debris, which can ignite adjacent materials. Information on the flammability of wire insulation systems from an electrical overload ignition source also can be obtained using a variation of this test.	To determine if a wire insulation system, at an internal wire temperature of 125°C or the maximum operating temperature of the wire, will self-extinguish, the burn lengths for at least three standard-sized single samples (20-gauge wire) must be less than 150mm. For samples that marginally meet this criterion, the configuration (for example, wire bundles) or the use of another wire gauge can cause a variation in the test results and must be addressed.	20AWG x 1200mm



**Fig. 1** TEST 1 Sample holder<sup>4)</sup>

\*1 Standard ignition source for TEST1 and TEST4.

\*2 It is specified in US federal specification UU-P-258. This enable us to check a fire transfer by burnt products



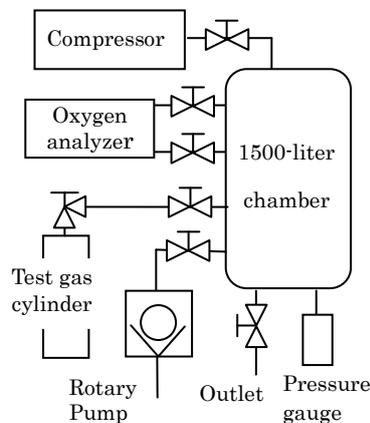
**Fig. 2** TEST 4 Sample holder

験片を用いた試験を実施し、設備、機器、試験実施者、試験手順が適切であるかを確認する。)を隔年で実施しており、試験結果の信頼性をより強固なものとしている。

本稿では、TEST 1 と TEST 4 の試験法詳細および特徴を解説すると共に、付随する問題点と改善点を指摘する。

## 2. 試験概要

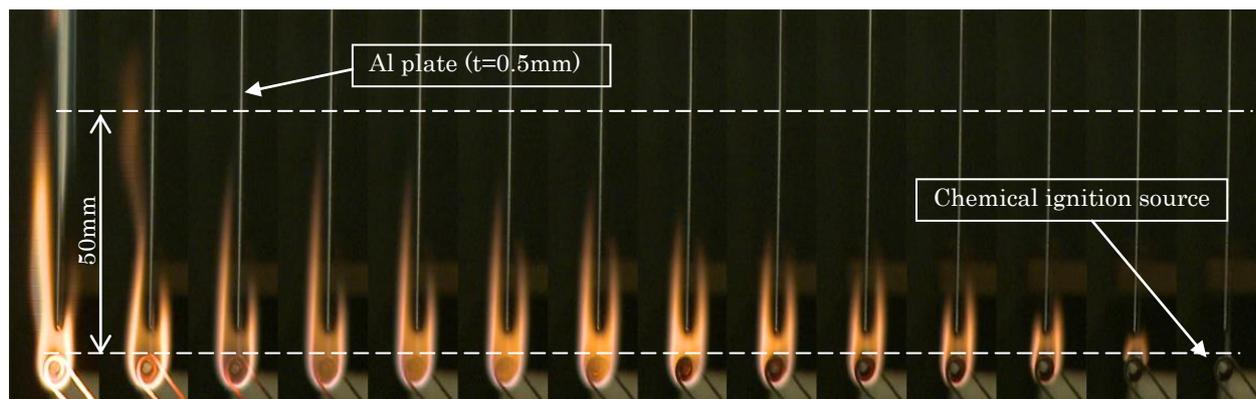
TEST 1 および TEST 4 は、着火性、自身の燃焼拡大性、他物質への燃焼拡大性（燃焼生成物の直接移動）にて、



**Fig. 3** Test system<sup>4)</sup>



**Fig. 4** Test chamber<sup>4)</sup>



**Fig. 5** Continuous photographic of chemical ignition source flame at two-second intervals to extinction from ignition (side view)

材料の燃焼性を評価している。試験目的と評価基準を **Table 1** に、**Fig. 1**, **Fig. 2** に試験片ホルダーの写真、**Fig. 3**, **Fig. 4** に試験装置の概要を示す。試験チャンバは約 1500 ㍉の SUS 製の円柱形 ( $\phi 1.2\text{m} \times 1.8\text{m}$ ) で、ロータリーポンプにより、1 kPa 程度まで減圧が可能である。観察用窓が 4 箇所あり、試験時の様子をビデオカメラにて記録している。酸素濃度の測定には、磁気式酸素濃度計を使用し、試験中もリアルタイムで測定を実施している。TEST 1 は垂直に設置した試験片下部のエッジに (**Fig. 5**)、TEST 4 は垂直から 15 度傾けて設置した試験片下部に標準着火源の火炎を当てた際の自己消火性の有無と、燃焼生成物による近隣材料を着火させるか否かを確認する実証試験である。なお、TEST 4 は芯線が 125 °C となるように電流を流しながら試験を実施している。標準着火源には、ヘキサメチレンテトラミンを主原料とする固形着火剤 (ケミカルイグナイタと称す) を用いており、ニクロム線のコイルに差込み、ニクロム線を加熱させることにより発火させている。試験条件は、**Table 2** に示すように、それぞれの区画で想定しうる最悪環境を想定し、船内使用品に対しては酸素濃度 24.1 vol.% / 圧力 100 kPa にて、エアロック持ち込み品に対しては、酸素濃度 30 vol.% / 圧力 70.3 kPa にて試験を実施している。なお、国際宇宙ステーション内の通常の酸素濃度は地上と同じ、約 21 vol.% となっている。

## 2.2 標準着火源 (ケミカルイグナイタ)

**Figure 6** に示すケミカルイグナイタは、JAXA, NASA 共に **Table 3** に示す原料を使用し、各自で製造している。製造後、受入検査を行い、規格値 (**Table 4**) を満足したもののみ使用が許される。なお、ケミカルイグナイタは吸湿性が高いため、製造後、湿度 10 vol.% 以下のデシケーター内で保管しなければならない。左記の保管条件であれば、3 年程度、規格値を満足することを予備試験で確認しているが、JAXA では標準着火源の信頼性向上のため、ケミカルイグナイタの使用期限は製造後 1 年間としている。加え

**Table 2** Test conditions<sup>4)</sup>

	O <sub>2</sub> Conc. (vol.%)	Pressure (kPa)	Temp. (°C)
For habitation area materials	24.1	100.0	20 to 23 (Room temperature)
For airlock materials	30.0	70.3	
For ISS external materials	20.9	101.4	

**Table 3** Raw materials of chemical ignition source (400 g mixture)<sup>4)</sup>

Materials	Mass
Hexamethylenetetramine	280.8+/-0.2g
Anhydrous sodium metasilicate	105.2+/-0.2g
Gum arabic (acacia)	14.0+/-0.2g
Deionized water	200ml

**Table 4** Specifications of chemical ignition source<sup>1)</sup>

	standard value
Energy (J)	Minimum 3,000
Temperature (°C)	1100 +/- 90
Maximum visible flame height: (mm)	65 +/- 6.5
Burning duration (sec)	25 +/- 5

At 20.9 vol.% oxygen and 101.3 kPa ambient pressure

て、毎月一回、ケミカルイグナイタの性能が、**Table 4** に示す規格値の範囲内になっていることを定期性能試験にて確認しており、規格値外となった場合は、そのロットのイグナイタはすべて破棄し、新しいイグナイタを製造することとなっているが、今まで、定期性能試験に不合格となったことはない。

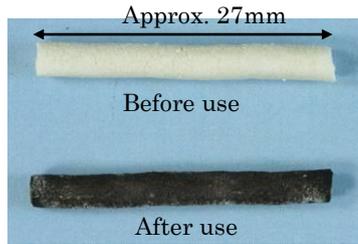


Fig. 6 Chemical ignition source<sup>4)</sup>

Table 5 Rating criteria<sup>4)</sup>

A:	Burn length < 150mm with no small drip burning and no ignition of K-10 paper. Standard test is 5 samples.
B:	Burn length > 150mm, no small drip burn and no ignition of K-10 paper
X:	Moderate or large drip burning or small, moderate or large drip burning with K-10 ignition. Burn length is not a factor.

### 2.3 評価基準

TEST1, TEST4 で A 評価 (= 自己消火性あり) を得るためには、5 個の試料すべての燃焼長さが 150mm 未満であることに加えて、燃焼生成物の移動による近隣材料への燃焼拡大をさせないことが求められている。近隣材料への燃焼拡大の有無は、試験片下に設置した K-10 紙 (厚さ 0.3mm 程度の普通紙。Fig. 1 参照) の燃焼の有無により判断する。燃焼長さ と K-10 紙の燃焼の有無により、Table 5 に示す 3 段階で評価される。A 評価が最も良く、次が B 評価、最後の X 評価は不合格となる。基本、A 評価の材料を使用することとなっている。なお、燃焼長さとは、サンプルの下端から最も遠い“焼き尽くされた点”までの距離であり、単に火炎の熱により損傷を受けた部分は含まない。この燃焼長さが 150 mm 未満の場合、自己消火性があると判断される。

### 3. NASA-STD-6001B の問題点と改善点

アポロ 1 号の事故以外で、NASA の有人宇宙プログラムにて火災は発生していないことから、NASA-STD-6001 (前身の NHB-8060.1 含め) は実績のある有効な試験規格であることに異論はない。NASA-STD-6001 は、前身の NHB-8060.1 の時代も含めると約 44 年と長く、NHB-8060.1 の初版は、アポロ計画後の 1971 年に制定されている。A 改定は 1974 年に、B 改定は 1988 年に、C 改定は 1991 年に実施されており、1998 年には、NHB-8060.1C<sup>5)</sup>の内容が変更されることなく、そのまま、NASA-STD-6001NC<sup>6)</sup>となった。NASA-STD-6001 になってからも 2 回改定されており、最新の B 版は、2011 年に制定されている。このように歴史と実績のある試験規格であるが、歴史が古く、NASA 独自の規格であるが故の問題も発生している。

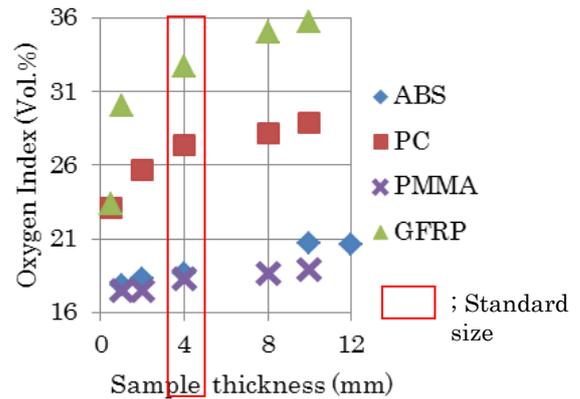


Fig. 7 Effect of sample thickness on Oxygen Index<sup>10)</sup>

本項では、ユーザービリティと試験データ・評価基準の信頼性の観点から、NASA-STD-6001B の問題点と改善点を明らかにしていく。

### 3.1 ユーザービリティに関する問題点

上述のように、とても古い規格であるため、規格の背景となる技術情報の入手が非常に困難となっている。筆者らも、たびたび NASA に試験規格の背景について照会しているが、当時の担当者は退職済みで、技術文書も開示してもらえない内容もあり、明確な回答を得られないことがしばしばある。規格のメンテナンスもされているが、ISO や JIS 規格のように 5 年ごとの定期見直しではなく、あたりまえであるが、NASA の都合により改訂されているだけである。(規格を使用する国際パートナーへのレビュー依頼も無い) 加えて、明文化されていない手順やルール (詳細は後述するが、布やフィルム材に対しては厳しすぎる試験コンフィギュレーションのため、サンプル下端部ではなく、サンプル面に着火させるようにした評価方法 (通称 J 型試験) の導入や、高酸素濃度用イグナイタの使用など) も多い。これは、2003 年に NASA-STD-6001 の TEST1 と TEST4 を ISO14624-1<sup>7)</sup>, -2<sup>8)</sup>として制定した後も続いており、日本やヨーロッパなどの国際パートナーが使用する国際標準規格として扱うには疑問が残る。

また、本試験規格は、「実証試験主義」としており、使用するサンプルは、長さとは標準試験片として規定されている (Fig. 1) が、厚みに関しては、実際に使用する厚み (電線に関しては AWG (American Wire Gauge) サイズ) で燃焼性を評価しなければならない。そのため、例えば厚さ 5mm のレーティングは、あくまで 5mm のものであり、それより薄い厚みには適応されない。ゆえにその場合は、別途試験を実施し、再評価を受けるという手間がかかる。加えて、ISO 等の民間規格試験と試験条件が大きく異なる為、広く民間の既存試験データを解釈して用いることができない。なお、本試験は JAXA もしくは NASA で

Table 6 Types of Standard Ignition Source <sup>5),11),12)</sup>

Standard Number	Standard Ignition Source	Standard value			
		Energy (cal)	Temperature (°C)	Maximum visible flame height (mm)	Burning duration (sec)
NHB-8060.1	Unknown <sup>*1</sup>	Unknown <sup>*1</sup>			
NHB-8060.1A	Silicone Igniter	N/A	excess 815.6	N/A	30 +20,-10
NHB-8060.1B	Cleanweld Type "B" <sup>*2</sup>	N/A	1093.3 +/- 93.3	N/A	25 +/- 5
After NHB-8060.1C	Chemical igniter	750 +/- 50 <sup>*3</sup>	1100 +/- 90 <sup>*3</sup>	64 +/- 6.4 <sup>*3</sup>	25 +/- 5 <sup>*3</sup>

\*1 We did not confirm it, because we could not get NHB-8060.1.

\*2 It is a trade name.

\*3 This value is based on MHB-8060.1C.

しか実施できないが、両者とも民間からの試験受け付けはおこなっていないことから、民間に対する利便性も低い。

一方、民間の材料燃焼性試験は、標準サイズの試験片にて燃焼性を評価している。しかし、**Fig. 7** (Oxygen Indexの厚み影響) に示すように燃焼性は厚みにより変化することから標準サイズのみでの評価では、正しい燃焼性を評価できない可能性が高い。その点では、実証試験主義の方が正しい燃焼性を評価できていると言える。Oxygen Index (以後 OI とする) とは、ISO4589-2<sup>9)</sup>に基づいて算出した消炎限界酸素濃度のことである。例えば、OI が 30 の材料は、酸素濃度 30vol.%以下では燃え広がりにくいことを示している。

### 3.2 試験データ・評価基準の信頼性に関する問題点

次に取得した試験データの有効性と評価基準の観点から、NASA-STD-6001B の問題点を指摘する。

#### 3.2.1 標準着火源の問題点

まず、試験データに大きな影響を与える標準着火源に焦点をあててみると、現行のケミカルイグナイタには①標準着火源にも関わらず、規格値の要求基となる想定発火源の情報が不明であり、②着火源としての能力が不足している懸念がある という二つの問題点を有している。

標準着火源の歴史を振り返ってみると、以下のようになっている。なお、NHB-8060.1 の初版が入手できなかったため、初版で使用している標準着火源の種類と規格値は不明である。(詳細は、**Fig. 6** 参照のこと)

NHB-8060.1A<sup>11)</sup>; シリコンイグナイタ

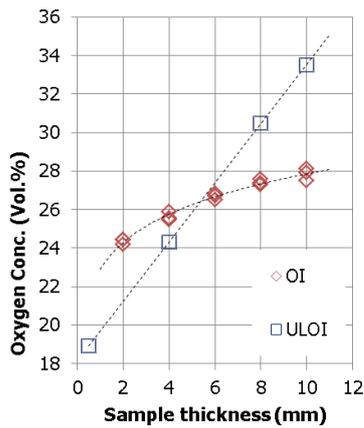
NHB-8060.1B<sup>12)</sup>; Cleanweld Type "B" igniter

NHB-8060.1C 以降; ケミカルイグナイタ

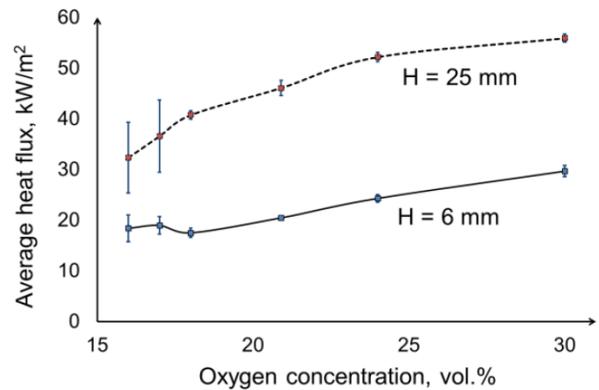
このように、現行の NASA-STD-6001 (NHB-8060.1C) とそれ以前では、異なる標準着火源を使用していることが理解頂けたと思う。なお、NASA-STD-6001B に記述は無いが、酸素濃度 50%以上の高酸素濃度環境では、ケミカルイグナイタの燃焼時間が規格値の半分程度になってしま

うため標準着火源としての能力を発揮できないため、NASA は現在でもシリコンイグナイタを、酸素濃度 50%以上の環境で試験をする際に使用している。また、NASA-STD-6001 では、ケミカルイグナイタ自身の発熱量は 750 +/- 50 Cal と定義されていたが、実際の熱量は、JAXA, NASA 共に 1,000Cal 前後となっており、規格値を満たしていない。しかし、より高い熱量を持つケミカルイグナイタの使用は、安全側で評価しているので実行上問題ないというのが NASA 側の見解である(データ統一性の観点から、JAXA もそれに倣っている)。絶対安全はあり得ないので、より安全側で評価することに対し異論はない。しかし、イグナイタの基準値となった想定発火源が明確でない以上、例えば、規格値を上回る熱量を持つ標準着火源を使用した試験結果による評価が本当に安全サイドの評価なのかは、大きな疑問である。また、上述のように薄いサンプルに対しては、試験コンフィギュレーションが厳しすぎるという理由で、垂直に設置したサンプルの端部ではなく、アルファベットの J の様に設置したサンプル下部の面に着火させる方法にて評価を実施しているが、この評価方法でも安全サイドであるのかは検証されていない。再び、話を熱量の規格値に戻そう。NASA-STD-6001A<sup>13)</sup>からは、熱量の規格値は Min. 3,000J という表現になり、現在改定作業中の最新版では、20,440 +/- 1,360J/g なる規格値が NASA 側から示されているが、これらの数値の根拠に関しては、明確な回答が得られていない。このように、標準着火源にも関わらず、実際の性能が規格値と同じでは無く、加えて、明確な根拠も無いまま標準着火源や規格値を変更するのは試験データの統一性や安全評価の妥当性からも問題があると言わざるを得ない。

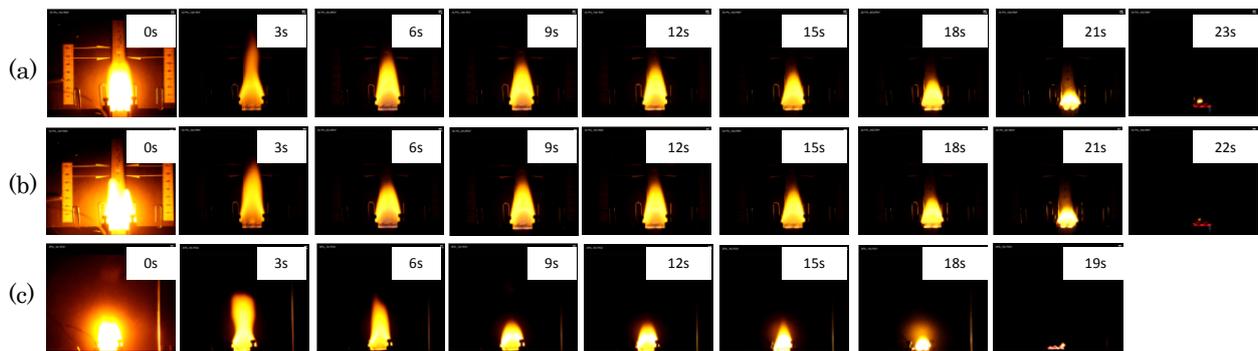
次に、ケミカルイグナイタの着火能力不足について検証する。TEST 1, TEST 4 は燃焼長さにて自己消火性を判断することから、着火限界評価ではなく、消炎限界評価となっている。そのため、ケミカルイグナイタには、サンプルを確実に着火させるだけの発熱量を有している必要がある。ここで、**Fig. 8** に下方火炎伝播方式の消炎限界酸素濃度 (ISO4589-2 に準拠) と上方火炎伝播方式の消炎限界



**Fig. 8** Oxygen concentration dependence on OI and ULOI<sup>14)</sup>  
 OI is minimum concentration of oxygen which is determined in ISO 4589-2. ULOI (Upward Limiting Oxygen Index) is minimum concentration of oxygen which is determined in ISO/ TS16697.



**Fig. 9** Effect of atmospheric oxygen concentration on averaged heat flux<sup>16)</sup>  
 H is the distance of the chemical igniter to a heat flux meter. 6mm is the installation position of the chemical igniter in NASA-STD-6001/TEST1 and TEST4. 25mm is the installation position of a thermocouple in the performance test.



**Fig. 10** Continuous photographic of chemical igniter flame under various oxygen environments (Front view)  
 (a) 20.9vol.%, (b) 24.1vol.%, (c) 30vol.%

酸素濃度 (ISO/TS16697<sup>15)</sup>準拠)を比較した結果を示す。通常、下方火炎伝播に比べ、上方火炎伝播の方が燃えやすいため、消炎限界酸素濃度も下方火炎伝播試験の方が常に低くなるはずである。しかし、**Fig. 8**に示すように、5 mm ~ 7 mm の間で逆転現象がおきている。これは、ケミカルイグナイタの着火能力が不足していることを示している。つまり、薄いサンプルに対してしか消炎限界評価ができず、ある厚み以上並びに難燃性材料に対しては、着火限界評価となってしまう、統一的な評価が出来ていない可能性が大きい。なお、本件に関しては、引き続き検証中である。

このように、ケミカルイグナイタは、その性能 (熱量、燃焼温度、燃焼時間) の前提条件が全く不明であり、加えて着火能力が不足している可能性が大きいことを理解頂ければ幸いである。

別件ではあるが、NASA の一部の関係者が TEST 1 ならびに TEST 4 のコンフィギュレーションにて、消炎限界酸素濃度 (ULOI; Upward Limiting Oxygen Index と称す)

を取得する試験法 (ISO/TS 16697) を提唱している。この試験方法にもケミカルイグナイタを使用しているが、ケミカルイグナイタの熱流束と燃焼時間は、**Fig. 9**, **Fig. 10** に示すように酸素濃度により変化することから、大気雰囲気 ~ 30 vol.% の範囲以外での使用には疑問が残る、この ISO/TS 16697 で求めた消炎限界酸素濃度の信頼性は低いと言わざるを得ない。

### 3.2.2 試験データの評価基準

国際宇宙ステーション内の火災安全に対する NASA の安全評価チームの基本的な考えは「微小重力環境では、自然対流が抑制され燃焼場への酸化剤の供給が不十分となり、通常重力環境 (= 地上環境) より燃え拡がり難い。そのため、地上環境で上方火炎燃え拡がりにて燃焼性を評価すれば、より安全である」としている。

しかし、当初、NASA の燃焼に関する考えは正しいとされていたが、この考えは現在では古く、近年の研究では、微小重力環境の特定の流速条件下では、固体材料の燃焼性

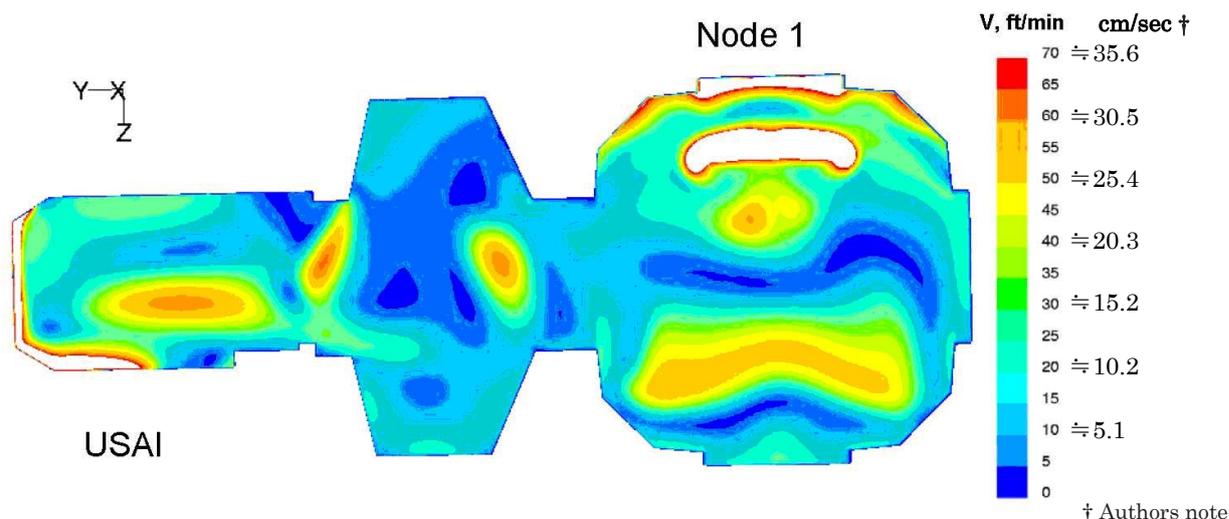


Fig. 11 Air velocity magnitude contours at aft-forward mid-section of the U.S. Airlock Module<sup>23)</sup>

が飛躍的に増大する可能性のあることが判明している（例えば 17~21）。燃烧には酸化剤と燃料（材料から発生する可燃性ガス）の供給が不可欠であり、早い流速環境下では、酸化剤の供給による冷却や燃料が吹き飛んでしまうため、火炎を維持できなくなる。逆に、低流速環境下では、酸化剤の供給量が少なくなり、燃烧に必要な酸素が不足し消滅してしまう。このように燃烧の持続には程よい流速が必要となる。国際宇宙ステーション内は微小重力環境であり、基本、浮力による空気の流れは発生しないが、Fig. 11に示すように空調のための換気流が存在している。この換気流が地上環境では実現できない、火炎の維持に程よい流速であった場合、TEST 1やTEST 4の結果をそのまま用いた評価では、微小重力環境での燃烧性を正しく評価しきれないと言わざるを得ず、また、NASAの火災安全に対する考え（地上環境において最も燃えやすい上方火炎伝播方式で燃烧性を評価していれば、微小重力環境においても安全側の評価となる）は必ずしも正しいとは言えない。これに関しては、NASAも一部認めており、SoFIE（Solid Fuel Ignition and Extinction）プロジェクト<sup>22)</sup>にて、筆者らが参加しているFLARE（Flammability Limits At Reduced-g Experiment）プロジェクト同様に微小重力環境における固体材料の着火限界と消滅限界の研究を実施している。

### 3.3 改善点

本項では、洗い出した問題点を基に、改善点を示していく。

(1) ユーザービリティ向上に向けた改善

① NASA-STD-6001はNASAの独自規格であるが、ISSプログラムに参加している全ての国際パートナーが使用する物であるとの認識の下、定期的な見直しに国際パートナーが参加できる枠組みを作る。

② 民間の参入や民生品の使用割合が増えてきている事を考慮し、広く民間で使用されている燃烧性試験（ISO4589-2やUL94<sup>24)</sup>など）との互換性を持たせるような取り組みをおこなう。

(2) ケミカルイグナイタの着火能力不足対応

民間の試験では、標準試験片にて燃烧性を評価しているため、このような問題は発生しない。例えば、NASA-STD-6001と同じ「実証試験主義」で知られるUL94試験では、最大厚みを13mmとしている。このように、バーナーの着火能力を正確に把握できれば、確実に着火できる厚み範囲も指定でき、正確に消滅限界を把握できる。そのため、ケミカルイグナイタのサンプルに与える熱量を正確に把握し、使用可能な酸素濃度ならびに厚みの範囲を明確化する。

(3) 微小重力環境を考慮した評価法の確立

微小重力環境での酸化剤の流速と供給方向の違いによる燃烧性状を正しく把握すると共に、TEST 1とTEST 4の結果から微小重力環境での燃烧性を予測する方法を検討する。

## 4. おわりに

NASA-STD-6001は40年以上NASA有人宇宙プログラムの火災安全性を確保し続けている有効性の高い試験規格である。しかし、歴史のあるNASA独自の規格であるが故の問題点も多数あることを理解頂けたと思う。

アポロ時代とは違い、現在は民間でも宇宙機開発が行われる時代となった。また、民間が開発した有用な材料や部品も多数存在する。民間の力を有効活用する為には、民間が独自に実施、評価する試験方法を制定する必要があり、それには、今まで宇宙開発をリードし技術を蓄積してきた

各国の宇宙開発機関が率先して取り組む必要がある。

現在、筆者らが参加している JAXA 主導の FLARE 国際プロジェクトは、まさにこの考えに基づいた物であり、NASA-STD-6001 に不足している物を補い且つ、民間でも利用可能な燃焼性試験評価の国際基準制定を最終目的としている。この国際基準の制定により、宇宙機の火災安全性が向上することが強く望まれる。

### 参考文献

- 1) NASA-STD-6001 B, Flammability, Offgassing, And Compatibility Requirements And Test Procedures, NASA, 2011.
- 2) JAXA Materials Database System  
[http://matdb.jaxa.jp/main\\_j.html](http://matdb.jaxa.jp/main_j.html)
- 3) Materials and Processes Technical Information System  
<http://maptis.nasa.gov/>
- 4) A. Hosogai, Y. Nakamura, K. Wakatsuki and Y. Kimoto: Comparison Between The Limiting Oxygen Index And Upward Flame Propagation Test (NASA-STD-6001/Test 1), 29<sup>th</sup> ISTS, Nagoya, June 2013.
- 5) NHB 8060.1C. Flammability, Odor, Offgassing, and Compatibility Requirements and Test Procedures for Materials in Environments that Support Combustion. Office of Manned Space Flight. National Aeronautics and Space Administration, Washington DC. April 4, 1991.
- 6) NASA-STD-6001; Flammability, Odor, Offgassing and Compatibility Requirements and Test Procedures for Materials in Environments that Support Combustion, NASA, February 9, 1998.
- 7) ISO 14624-1: 2003; Space Systems - Safety and Compatibility of Materials - Part 1: Determination of Upward Flammability of Materials
- 8) ISO 14624-2: 2003; Space Systems - Safety and Compatibility of Materials - Part 2: Determination of Flammability of Electrical-Wire Insulation and Accessory Materials
- 9) ISO4589-2: 1996; Plastics -Determination of burning behaviour by oxygen index Part 2: Ambient-temperature test
- 10) A. Hosogai, Y. Nakamura, K. Wakatsuki and Y. Kimoto: The Effect of Sample Aspect Ratio on Limiting Oxygen Index (LOI), 8<sup>th</sup> ISEM, Sendai, Nov., 2013.
- 11) NHB 8060.1A: Flammability, Odor, Offgassing, and Compatibility Requirements and Test Procedures for Materials in Environments that Support Combustion. Office of Manned Space Flight. National Aeronautics and Space Administration, Washington DC. February 1974.
- 12) NHB 8060.1B; Flammability, Odor, Offgassing, and Compatibility Requirements and Test Procedures for Materials in Environments that Support Combustion. Office of Manned Space Flight. National Aeronautics and Space Administration, Washington DC. Sep. 1, 1981.
- 13) NASA-STD-6001A; Flammability, Offgassing, and Compatibility Requirements and Test Procedures, 2008
- 14) 細貝亜樹, 中村祐二, 若月薫, 島村宏之, 平成 26 年度日本火災学会研究発表会, 東京(2014).
- 15) ISO/TS 16697: 2012; Space Systems - Safety And Compatibility Of Materials -Method To Determine The Flammability Thresholds Of Materials, 2012.
- 16) Y. Sugamura, A. Hosogai, Y. Nakamura; Effect of Ambient Oxygen Concentration on Heating Performance of Chemical Igniter used in NASA-STD-6001B / ISO-TS16697, 30<sup>th</sup> ISTS, Kobe, June, 2015
- 17) 高橋修平, 藤田 修, 伊東弘行, 平成 24 年度日本火災学会研究発表会概要集, p.72, 2012.
- 18) K. Agata, O. Fujita, Y. Ichimura, T. Fujii, H. Ito and Y. Nakamura: Int. J. Microgravity Sci. Appl., **25** (2008) 11
- 19) P.V. Ferkul and J.S. T'ien: A Model of Low-Speed Concurrent Flow Flame Spread Over a Thin Fuel, Combust.Sci.Tecnol, **99** (4-6) (1994) 345.
- 20) S. Fereres, C. Lautenberger, C. Fernandez-Pello, D. Urban and G. Ruff Combustion and Flame, **158** (2011) 1301.
- 21) O. Fujita, M. Kikuchi, K. Ito and K. Nishizawa: Proc. Combustion Institute, **28**(2000) 2905.
- 22) Solid Fuel Ignition and Extinction  
<https://spaceflight systems.grc.nasa.gov/sopo/ihho/psrp/fcf/fcf-investigations/sofie/>
- 23) Courtesy, C.H. Son, et al: Integrated Computational Fluid Dynamics Ventilation Model for the International Space Station, SAE Technical Paper 2005-01-2794, Society of Automotive Engineers, 2005
- 24) UL 94, the Standard for Safety of Flammability of Plastic Materials for Parts in Devices and Appliances testing