

実験成果報告書（本文）

高温下における部分予蒸発が液滴列燃焼と 窒素酸化物生成に及ぼす影響

Investigation of Partial Pre-vaporization Effects in High Temperature on
Evolution of Droplet Array Combustion and Nitrogen Oxides Formation
(PHOENIX)

平成23年11月10日

☆菊池 政雄 （独立行政法人宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 主任開発員）
梅村 章 （名古屋大学大学院工学研究科 教授）
野村 浩司 （日本大学生産工学部 教授）
三上 真人 （山口大学大学院理工学研究科 教授）
森上 修 （九州大学大学院工学研究院 准教授）
Christian Eigenbrod （ドイツ・ブレーメン大学ZARM 主任研究員）
Thomas Sattelmayer （ドイツ・ミュンヘン工科大学 教授）
Klaus Moesl （ドイツ・ミュンヘン工科大学 研究員）

1. 実験概要

本実験（PHOENIX）は、JAXAが開発した液滴列燃焼実験装置（DCU）を欧州の微小重力実験用小型ロケット TEXUS46 号機に搭載し、部分予蒸発燃料液滴列の燃焼実験を JAXA と欧州宇宙機関（ESA）の共同実験として行ったものである。2006 年に開始された本実験計画においては、日欧研究者チームの実験要求に基づく実験計画の作成および TEXUS ロケットに搭載する実験装置の開発を JAXA が担当した。一方 ESA は、TEXUS ロケットによるフライト実験機会を提供するとともに、JAXA が開発した実験装置の TEXUS ロケットへのインテグレーションと試験、さらに射場におけるミッション運用を担った。TEXUS ロケット 46 号機によるフライト実験は、スウェーデン・キルナ郊外のスウェーデン宇宙公社（SSC）エスレンジ射場にて 2009 年 11 月 22 日に行われた。

フライト実験においては、直線上に複数個の液滴が等間隔で配置された液滴列を対象とし、液滴列に沿った火炎の燃え広がり特性および燃焼ガス組成、特に窒素酸化物（NO_x）濃度が予蒸発進行度の違いによりどのように変化するか調べることを目的とした。燃料は、これまでの地上研究でも用いてきた n-デカン（C₁₀H₂₂）を使用した。液滴列の生成・支持は、これまでの落下塔実験で実績のある、X 字に交差させた 2 本の細い SiC ファイバ（直径約 14 μm）の交点に、細長く引き伸ばしたガラス管の先端から燃料を供給して付着させる方法を用いた。間隔 18 mm の SiC ファイバ交点上に生成・支持された 5 個の n-デカン液滴からなる液滴列を、500 K に予熱された燃焼容器内に挿入し、一定の静置時間 t_w 後に液滴列の一端の液滴を着火線により着火した。液滴列に沿った火炎の燃え広がり挙動は、高速度ビデオカメラ等により観察した。また、燃焼容器内の高温空気中における液滴の蒸発過程をバックライト観察した。さらに、燃焼終了後の燃焼ガスサンプルを採取し、地上でのガス組成分析のために回収した。

当初の計画では、約 6 分間の微小重力時間中、 t_w を 5 s から 18 s まで変化させた計 4 回の燃焼実験を行う予定であった。しかし、実験の進行を制御する地上支援装置（TEXUS ロケットの打ち上げ・フライト運用を行う EADS Astrium 社の装置）の時刻ズレの不具合により、予定より早く実験装置への電源供給が遮断され、最後の実験条件を実施することができず、計 3 回の実験を行った。なお、重要度の高い実験条件から順番にフライト実験を行ったため、4 回目の実験が実施できなかった影響を最小限に留めることができた。DCU の動作は全て順調に行われ、燃焼ガスの採取・回収も含め、所期の実験データ・サンプルを取得することに成功した。

実験データの解析から、3 回の実験においては非常に高い再現性でほぼ同一径の液滴が生成されたことが確認できた。また、予蒸発の進行に伴い、液滴列に沿った火炎の燃え広がり形態や火炎幅の変化が認められた。さらに、落下塔実験結果とも比較した結果、火炎の燃え広がり速度は予蒸発の進行に伴い急激に大きくなるものの、やがて一定値に漸近することが示された。燃焼ガス中の NO_x 濃度については、 t_w の増加に対し直線的に減少する結果が得られた。

2. 実験目的、目標

本研究（PHOENIX）は、高温空气中に曝された燃料液滴が一部蒸発した状態（部分予蒸発状態）での燃焼現象に関する研究である。直線上に複数個の液滴が等間隔で配置された液滴列を対象とし、液滴列に沿った火炎の燃え広がり特性および燃焼ガス組成、特に窒素酸化物（NO_x）濃度が部分予蒸発進行度の違いによりどのように変化するか調べることを目的としている（図 2-1 参照）。

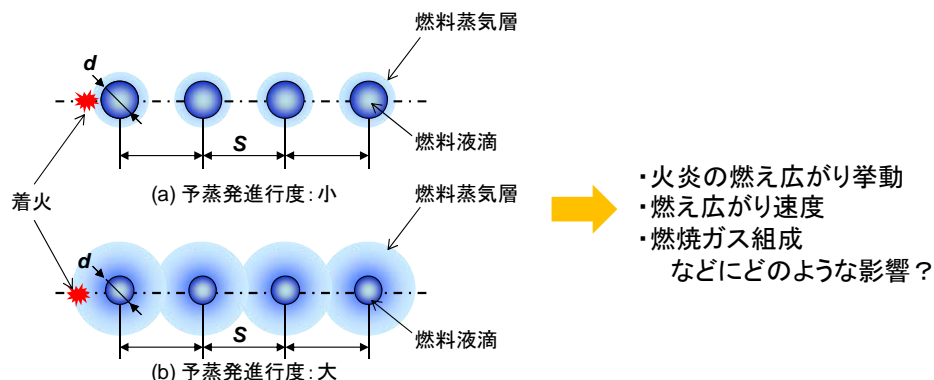


図 2-1 本研究の目的に関する概念図


通常重力下で実験を行う場合には、雰囲気温度に比べて低温（密度が大きい）の燃料蒸気層が液滴の下方に偏って分布する問題がある。加えて、観察が容易なレベルの大きさ（直径 1mm 程度）の液滴を用いた場合、自然対流の影響が支配的となり火炎が上方に伸びてしまい、実際の微細（数十 μm 程度）な噴霧液滴間で発現している、自然対流の影響をほとんど受けない燃焼現象と全く異なる現象を観察することになってしまう。また、理論解析や数値シミュレーションとの比較を行ううえでも、3 次元的な解析が必要となる。これに対し、微小重力下で実験を行う場合、燃料蒸気層は液滴から球対称的に形成される。また、自然対流が大きく抑制されるため、現象の観察が容易な直径の大きな液滴を用い、液滴列の周囲で発現する燃焼現象を詳しく調べることが可能となる。現象は基本的に液滴列の中心軸対称として起こるため、液滴列方向と直交する方向の 2 次元軸対称的な空間で現象を取り扱うことができ、理論解析やシミュレーションとの詳しい比較も可能となるメリットがある。

菊池、三上らのこれまでの短時間微小重力実験により、部分予蒸発の進行に伴う燃え広がり速度の増大（後述の図 3-3 など）および燃え広がり形態や火炎構造の変化（後述の図 3-1 および図 3-2 など）などが明らかになったが、実験時間の制約により予蒸発の進行度が大きい条件での実験を十分行うことはできなかった[1-3]。TEXUS ロケットを用いる今回のフライト実験では、落下塔実験に比べ長時間の微小重力時間を利用し、現象の空間スケールを拡大できて予蒸発進行度の制御も行いやすい、より大径の液滴を用い、予蒸発進行度が大きい条件を中心に部分予蒸発が液滴列の燃焼特性に与える影響を詳しく調べることを意図した。また、予蒸発が液体燃料の燃焼ガス組成に与える影響については、本実験の共同研究者であるミュンヘン工科大学のチームにより噴霧燃焼を対象として調べられている[4]。予蒸発の進行に伴い燃焼ガス中の NO_x 濃度が低下することが示されているが、NO_x の生成に大きな影響を与えると考えられる火炎の詳細構造（拡散火炎と予混合火炎の分布など）については十分調べられていない。噴霧に比べ火炎の構造を把握しやすい、液滴列のような単純化された形態で、予蒸発が燃焼ガス中の NO_x 濃度に与える影響を詳しく調べることを意図した。

3. 実験理論、仮説、実験手法

3.1 本実験に関する理論および仮説

液滴の予蒸発がその後の火炎燃え広がり現象に与える影響については、予蒸発の進行に伴う火炎構造や燃え広がり速度の変化が代表研究者らにより示されている[1-3]. 図 3-1 は、予蒸発がほとんど進行していない状態において、微小重力下の液滴列を燃え広がる火炎の直接画像、OHラジカル発光像、および数値シミュレーション結果を示したものである。先端部では未燃液滴が隣接する既燃部からの加熱を受けて着火し、球形の火炎を形成しつつある様子が分かる。一方、図 3-2 は、より小さい液滴、狭い液滴間隔、長い予蒸発時間により、予蒸発が比較的進行した状態における同様の結果を示したものである。燃え広がる火炎先端部において液滴列の中心軸対称に弓型の反応領域があり、その後方に複数の液滴を取り囲む群火炎が形成されている。数値シミュレーション結果によれば、過濃予混合火炎、希薄予混合火炎、拡散火炎の構造を同時に持つ Triple Flame（3 重火炎）が火炎先端部に発現していることが分かった[1,2]. また、図 3-3 に、液滴列に沿った火炎の燃え広がり速度 V_f の予蒸発時間に対する変化を $T = 600$ K の場合について示す。これより、予蒸発の進行に伴い V_f が大きくなる傾向が分かる。実験時間の制約により、予蒸発の進行度が大きい場合に V_f が一定値に漸近するのか、あるいは増加を続けるのかは必ずしも明確でない。しかし、予蒸発が大きく進行すれば液滴列方向と直交する方向に緩やかな濃度勾配を有する可燃混合気層中の火炎の燃え広がりとなり、究極的には均一な予混合気中の火炎伝播に近づくと考えられることから、 V_f は一定値に漸近するものと推測された。

火炎の燃え広がり方向 

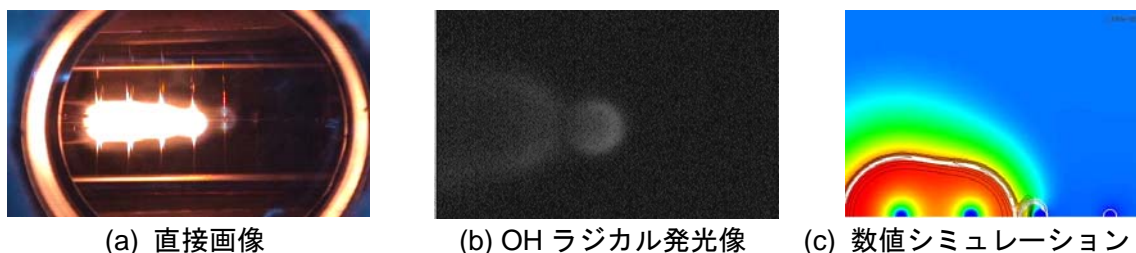


図 3-1 微小重力下における液滴列の燃え広がり実験結果と数値シミュレーション結果

($d_0 = 1.0$ mm, $S = 6$ mm, $T = 600$ K, $t_w = 0.1$ s)

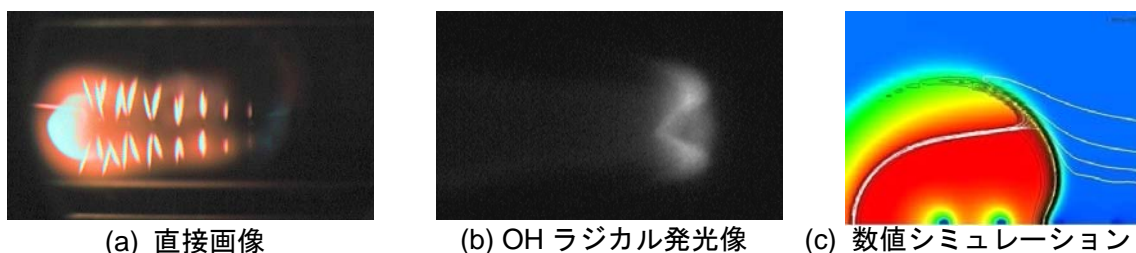


図 3-2 微小重力下における液滴列の燃え広がり実験結果と数値シミュレーション結果

($d_0 = 0.5$ mm, $S = 3$ mm, $T = 600$ K, $t_w = 1.0$ s)

また、燃料の予蒸発が燃焼ガス組成に与える影響については、Baessler らが部分予蒸発噴霧燃焼における NOx 生成に関する研究を行っている[4]. 図 3-4 は、全体当量比 $\phi = 0.7$ の場合の代表的な結果を、Cooper のモデル[5]に対し示したものである。以前より提案されている Cooper のモデルと Baessler らによる実験結果とでは大きな乖離があることが明らかである。

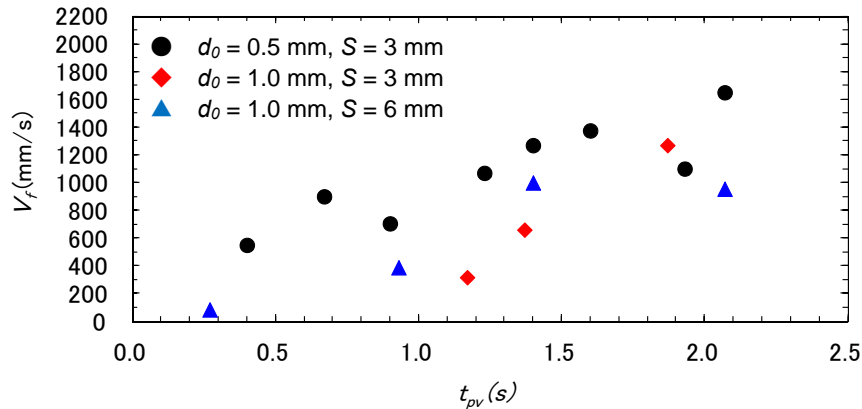


図 3-3 微小重力下における火炎の燃え広がり速度 V_f の液滴予蒸発時間に対する変化
(落下塔実験結果； $T = 600 \text{ K}$)

実験により計測された NO_x エミッションは、以下の式で定義される予蒸発率 Ψ が増加しても初期にはほとんど変化せず、ある一定値以上の Ψ になり、初めて Ψ の増加と共に直線的に減少する。

$$\Psi = \frac{m_g}{m_g + m_l}$$

ここで、 m_g は蒸発して気相として存在する燃料の質量、 m_l は液相として存在する燃料の質量を表す。Baessler らは、広範な範囲の Ψ について実験を行ったが、多数の微細な液滴から構成され、複雑な流れ場のある噴霧の燃焼において得られた NO_x 生成特性の背景を詳しく考察することは難しい。排出される NO_x の大半を占めると考えられるサーマル NO_x は、空気中の N_2 を起源とし、 1800 K 以上の高温領域で生成される[6]。燃料液滴の予蒸発が全く無い場合、液滴の周囲に拡散火炎が $\phi=1$ の位置に形成され燃焼する。このため、拡散火炎での高温領域の存在により NO_x 排出が増える。一方、燃料が全て蒸発した場合には完全な予混合気の燃焼となるので、 NO_x 排出量は火炎温度、言い換えれば当量比 ϕ に依存して決まり、希薄側、過濃側のいずれの場合にも拡散燃焼 ($\phi=1$ での燃焼) の場合に比べ NO_x 排出は減る。燃料の一部のみが予蒸発して燃焼する場合には、純粋な拡散燃焼と予混合燃焼の中間的な形態(部分予混合燃焼)となるが、火炎構造に依存して NO_x 排出量は変化すると考えられる。予蒸発の進行に伴い Triple Flame 前縁の希薄 ($\phi < 1$) および過濃 ($\phi > 1$) 予混合火炎の構造が発達した場合には、後方での拡散火炎 ($\phi=1$) で消費される燃料量が減るため、 NO_x 排出量は減少するものと推測された。

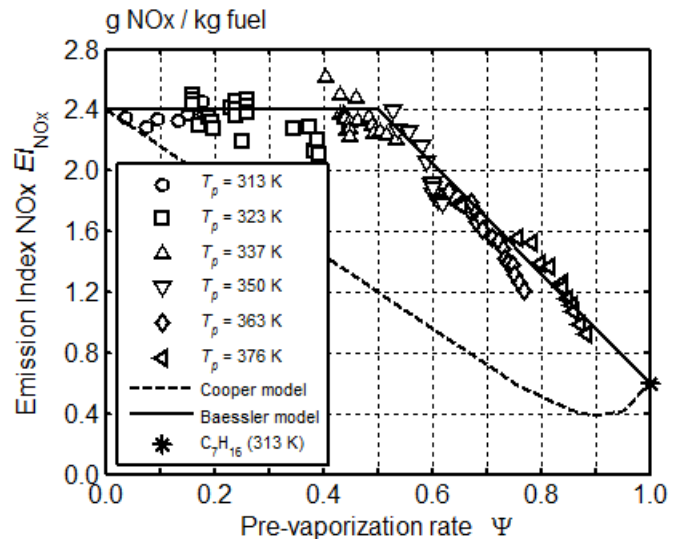


図 3-4 Jet A-1 燃料噴霧火炎の NO_x 排出量に対する予蒸発率 Ψ の影響 (全体当量比 $\phi=0.7$) [4].

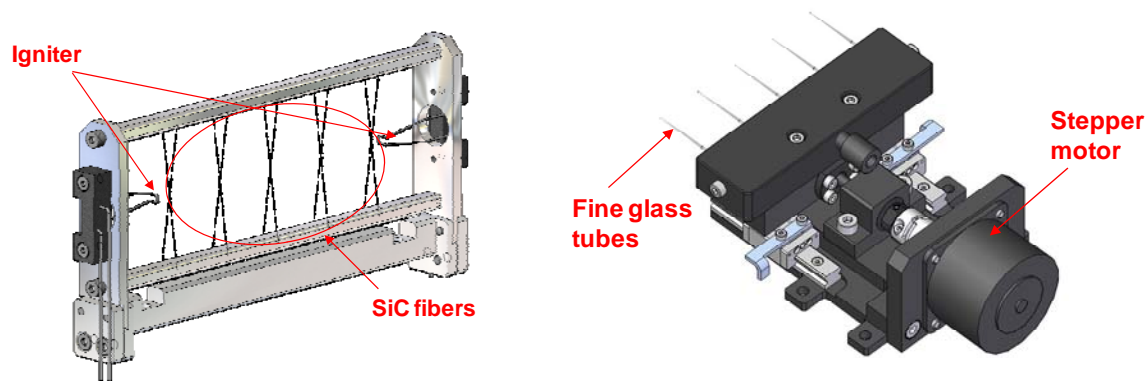
3.2 実験手法

本実験においては、液滴列の燃え広がりを観察するために、複数の燃料液滴を等間隔で確実に生成・配置することが必要となる。また、高温空気中における着火までの予蒸発時間の違いが燃焼現象に与える影響を調べるため、各回の燃焼実験において生成される液滴直径のバラツキが小さいことが重要である。さらに、約6分間の微小重力時間中に液滴列の生成と着火、燃焼を複数回繰り返すため、液滴列生成に要する時間が短いことも重要な点である。

これらの要求を満たすため、本実験においては、これまでの落下塔実験等で実績のある液滴列生成・支持方法を採用した。すなわち、非常に細い SiC ファイバの交点に対し、細いガラス管の先端から燃料を供給して付着させ、燃料液滴をファイバ交点に支持させる方法である。X 字にクロスさせた2本の SiC ファイバは、液滴間隔 S で液滴個数分の5セット配置され、それぞれのファイバ交点に対応する位置に配置されたガラス管から燃料を各交点に供給する。液滴生成の際にはガラス管が液滴支持部（ファイバ交点）に近づき燃料を供給し、液滴生成後にガラス管が後退して液滴支持部の燃焼容器への挿入の妨げとならないようにした。

図 3-5 に、本実験で使用した液滴列支持部およびガラス管を含む液滴列生成部の模式図を示す。また、液滴支持方法の違いによる燃料液滴の形状の違いを図 3-6 に示す。図から分かるように、従来の研究で良く用いられている比較的太い石英線の先端に燃料液滴を支持した場合には楕円形状の液滴となるのに対し、本実験で採用した手法（細い SiC ファイバの交点に液滴を支持）ではほぼ球形の液滴となっている。なお、SiC ファイバの熱的な影響については Mikami ら[7]により詳しく分析されている。

SiC ファイバ上に燃料液滴を支持した燃焼実験は、スペースシャトルにおける NASA の宇宙実験[8]においても行われている。その実験では、対向する2本のステンレス管から燃料を供給し、急速に引き離すことにより1本の SiC ファイバ上に液滴を生成している。しかし、この方法ではステンレス管の引き抜きの影響により初期に液滴が大きく振動したり、燃焼中に液滴が SiC ファイバに沿って移動する現象が報告されている[9]。また、この方法では装置の小型化が困難であり、本研究のように複数の液滴を用いた実験には向かない。本実験で採用した SiC ファイバ交点上への複数液滴の同時生成技術は、液滴形状が球形に近いだけでなく、液滴付着の確実性、燃焼中の液滴移動の防止、短時間での複数液滴生成など、多くの利点を持つ優れた手法である。今回の小型ロケット実験では、将来の国際宇宙ステーション（ISS）／日本実験棟「きぼう」での液滴燃焼実験における適用を視野に入れ、この新しい液滴生成技術を宇宙実験で初めて実証することを意図した。



(a) 液滴列支持部

(b) 液滴生成部

図 3-5 液滴列支持部および液滴生成部の模式図

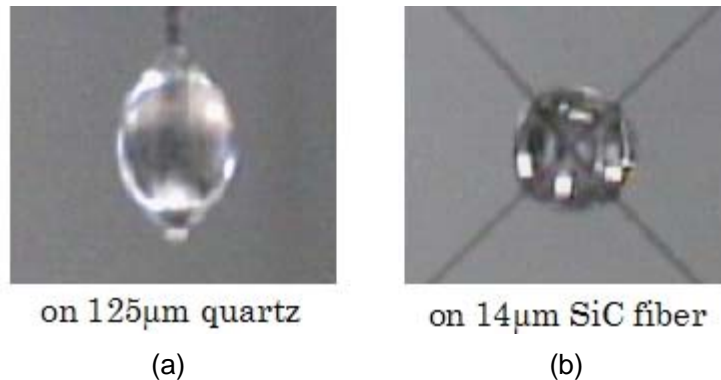


図 3-6 支持方法の違いによる燃料液滴形状の違い（微小重力下）[7].

次に、本実験におけるもう一つの特徴的な実験手法である燃焼ガスサンプルの採取方法について説明する。本実験では、部分予蒸発液滴列の燃焼後の燃焼ガス中に含まれる化学種の中で、特に窒素酸化物（NOx）濃度の変化に注目している。燃焼ガス中の化学組成の分析手法としては、燃焼場にサンプリングプローブを挿入してサンプルガスを採取して分析機器にかける方法（接触式）と、レーザ等を用いた光学計測によりほぼリアルタイムで計測する方法（非接触式）がある。後者については、燃焼場を物理的・化学的に乱すことなく計測できる利点があるものの、レーザを含む測定機器が大きく、小型ロケットに搭載する実験装置に実装することは極めて困難である。一方、前者については、プローブが燃焼場を乱す可能性があるものの、適切な設計により小型ロケットへの搭載が可能と考えられた。そこで、今回の小型ロケット実験においては、サンプリングプローブによる接触式手法による燃焼ガスサンプルの採取を行い、実験装置の回収後、地上にて詳細なガス組成分析を行うこととした[10,11].

燃焼ガスサンプリング（EGS）システムは、燃焼容器内において燃焼ガスを採取するための4本のプローブ、フライト中に予定した4回の燃焼実験に対応する燃焼ガスサンプルを個別に採取するための4式のガス採取容器、それらを接続する配管とバルブ等で構成されている。図 3-7 は、燃焼容器内の燃焼ガスの採取方法の模式図である。燃焼容器の上方に、液滴列の中心軸方向および直交方向に対称に計4本のステンレス製のサンプリングプローブ（内径 2.16 mm）が設置された。サンプリングプローブの位置は、液滴列に沿った火炎の燃え広がり現象に直接的な影響を与えることの無いよう、数値計算により予測された拡散火炎面（当量比 $\phi=1$ の位置）よりも遠方（液滴列の中心軸から半径方向に対し）に配置した。また、ガス採取時に燃焼容器下部の開口部から流入する外部空気をできるだけ混入しないよう、ガス採取時の燃焼容器内部のガス流動を数値解析し、位置およびガス採取時間の最適化を図った。

図 3-8 は、EGSシステムの配管系統図を示したものである。燃焼容器内のガスサンプリングプローブは、上方で1本の配管に統合された後、電磁弁を経由して4台のガス採取容器につながっている。図 3-9 は、4台の金属製ガス採取容器（内容積約 200 ml）の外観写真である。これらのガス採取容器は予め真空引きされており、空圧作動弁を開くことにより、特定の容器に燃焼ガスを吸引採取する仕組みとなっている。なお、大気圏再突入時および着地時の衝撃によりガス採取容器の弁が誤って開き、採取した燃焼ガスサンプルが失われるのを防止するため、空圧作動弁に高圧空気を供給しているポンプの空気を、全ての実験終了後に宇宙空間へリリースするシーケンスとした。また、ガス採取容器およびEGS配管内の真空レベルをできる限り高くするため、射点に設置した真空ポンプにより、レイトアクセスポートを介し打上直前（L-90 min.）までそれらの真空引きを可能な設計とし

た。高レベルの計測を可能とするため、真空引きされた後の 1×10^{-1} mbar未満のガス採取容器内の圧カレベルに対し、 1×10^{-5} mbar・l/s以下のリークレートをガスサンプリング時に対し要求した。

なお、採取された燃焼ガスの吸着等の影響を防ぐため[10-15]、燃焼ガスに直接接触する EGS システムの全ての金属内表面（採取容器、配管、バルブ、継ぎ手等全て）は、アモルファスシリコン（Restek 社製 Sulfinert [14]）でコーティングした。

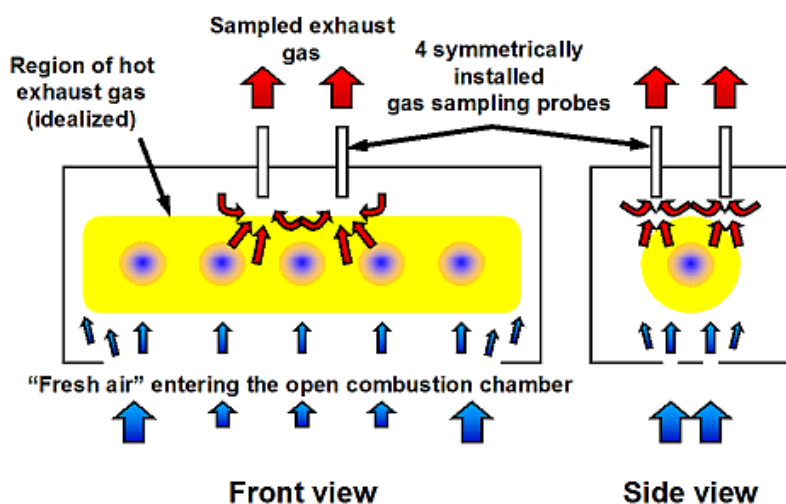


図 3-7 燃焼容器内燃焼ガスの採取方法の模式図

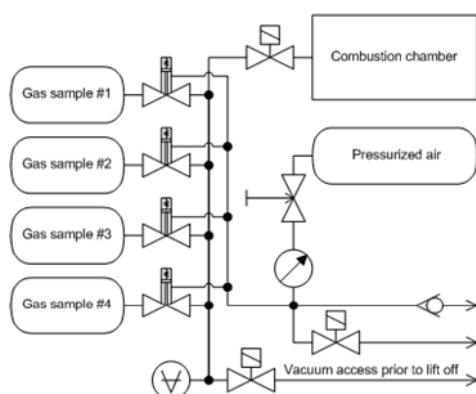


図 3-8 燃焼ガス採取システム（EGS）の配管系統図

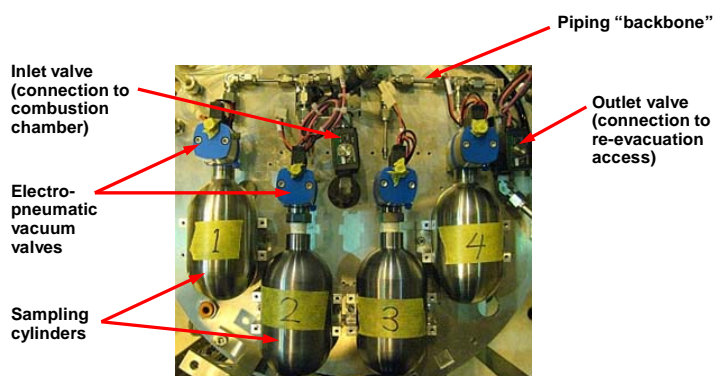


図 3-9 DCU に搭載された燃焼ガス採取容器等の外観

3.3 実験条件

今回の小型ロケット実験では、約6分間の微小重力時間中、実験条件を変化させた4回の燃焼実験を行うことを計画した。各回の燃焼実験では、初期直径 $d_0 = 1.5$ mmの液滴をSiCファイバ上に $S = 18$ mm間隔で5個生成し、液滴列を生成する。次に、 $T = 500$ Kに予熱された燃焼容器内部に液滴列を挿入する。一定の静置時間 t_w の後に液滴列の一端の液滴に着火線により着火し、液滴列に沿った火炎の燃え広がり挙動を観察した。燃焼終了後に燃焼容器内部の燃焼ガスを採取し、液滴列支持部を次の実験のため燃焼容器下部の液滴生成位置まで戻す。そして、燃焼容器下面のシャッターを閉じ、燃焼容器内残留ガスの真空排気と新気の供給と昇温を行う。この実験シーケンスを繰り返し実験を遂行する。各回の燃焼実験では、 d_0 、 S 、 T は変化させず、 t_w のみを意図的に変化させて実験を行った。計画した実験条件を表3-1に示す。ここで、 N は液滴個数を表す。n-デカンの揮発性は低く、室温近傍の温度で行われる液滴生成過程における予蒸発量は無視できる。このため、液滴列を燃焼容器内に挿入し、高温空気に曝される時間を変化させることにより、着火時における液滴列の予蒸発進行度を変化させて燃焼現象を観察することが可能である。

表 3-1 予定した実験条件

実験 No.	d_0 (mm)	S (mm)	N	T (K)	t_w (s)
1	1.5	18	5	500	18
2	1.5	18	5	500	10
3	1.5	18	5	500	5
4	1.5	18	5	500	15

図 3-10 は、500Kの空気中において3個のn-デカン液滴列周囲に形成される燃料蒸気層分布の t_w による違いを数値シミュレーションにより計算したものである。実験条件1、2、3は、図 3-10 の(c)、(b)、(a)にそれぞれ対応している。図中のカラー分布は温度分布、白線は当量比 $\phi = 0.25$ から0.25ステップの当量比等値線を表す。n-デカンと空気混合気の希薄（下）可燃限界は、おおよそ $\phi = 0.5$ であり、 $\phi = 0.5$ の等値線が可燃混合気層の外縁に相当する。実験条件3に相当する図 3-10(a)では、可燃混合気層は各液滴周囲に独立して形成されているのに対し、実験条件2に相当する(b)では、可燃混合気層が液滴列を取り囲む形で形成されていることが分かる。実験条件1に相当する(c)では、 $\phi = 0.5$ の可燃限界付近のみならず、 $\phi = 1.0$ の量論混合比の可燃混合気までも、液滴列を取り囲む形で形成されるようになる。

液滴列に沿った火炎の燃え広がり、液滴周囲の可燃混合気層の形成状態により大きく影響を受けることが分かっており、図 3-10 に示したような、予蒸発による可燃混合気層の形成状態が異なる条件において燃焼現象を観察することを意図した。

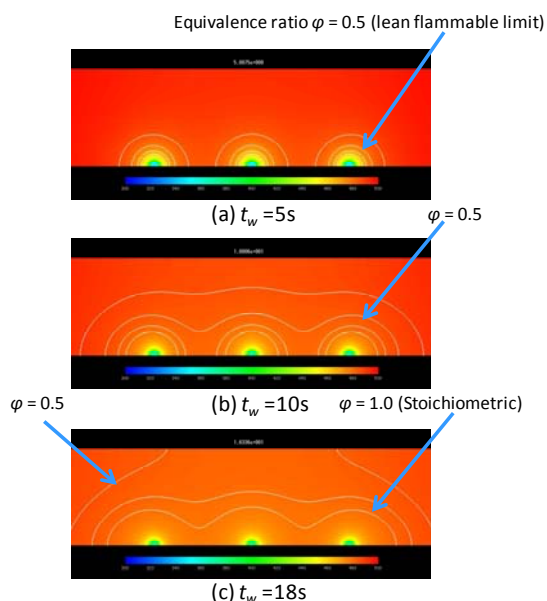


図 3-10 液滴列周囲における燃料蒸気層形成状態の t_w による変化（数値シミュレーション）

3.4 実験装置

3.4.1 実験モジュール

今回の実験において TEXUS ロケットに搭載された燃焼実験モジュール (TEM-JCM) の大部分を占めるのは, JAXA が開発した TEXUS ロケット搭載液滴列燃焼実験装置 (DCU) である。DCU を含む TEM-JCM の概念図を図 3-11 に、またフライト品の外観を図 3-12 に示す。TEXUS ロケットペイロード部の構造体を兼ねる円筒状の Outer Structure の内側に、実験装置を搭載するための Experiment Deck が設置されており、DCU もその上に固定搭載される。Outer Structure の内部はそのままでは与圧空間とはならないため、DCU を大気圧状態に保つ目的の与圧カバーをかぶせる構造となっている。TEM-JCM は全高が 1m を超える大型の実験モジュールであり、Experiment Deck 上の固定だけでは構造的に十分でないため、モジュールの上部においても Outer Structure、与圧カバー、DCU の 3 者を固定した。Experiment Deck の下部には、Astrium 社が製作した DCU 制御部、バッテリー、その他の電子機器類が搭載される。与圧空間内部の DCU 各機器の制御、それらからの信号・映像などのやりとりは、Experiment Deck 上に設けられる気密コネクタを通じて行われる。また、射点において打ち上げ前に燃焼容器内空気の前熱などを行う際、熱が与圧空間内部にこもり温度が高くなり過ぎないようにするため、冷却水による冷却を行うための配管が与圧カバー上部から DCU に出入りしている。さらに与圧カバー上部には、フライト実験中、燃焼後の燃焼ガスを外部に真空排気するための配管インターフェースも設置されている。DCU を含む TEM-JCM の総重量は、約 103kg である。

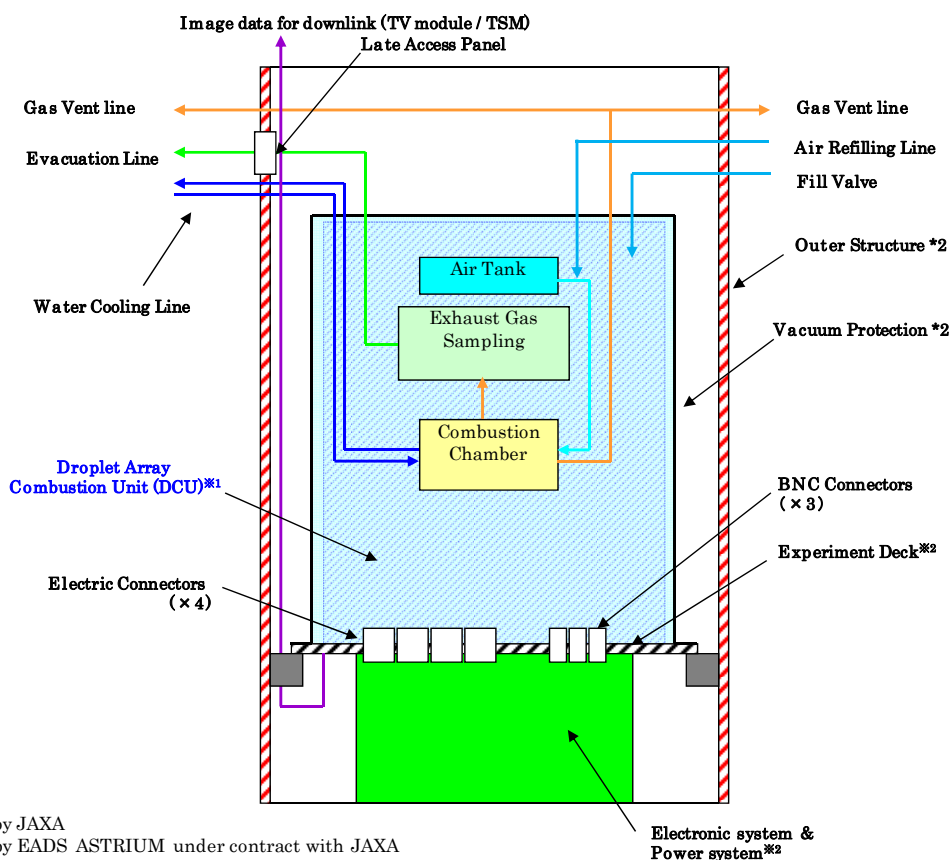


図 3-11 TEM-JCM の概念図



与圧カバー無し



与圧カバー有り



外筒内に設置状態

図 3-12 TEM-JCM フライト品の外観写真

3.4.2 実験装置

DCU の概略図を図 3-13 に示す。各サブシステム・コンポーネントは、Experiment Deck を含め計 6 枚の円板状のプレート上に搭載されている。

以下に、各サブシステムの概要を説明する。

1) 液滴列生成部

燃料液滴列を生成するためのガラス管ホルダを、ステッピングモータ駆動の移動機構により液滴列支持部方向へ前進・後退させる生成部移動機構と、燃料パックに充填された燃料をマイクロポンプにより送り出しガラス管ホルダに供給する燃料供給部から構成される。

2) 液滴列支持部

液滴列を構成する 5 個の n-デカン液滴を、X 字に交差させた SiC ファイバ交点上に支持する。また、液滴列の端の液滴を着火するための電熱線を両端に有している。

3) 液滴列除去部

SiC ファイバ交点に 2 つのノズルから空気を噴射し、燃焼後にスス等の付着物を除去する。また、液滴列生成部ガラス管先端に気泡が混入したような場合、そのままと意図した大きさの液滴が生成されなくなる。この場合、燃料供給部から十分な量の燃料を押し出して SiC ファイバ交点に付着させることによりガラス管先端まで燃料を満たす必要がある。この操作後、SiC ファイバ交点上の不要な液滴を吹き飛ばして除去するためにも使用される。

4) 液滴列移動部

モータの回転運動をスライダークランク機構により直線運動に変換し、移動部上に結合された液滴列支持部の液滴生成位置（第 3 段プレート上）と燃焼位置（第 4 段プレート上）との移動を行うものである。

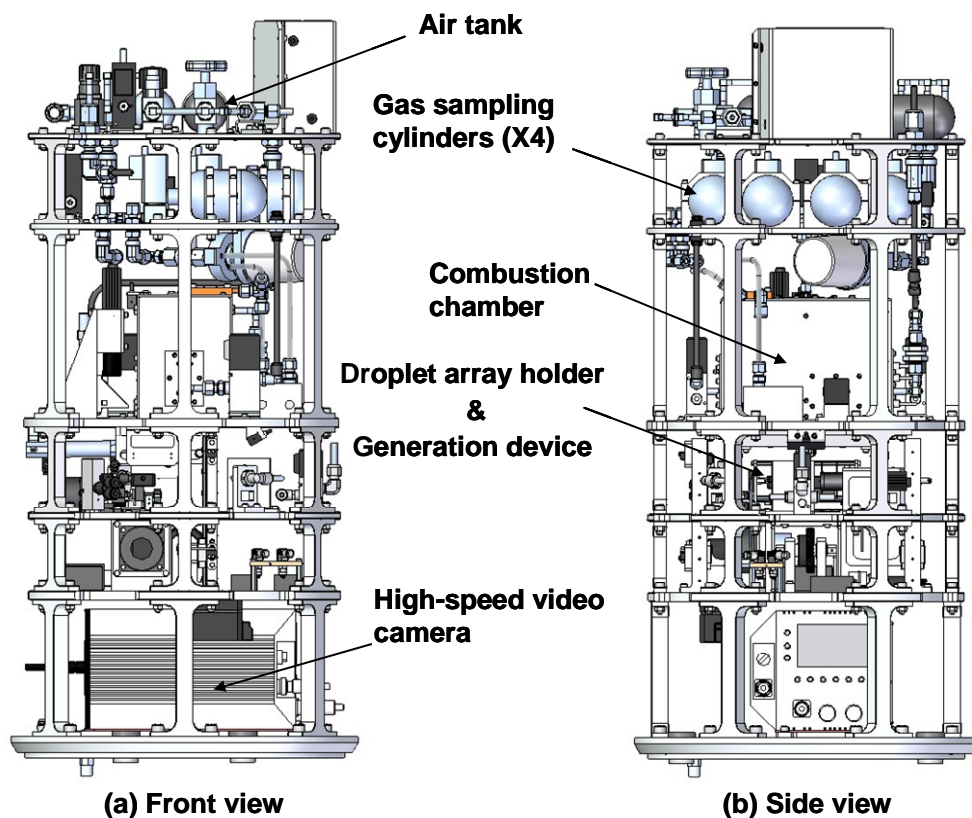


図 3-13 DCU の概略図

5) 燃焼容器部

液滴列の燃焼を行うための容器である。ヒータおよび断熱材が設置されており、熱電対出力によるフィードバック制御により内部空気の昇温・保持が可能である。下面にエアシリンダ駆動の開閉扉を有し、燃焼実験時には扉が開いて液滴列を挿入する。また、観察用のガラス窓を2面に有している。燃焼容器部周囲には、与圧ドーム内部空間の温度上昇を抑制するための冷却水配管が設置される。

6) 空気供給・排気部

空気供給部は、空気ボンベに充填された高圧空気を所定の圧力まで減圧し、液滴列除去部、開閉扉駆動機構などに供給する。さらに、大気圧まで減圧のうえ燃焼実験に必要な空気を燃焼容器部に供給する。また排気部は、燃焼実験後に燃焼容器内部のガスを外部に真空排気する。

7) 観察部

DCU には、液滴生成観察部、燃焼観察部、バックライト観察部、および高速度ビデオカメラ観察部の計4系統の観察機器が搭載されている。液滴生成観察部は、CCD カメラにより液滴列の生成過程を撮影する。燃焼観察部は、CCD カメラにより燃焼容器内における液滴列の燃焼挙動を撮影する。バックライト観察部は、CCD カメラ、バックライト用 LED、および撮影画像記録用のデジタルビデオ等で構成される。1個の液滴を拡大してバックライト撮影することにより、液滴直径の算出を行う。高速度ビデオカメラ観察部は、燃焼容器内における液滴列の火炎伝播挙動を 500 コマ/秒で高速度撮影する。高速度ビデオカメラ部はバックアップバッテリーを有しており、大気圏再突入前に TEM-JCM の主電源供給 OFF となった後も、カメラ内部のメモリ上に撮影データを保持し続ける。液滴生成観察部

および燃焼観察部の CCD カメラ映像は、ダウンリンクにより地上支援機器(GSE)上で録画される。

8) 計測部

与圧ドーム内部空間の温度、圧力を計測するための測温抵抗体、熱電対、および圧力センサ等で構成される。

9) 燃焼ガス採取部

フライト実験中の 4 回の燃焼後に燃焼容器内の燃焼ガスを採取し、計 4 個の金属製ガス採取シリンダにそれぞれ保管する。ガス採取は、予め真空引きしておいたガス採取シリンダと燃焼容器内に設置される金属製のガス採取用チューブの間の電磁弁を開くことにより行う。DCU が回収された後、4 個のガス採取シリンダは DCU から取り外され、ガス組成分析を行うためミュンヘン工科大学に輸送される。燃焼ガスと金属表面の反応により燃焼ガス組成が変化するのを防ぐため、ガス採取シリンダ内部および配管内部の全ての金属表面には特殊なコーティングが施されている[10-15]。

10) 構造部

第 1 段から第 6 段までの円板状プレート、それらを支える支柱などで構成される。

4. 宇宙実験計画の流れ

4.1 全体計画

TEXUS ロケット 46 号機による本燃焼実験は、JAXA と ESA（欧州宇宙機関）の共同実験として実施されたものである。JAXA 宇宙科学研究所長の諮問委員会である宇宙環境利用科学委員会の支援を受け活動中の「液滴群燃焼ダイナミクス研究班ワーキンググループ（以下、「液滴燃焼 WG」）」と、ESA の支援を受け活動していた欧州の「部分予混合噴霧システムの燃焼特性研究チーム（以下、「CPS チーム」）」間の研究協力に基づき、TEXUS ロケットを利用する宇宙実験を共同で行う提案が 2005 年に ESA から JAXA になされた。2006 年 4 月に宇宙環境利用科学委員会による実験計画の評価を受け、JAXA と ESA 間のレターアグリーメントの締結（2006 年 7 月）を経て、本実験プロジェクトは正式にスタートした。

本プロジェクトの実施体制を図 4-1 に示す。本プロジェクトは、JAXA と ESA が取り交わした協力協定に基づき、相互の役割を分担して遂行した。JAXA および ESA の主な役割分担は以下の通りである。

- ① JAXA は、液滴燃焼 WG および CPS チームメンバーから構成される日欧国際研究者チームの実験要求に基づき、フライト実験計画を作成する。
- ② JAXA は、実験要求および TEXUS ロケット等とのインタフェースを考慮し、TEXUS ロケットに搭載する実験装置を開発する。
- ③ ESA は、JAXA が開発する実験装置を搭載して微小重力実験を行うために TEXUS ロケットによる実験機会を提供する。
- ④ ESA は、実験装置の TEXUS ロケットへのインテグレーション、全体試験、射場におけるミッション運用を行う。

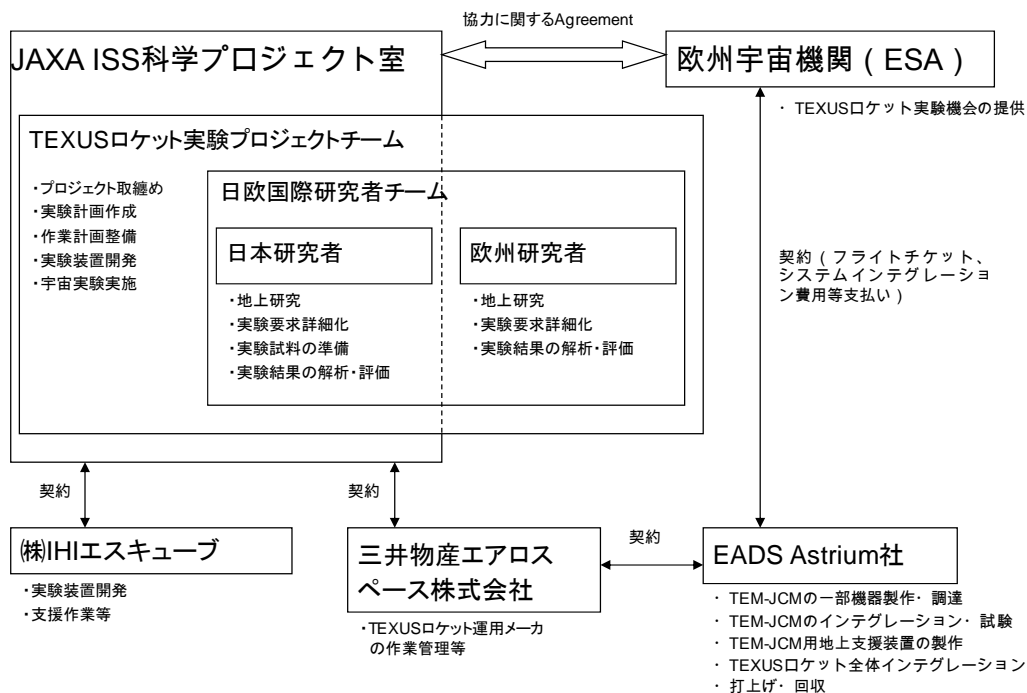


図 4-1 本実験プロジェクトの実施体制

なお、日欧研究者チームの中で、日本側は火炎燃え広がり特性の変化に着目する一方、ドイツ・ミュンヘン工科大学の研究者を中心とする欧州側は燃焼ガス組成、特に窒素酸化物（NOx）濃度が部分予蒸発によりどのように変化するのかに着目している。

4.2 実験準備

実験準備の多くを占めたのは、実験計画の作成と実験装置の開発である。実験計画の作成については、日欧研究者が何度も協議を重ね、実験成果を最大化し、且つ技術的に実現性のある実験計画の検討を進めた。また、実験装置の開発については、燃焼実験モジュール（TEM-JCM）の中核を成す液滴列燃焼実験装置（DCU）の開発を JAXA と（株）IHI エスキューブ（IS3）が協力して行った。当然のことであるが、DCU は TEM-JCM の一部であり、TEXUS ロケットとの各種のインタフェース整合性を持つ必要がある。JAXA が開発した実験装置を欧州の微小重力実験用小型ロケットに搭載するのは今回がはじめてであり、TEXUS ロケットとのインタフェース調整に多くの困難があった。TEXUS ロケットや、より大型の MAXUS ロケットに搭載する実験装置は、そのほぼ全てがドイツの EADS Astrium 社により製作されており、他者が開発した実験装置を搭載した経験は Astrium 社も十分持ち合わせていなかった。このため、TEXUS ロケットと実験装置の各種インタフェース（機械的、電氣的、熱的インタフェース等）を規定する英文のインタフェース仕様書（ICD）も整備されていない状況だった。日独双方にて何度も開催された技術調整会等を通じ、各種のインタフェースを一つ一つ明確化し、ICD を作成した。

DCU は、実験要求と ICD に従い設計を進めた。2007 年 2 月には、DCU の基本設計確認会を行い、その後、DCU のエンジニアリングモデル（EM）の製作・試験を開始した。2007 年 10 月には DCU の EM を利用した航空機実験を行い、液滴列の生成、燃焼容器への移動、着火、燃焼ガスサンプリングを含む複数の要素技術の検証を行った。EM による各種試験結果を反映した詳細設計を進め、2008 年 5 月には詳細設計審査会（CDR）を開催した。CDR 後、実際に TEXUS ロケットに搭載するフライトモデル（FM）の製作を開始した。2008 年 10 月に開催された輸送前審査会（PSR）を経て、DCU 及び関係する地上支援機器類は航空便によりドイツ・ブレーメン郊外の Astrium 社 Trauen Center に輸送された。その後、Trauen にて、Astrium 社が製作した機器類と DCU を機械的、電氣的に結合させ、TEXUS ロケットに搭載可能な TEM-JCM とするためのインテグレーション作業が開始された。TEM-JCM のインテグレーション作業は、Astrium 社と JAXA/IS3 チームの密接な協力のもと断続的に進められ、終盤には TEM-JCM と Astrium 社の地上支援装置（EGSE）を用いたフライト運用訓練も行った。TEXUS ロケット実験においては、ロケットのフライト中にダウンリンクされた実験映像やデータを地上支援装置のモニターで確認しながら、実験装置の操作を地上からテレコマンドにより行う。このため、実験者（オペレータ）の操作や判断のミスが実験の失敗につながる可能性もあり、この運用訓練は非常に重要である。これらを経て、TEM-JCM は 2009 年 3 月に完成した。

この時点で、TEXUS ロケット 46 号機は 2009 年春（4 月-5 月頃）の打上が予定されていたが、思わぬ事態が発生した。TEXUS ロケットに使用されている部品の安全性に関するウェーバー（特例での使用）申請がエスレンジ射場の安全評価委員会に却下され、2009 年春の打上が困難になったとの連絡を ESA から受けたのである。同様のウェーバー申請は前回まで問題なく了承されていたとのことで、ESA も Astrium 社も全く予想していない事態であった。2009 年の夏になり、ようやく打上時期が同年 11 月に再セットされた。この間、JAXA/IS3 チームは射場作業に向けた各種の作業計画書、手順書の整備を進めたほか、日本に残してある DCU の EM と地上支援機器（DGSE）を用いて、簡易的ではあるもののフライト実験運用訓練を実施した。

また、打上の延期に伴い、TEM-JCM は当初想定されていたよりも長期間に渡り Astrium 社で保管されることになったため、念のため DCU の機能確認と必要な保全作業を 2009 年 9 月に Trauen を訪れ実施した。機能確認の結果、液滴列生成部ガラス管の一部から燃料が正常に吐出されない不具合が発見された。予め用意してあった生成部予備品に交換するとともに、不具合品を日本に持ち帰り詳しい原因調査を行った。その結果、ガラス管先端部に粘度の高い物質が詰まり燃料の吐出を妨げていることが分かった。この物質は、ガラス管内に残留していた燃料（n-デカン）が長期保管中にそれ自身の変質あるいは他物質との反応により生成されたものと推測された。そこで、液滴生成部の全部品および組み立て工程全般に渡るコンタミ防止対策の強化と残留デカンの除去・清浄化工程を徹底したうえで、液滴列生成部を新たに数式追加製作した。追加製作した予備品については、振動試験も行い、フライト実験に使用可能であることを確認した。

2009 年 10 月には、TEM-JCM と相乗りペイロードを含む TEXUS46 号機ペイロード部のシステム試験が Astrium 社のミュンヘン工場で行われ、試験は問題なく終了した。その後、TEM-JCM は、陸路でスウェーデンのエスレンジ射場に輸送された。

4.3 射場作業

エスレンジでの射場作業は、2009 年 11 月上旬から開始された。最初に、DGSE を使用しての DCU 機能確認を行った。この際、9 月の Trauen での保全作業で交換した液滴列生成部を取外し、ガラス管内部の状態を顕微鏡で観察した。その結果、内部に何らかの残留物質が確認されたため、追加製作した新しい液滴列生成部に再度交換した。この不具合は、打上が延期になったおかげで必要な対処策を講じることができたものであり、不幸中の幸いであった。DCU の機能確認後、TEM-JCM としてのコンフィギュレーションで Astrium 社の EGSE と組み合わせでの機能確認を行った。また、打上前最後となるフライト実験運用訓練も行った。2009 年春以来、久しぶりの訓練であったが、EM を用いた訓練を日本で実施していたこともあり、問題なく対応することができた。打上予定日の 4 日前には、ベンチテストが行われた。ベンチテストは、TEXUS ロケットに搭載される支援モジュール（TSM）、画像ダウンリンクを行うための TV モジュール、GSE、地上通信設備とペイロードを組み合わせ、これら全てが問題なく作動することを確認する試験である。翌日には、TEM-JCM と相乗りペイロード（ESA の電磁浮遊露「TEM-EML 3」）、TSM を結合し、ペイロード部を完成させるペイロードインテグレーション作業が行われた。また、テレコマンド、テレメトリ等の無線による送受信が衛星、地上設備を経由して干渉なくペイロード部と行えることを確認する RF Interference Test も行われた。

この直後、液滴列支持部で液滴を支持するための SiC ファイバの一部が、固定用接着剤ごと金属フレームから剥離・脱落している不具合が発見された。ESA および Astrium 社とも協議しつつ、原因究明と対策について検討した。何らかの理由により接着剤の劣化が起こり SiC ファイバの金属フレームへの接着部ごと剥離し、液滴除去時の空気ジェットにより X 字交点の接着部からファイバが切断して吹き飛んだものと推測された。液滴支持部の予備品に交換して試験を再開したものの、翌日に再度同様の不具合が発生した。SiC ファイバを金属フレームに固定するための接着剤は、それまで室温での乾燥処理のみ行い、高温中で硬化させる熱処理は行っていなかった。これは、SiC ファイバの接着後、液滴支持部の金属フレームごと熱処理を行う必要があり、その際に金属フレームの熱膨張により SiC ファイバが切断する可能性が懸念されたためである。しかし、接着剤メーカーの推奨方法であるこの熱処理を試みることで接着剤の剥離を防ぐために可能な最良の方策と考えられた。そこで、新たに接着剤を塗布した後にオープンで熱処理を試み、顕微鏡で接着部の状態を詳しく観察した。その結果、それまでよりも良い接着状態にあることが外観上確認

された。次に、この支持部を JCM に取付け、液滴生成試験や除去試験、フライトシーケンス試験などを行った。ファイバの接着に何ら問題は発生せず、関係者の協議の結果、JCM の打上げに支障は無いとの最終判断がなされた。再度、JCM の再インテグレーション、機能確認試験、ペイロード部の再組み立てを行い、当初予定から数日遅れで TEXUS46 のペイロード部（図 4-2 参照）は射点に運ばれ、先に設置されていたロケットモータ部と結合された。

4.4 軌道上実験運用

TEXUS ロケット 46 号機の打ち上げは、2009 年 11 月 16 日に最初のカウントダウンが行われた。JCM の実験運用要員である 3 名の日本チーム（JAXA/IS3）は、打上予定時刻の 3 時間ほど前（現地時間の午前 7 時頃）に射点から数百 m ほど離れたブロックハウスに入室し、Astrium 社と連携しつつ JCM の打上前準備を行った。途中、HOLD（カウントダウンの一時中断）を挟みつつ打上 20 分前まで作業を進めた段階でこの日の打上げ中止がアナウンスされた。

その後、11 月 21 日までの 6 日間で計 5 回のカウントダウンを行ったが、天候条件不良により全て打上げ中止となった。11 月 22 日の午後 0 時 15 分（現地時間）、7 回目のカウントダウンでようやく TEXUS ロケット 46 号機は打ち上げられた（図 4-3 参照）。打上げから約 60 秒後、ほぼ予定通りの時刻にロケットからのダウンリンク映像とテレメトリデータが EGSE のモニター上に映し出された。事前の訓練どおり、我々 3 名の実験運用チームは定められた役割・手順に従い、実験操作を開始した。約 6 分間の微小重力時間中に予定していた 4 回の燃焼実験のうち、1 回目から 3 回目までの実験条件は問題なく実施された。しかし、4 回目の実験準備操作に入った頃、突然、ダウンリンク映像とテレメトリデータが途絶し、テレコマンドの応答もなくなり、実験継続ができなくなった。なお、ESA/Astrium 社による後の調査で、EGSE のタイマーと射場の時刻管理システムの時間同期にズレがあり、JCM への電源供給が予定よりも早く切断されたためにこの不具合が発生したことが分かった。

打上げから約 1 時間 30 分ほどして、回収用ヘリコプターに吊り下げられてペイロード部が我々の元に戻ってきた。ペイロード部は直ちに分解され、JCM の外観検査、実験データの回収と燃焼ガス採取容器の取外し作業を行った（図 4-4 参照）。今回の実験においては、ダウンリンクで地上にて録画した画像以外に、高速



図 4-2 TEXUS46 号機のペイロード部外観



図 4-3 TEXUS ロケット 46 号機の打ち上げ（2009 年 11 月 22 日）

度ビデオカメラ画像など JCM 搭載機器でのみ録画した画像データもあったが、全てのデータが正常に録画されており、JCM にも異常はなかった。また、JCM から取り外された燃焼ガス採取容器は、ガス組成分析を行うため、フライト実験の翌日、Astrium 社のスタッフによりミュンヘン工科大学の共同研究者のもとに届けられた。

4.5 実験後解析

本実験において取得された実験データと、データの解析により得られる科学的・技術的データの相関を図 4-5 に示す。TEM-JCM に関するイベントデータからは、TEM-JCM の各サブシステム・機器類の動作状況（例えば、液滴生成部の位置、着火線への通電など）が把握できる。また、テレメトリデータからは、TEM-JCM に搭載した熱電対や圧力センサからの温度・圧力データが得られる。ダウンリンクして地上にて録画した CCD カメラ映像（25 fps）からは、液滴列の生成過程と燃焼容器内における液滴列の全体的な燃焼過程が把握できる。DCU に搭載した CCD カメラにより撮影した着火液滴（液滴列の一端の液滴）のバックライト拡大映像（30 fps）からは、燃焼容器内に挿入された直後から着火線による着火直前までの液滴径の変化が把握できる。また、この画像を基に、液滴の蒸発速度の時間変化を算出した。さらに、DCU に搭載した高速度ビデオカメラの画像（500 fps）から、液滴列に沿って燃え広がる火炎の位置、大きさ等の情報を把握し、これらを基に火炎の燃え広がり速度を算出した。



図 4-4 ヘリにより回収されたペイロード部（左）と TEM-JCM 分解作業（右）

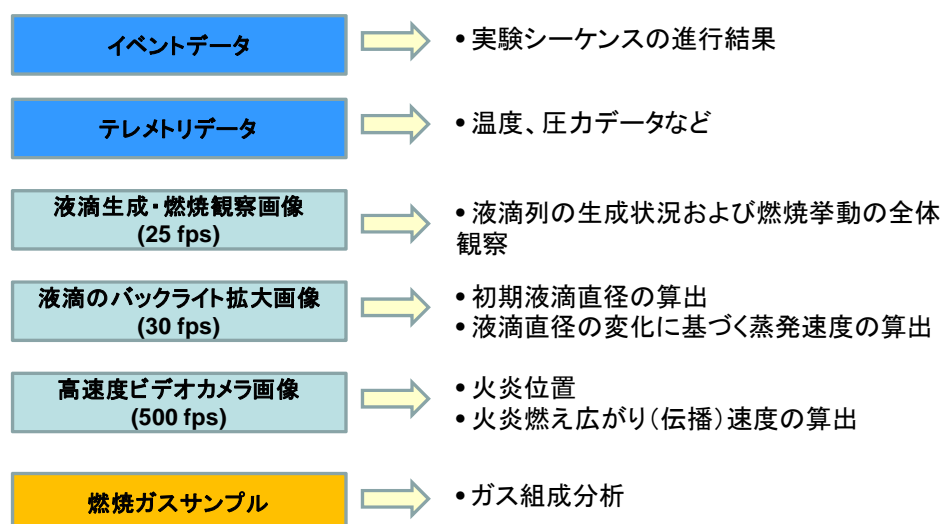


図 4-5 実験データ解析の概要

一方、各燃焼実験の後に採取された燃焼ガスサンプルの組成分析は、FT-IR（フーリエ変換赤外分光光度計）および化学発光式NO_x分析計により行われた。FT-IRはThermo ELECTRON製のNEXUS 470 ユニット、化学発光式NO_x分析計はECO PHYSICS製のCLD 700 LEV htユニットが用いられた[13]。FT-IR分光分析は量が比較的多い成分の濃度を計測するのに適しているため、主にCO₂、CO、H₂O濃度の計測に用いた。また、FT-IRによる窒素酸化物（NO、NO₂、N₂O）濃度の計測も補助的に行った。一方、主要なNO_x化学種であるNOおよびNO₂濃度の計測は、化学発光式NO_x分析計により評価した。FT-IRの下流側に化学発光式NO_x分析計を接続し、一つのユニットとして分析を行った。最初に、それぞれのガスサンプルはFT-IRの運転条件である 458 K、866 mbarに調製され、2mの光路長を有するセルの中で準静的分析を行い、次に化学発光分析を行った。化学発光分析ではサンプルガスが分析過程で失われるため、フライト実験サンプルの分析を行うまでに、間違いない手順の確立、高レベルな機器校正、試験計測を行った[13,16]。

5. 実験によって得られた成果

5.1 液滴直径および蒸発速度

フライト実験において撮影された、液滴列の一端の液滴（着火液滴）のバックライト画像の例を図 5-1 に示す。図中、SiCファイバに支持された液滴の右側にあるのが着火用の電熱線である。液滴と電熱線との距離は、予蒸発による液滴周囲における燃料蒸気層の形成を考慮し、予蒸発が無い場合の実験に比べ大きくとってある。また、各実験条件における液滴付近の拡大画像を図 5-2 に示す。各条件において、上段は液滴列の燃焼容器内への移動が完了した瞬間、下段は t_w が経過した、着火直前の液滴画像である。SiCファイバ上に真球に近い形で液滴が支持されており、 t_w が大きいほど 500K の空気中での予蒸発の進行により液滴径が小さくなっていることが分かる。これらのバックライト画像の解析により得られた $t_w = 0$ における各回の液滴直径（ $\equiv d_0$ ）は、それぞれ 1.608 mm, 1.601 mm, 1.597 mm となっており、 $1.6 \text{ mm} \pm 0.3\%$ の値となっている。このように、3 回の実験において非常に高い再現性でほぼ同一径の液滴生成が行われたことが確認された。また、図 5-3 に瞬時液滴直径（ d ）の初期液滴直径（ d_0 ）に対する時間変化を、図 5-4 に瞬時蒸発速度定数 K （ $= -(d^2 - d_0^2)/t$ ）の時間変化を示す。図より、 d の時間変化は 3 回の実験とともにほぼ同一の曲線上に乗り、 d_0 のみならず高温空気中の蒸発過程についても高い再現性が確認された。また、図 5-4 から分かるように、概ね $t > 10 \text{ s}$ において K が一定値となる準定常蒸発状態が実現されていることが示唆される。

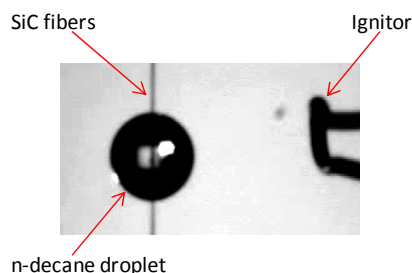
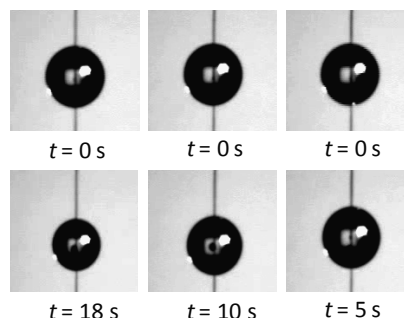


図 5-1 液滴のバックライト画像例



(a) $t_w = 18 \text{ s}$ (b) $t_w = 10 \text{ s}$ (c) $t_w = 5 \text{ s}$

図 5-2 3 回の実験条件における燃焼容器への挿入直後（ $t = 0$ ）と着火直前（ $t = t_w$ ）の液滴画像

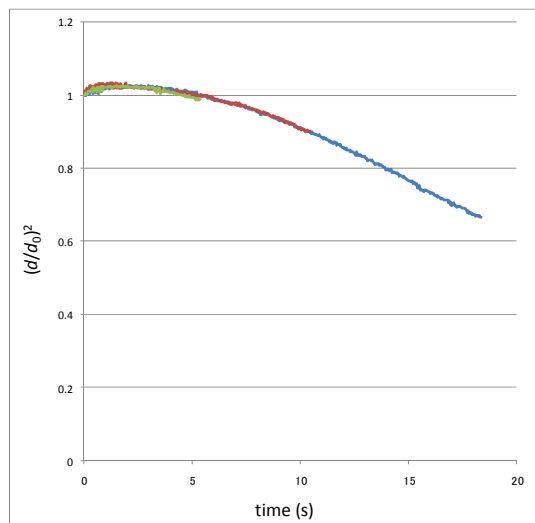


図 5-3 瞬時液滴直径（ d ）の初期液滴直径（ d_0 ）に対する時間変化

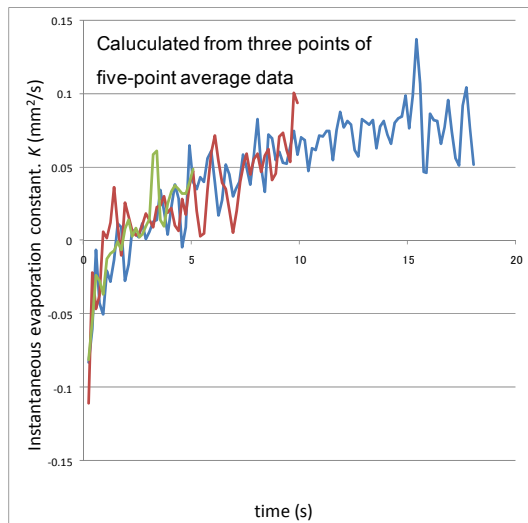


図 5-4 瞬時蒸発速度定数 K の時間変化

5.2 液滴列に沿った火炎の燃え広がり挙動

高速度ビデオカメラ（HSV）により撮影された、各実験における液滴列に沿った火炎の燃え広がり挙動を図 5-5 に示す。火炎は右から左方向に燃え広がっており、図中の t は着火線に通電してからの時刻を表している。TEXUS ロケットへ搭載するための光路設計制約上、HSV が全ての液滴列を視野に収めることはできないため、着火液滴を第 1 液滴とすると、燃え広がり過程後半の第 3 液滴から第 5 液滴が撮影範囲となっている。

全ての条件において、燃え広がる火炎の最先端部には暗い青炎が確認でき、SiC ファイバに青炎が到達した直後にファイバが赤熱して発光する様子が確認できた。また、青炎部の後方には各液滴周囲に輝炎が形成されている。各液滴周囲に形成された輝炎は、初期には火炎の燃え広がり方向と反対側に伸びた後流炎であるが、時間とともに全周炎に移行し、後には球形に近い形状で燃焼する様子が見られた。これは、着目する液滴の周囲において、燃焼に伴うガスの膨張に起因する燃え広がりとは反対方向への比較強い流れ場が初期に形成され、それが時間とともに減衰していることを示していると考えられる。各液滴の左側（燃え広がり方向）に確認された青炎は、(c)の条件では次の液滴に到達することなく消失して次の液滴周囲で新たに発現するのに対し、(b)の条件では次液滴位置まで消失せずに移動するようになり、(a)ではその傾向がより顕著になった。これは、図 3-10 に示した事前の数値シミュレーションで予測されたように、予蒸発進行度が最も小さい(c)では可燃混合気層が各液滴周囲に独立して形成されているのに対し、予蒸発が進行した(a)および(b)の条件では、液滴列周囲に連続的に可燃混合気層が形成されているため、予混合火炎が液滴間で途切れることなく伝播したためと考えられる。

図 5-6 に、第 4 液滴を支持する SiC ファイバの発光が最初に確認された画像を各条件について示す。これより、最初に SiC ファイバが発光する位置は、 t_w が大きい条件ほど液滴列の中心軸から離れた外側にシフトしていることが分かる。これは、予蒸発の進行に伴う液滴列周囲での可燃混合気層の発達により、燃え広がり先端部の火炎幅（液滴列に直交方向の火炎サイズ）が大きくなっていることを示している。また、視認できる青炎領域の大きさも、 t_w が大きい条件ほど大きくなっている。これは、予蒸発の進行に伴い、液滴列に沿って燃え広がる火炎の先端部で予混合火炎がより発達するためと考えられる。

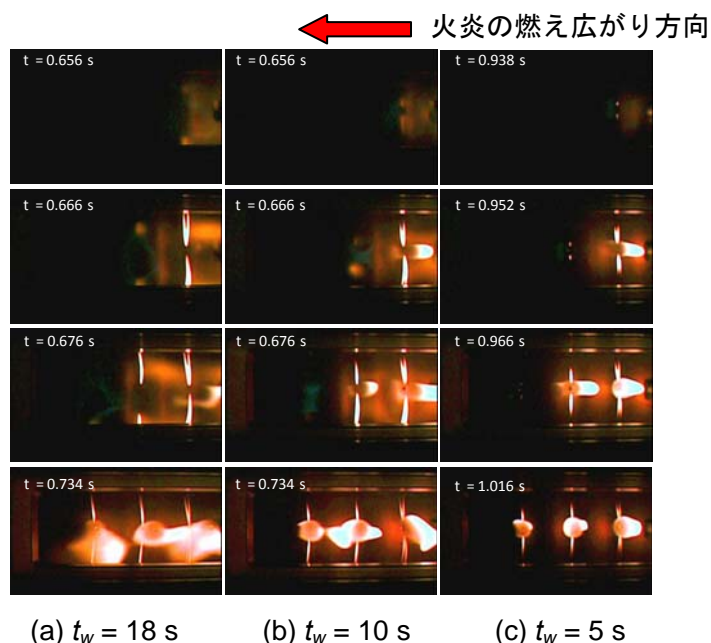


図 5-5 高速度ビデオカメラで撮影された液滴列に沿った火炎の燃え広がり画像

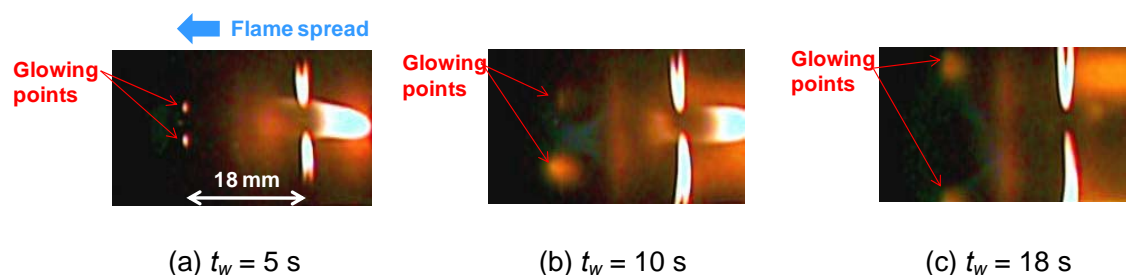


図 5-6 第 4 液滴を支持する SiC ファイバの発光が最初に確認できた画像の拡大図

5.3 火炎燃え広がり速度

HSV画像における火炎先端部の液滴列中心軸方向位置の時間履歴より算出した時間平均的な火炎の燃え広がり速度 V_f の t_w に対する変化を図 5-7 に示す。図には、今回の小型ロケット実験で取得された 3 点のデータに加え、落下塔による短時間微小重力実験において取得された $t_w = 0.1$ s の場合のデータも併せて示している。

図より、着火前の液滴予蒸発がほとんど無い場合 ($t_w = 0.1$ s) に比べ、 t_w の増加に伴う予蒸発の進行により V_f は急激に大きくなることが分かる。 $t_w = 0.1$ s の場合における V_f は約 11 mm/s であるのに対し、 $t_w = 5$ s の場合には約 1290 mm/s と 100 倍以上大きな値となっている。図 3-3 に示したように、これまでの落下塔実験結果からも予蒸発の進行に伴う V_f の増加が示されており、 t_w が 0.1 s から 5 s に至るまでの結果はそれらと同様である。落下塔実験では実験時間の制約により、予蒸発進行度が大きい条件での燃え広がり実験を行うとする場合、小径液滴を用いざるを得ず、液滴径の僅かな生成誤差が可燃混合気層の形成状態に大きな影響を与える結果、 V_f についても誤差が大きい結果であった。そのため、予蒸発進行度がさらに大きくなった場合に V_f が一定値に漸近するのか、あるいは増加を続けるのかは明確でなかった。今回の小型ロケット実験において取得されたデータから、液滴列に沿った火炎の燃え広がり速度は、着火前の予蒸発の進行に伴い増加するものの、最終的には一定値に漸近することが示唆される。

n-デカンと空気混合気の層流燃焼速度 S_L は、500K で最大約 960 mm/s との実験値[17]が報告されているが、今回の実験で観察された V_f はこれに比べかなり大きな値となっている。火炎が空間中を移動する速度である V_f は、真の（局所）燃焼速度である S_L と異なり、見かけの燃焼速度である。広い空間に形成された層状混合気中を火炎が伝播する場合、 V_f と S_L は以下の関係がある[18]。

$$V_f = \left(\frac{\rho_u}{\rho_b} \right)^{1/2} S_L$$

ここで、 ρ_u は未燃混合気の密度、 ρ_b は既燃気体の密度である。通常、 ρ_u は ρ_b よりも大きいため、 V_f は S_L よりも大きくなり得る。また、本実験においては、燃え広がり方向に沿う燃焼容器の両端は共に閉端である一方、燃焼容器下部は液滴列支持部を出し入れするために僅かな開口部（スリット）があり、半開放端とも言える。このような複雑な容器内での燃焼場において、燃焼ガスの膨張が火炎の燃え広がりによどのような影響を与えたかについては、 S_L との対比を含めた V_f の定量的な議論に進む際には更に詳しく検討する必要があるものの、これまでの落下塔実験においても同様の実験装置を用いて V_f を算出していることから、予蒸発の進行に伴う V_f の変化の傾向を把握する上では大きな問題にはならないと考えている。さらに、数値シミュレーションで予測されているような Triple Flame が燃え広がる火炎先端部に発現している場合、Triple Flame 構造が V_f に特有の影響[19,20]を与えて

いることも考えられる。今回の小型ロケット実験においては、寸法その他の制約のため、落下塔実験で用いたようなOHラジカル発光を観察する光学機器が搭載されていない。そのため、火炎先端部にTriple Flame構造が発現しているかどうかを直接的に確認することは困難である。しかし、これまでの地上研究結果を考慮すれば、今回の小型ロケット実験においてもTriple Flame構造が発現している蓋然性が高い。この点については、実験結果と数値シミュレーションの更なる比較を通じ検討していきたい。

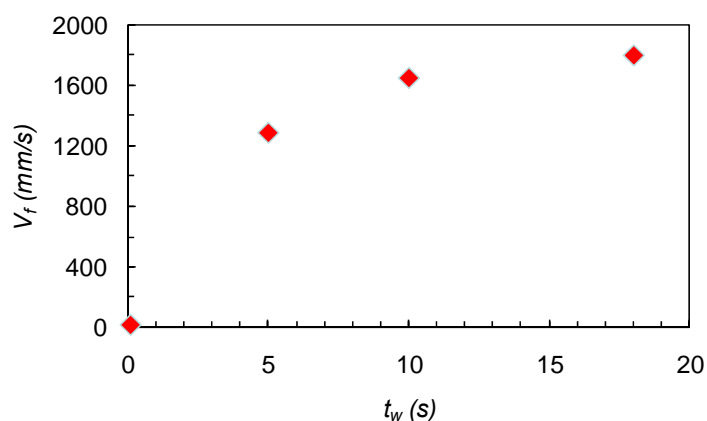


図 5-7 液滴列に沿った火炎燃え広がり速度 V_f の t_w に対する変化
($t_w = 0.1$ s のデータは落下塔実験の結果)

5.4 燃焼ガス組成

本実験では、フライト中に4回の燃焼実験を行う予定であったが、結果としては3回の燃焼実験を行うことができた。3回の燃焼実験後の燃焼ガス採取は問題なく行われた。また、打上前（L-90分前）に達成されたEGSシステムの真空レベルは $2 \sim 3 \times 10^{-5}$ mbar、リークレートは 2×10^{-6} mbar・l/sであり、EGSシステムに対する要求が満足されていたことを確認した。

図5-8は3回の燃焼実験で得られた燃焼ガスサンプルから計測された二酸化炭素（CO₂）濃度を示したものである。これらの実験における予蒸発時間 t_{ψ} は5, 10, 18 sである。図中の凡例に示されるように、4つの異なる分析手法を用いた。 t_{ψ} が同じ場合、CO₂濃度はほぼ同じ値となっており、これらの分析手法におけるバラツキが小さいことを示している。この一致は、異なるFT-IR手法の正確さと信頼性を証明するものである。図より、異なる t_{ψ} に対し、CO₂濃度はほぼ一定の値となっていることがわかる。CO₂濃度に関するこれらの一致は、3回の燃焼実験における燃料の量が基本的に同じためである。また、CO₂濃度の絶対値は燃焼理論から考えても適正なオーダの大きさとなっている[21]。しかし、この分析においては、実験時に燃焼容器内に下部の開口部から流入する空気による希釈効果の影響は補正されていない。この他に考慮すべき2次の影響には、着火時における燃焼容器内温度 T_{ign} のバラツキがある[16]。

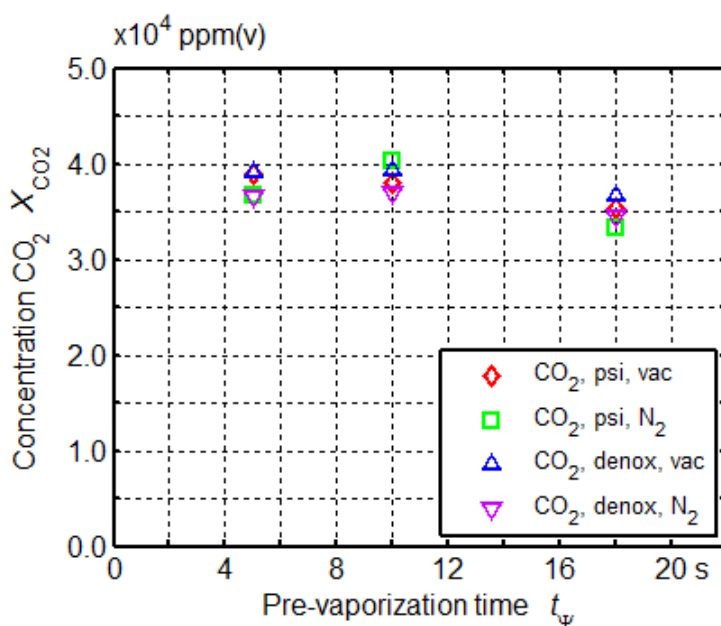


図5-8 TEXUSロケット実験で採取された燃焼ガスサンプルに対するCO₂濃度分析結果（4つの異なる手順を比較）

図5-9は、図に示したCO₂の結果と同様に、CO濃度の結果を示したものである。4つの分析手法による結果は $t_{\psi} = 5$ sと10 sの時には完全に一致しており、予蒸発率が最も大きい $t_{\psi} = 18$ sにおいても良く一致している。CO濃度は蒸発進行度 ψ の増加と共に指数関数的に増加している。これは、菊池らによる数値シミュレーション[1,2]で示されているように、 ψ の増加に伴い、液滴列を燃え広がる火炎の先端がTriple Flame構造を有するようになり、過濃予混合火炎における不完全燃焼によるCO生成が増加するためと考えられる。

窒素酸化物のエミッションは、エミッション指数 EI_{NOx} により表わされる。 EI_{NOx} は、燃

料の質量 m_{fuel} に対する NO_x 質量の比であり、 $\text{g}_{\text{NO}_x}/\text{Kg}_{\text{fuel}}$ の単位を有する[16,21]. これまでの研究と同様に、 t_ψ の増加に伴う E_{NO_x} の減少が観察された. 図 5-10 は t_ψ に対する E_{NO_x} のほぼ直線的な減少を明確に示している. CO_2 濃度について記したのと同じく、2次的影響の効果は考慮されていない. しかし、これらの結果は、液滴の予蒸発が NO_x 低減を実現するとの結論を導くものと考えられる.

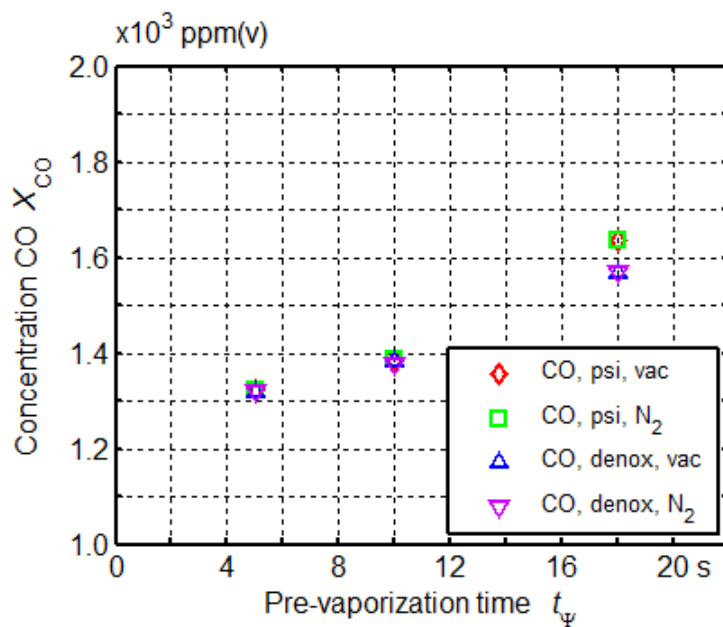


図 5-9 TEXUS ロケット実験で採取された燃焼ガスサンプルに対する CO 濃度分析結果 (4つの異なる手順を比較)

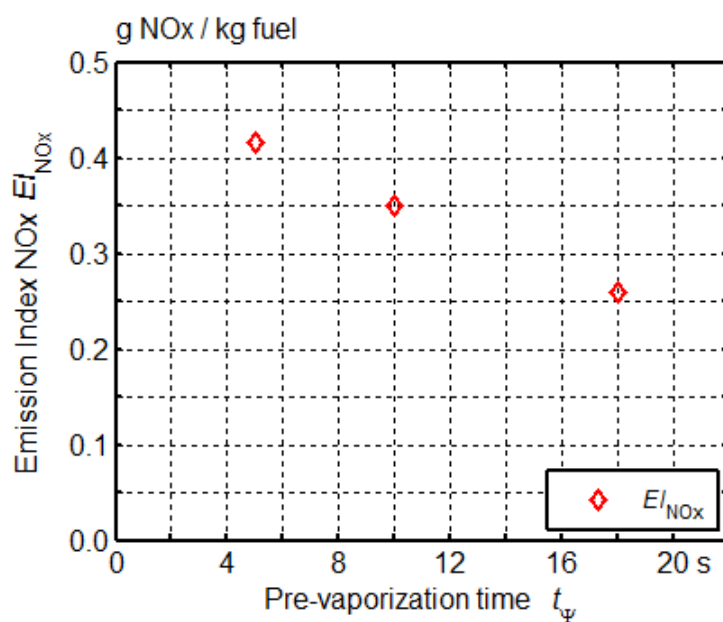


図 5-10 TEXUSロケット実験で採取された燃焼ガスサンプルに対する NO_x エミッション指数 (E_{NO_x}) 分析結果

6. 実験目的・目標に対する達成度、実験成果に対する国際的な水準

今回のロケット実験においては、計画された4回の燃焼実験中、3回の実験を成功裏に実施することができた。4回目の燃焼実験は、打上げ準備シーケンスの最終段階での度重なるカウントダウンの一時停止（Hold）により誘起された、射場と実験装置制御機器の時刻ずれにより実施することができなかった。

しかし、フライト実験においては、重要度の高い実験条件から順番にフライト実験を行ったため、4回目の実験が実施できなかった影響を最小限に留めることができたと考えている。今回のフライト実験では、短時間微小重力実験では取得困難な、予蒸発が最も進化した条件、すなわち $t_w = 18$ sでの実験データ取得を最優先としていた。そのため、この条件を最初に行い、液滴生成の失敗や着火線の不具合などで正常なデータ取得ができなかった場合は、もう1度この条件を繰り返すことを規定していた。2番目に重要度の高い条件は、予蒸発進行度が2番目に長い $t_w = 15$ sではなく、 $t_w = 10$ sの実験である。これは、図3-10に示されるように、 $t_w = 10$ sと18 sでは液滴列周囲の可燃混合気層の形成状態に大きな差（ $\phi=0.5$ の可燃混合気層の外縁が結合する状態と $\phi=1.0$ の量論混合比の可燃混合気も結合する状態の差）がある一方、 $t_w = 15$ sと18 sでは可燃混合気層の形成状態にそれほど大きな差はないと予測されていたためである。3番目に重要度の高い条件は、 $t_w = 5$ sの実験である。この条件は、4つの実験条件の中では最も予蒸発進行度が小さい条件であるが、図3-10に示したように、可燃混合気層が各液滴周囲で独立して形成されると予測された条件である。このため、同一実験装置による同一フライトでの実験結果の比較を幅広い予蒸発進行度に対し行うことを重視したものである。

結果的に、事前に検討していたこれらの計画が功を奏し、3回の燃焼実験から最大限の成果を得ることができた。それは、図5-7の燃え広がり速度に関する結果を見れば、一目瞭然である。仮に $t_w = 15$ sのデータ取得ができた代わりに $t_w = 5$ sのデータ取得ができなかった場合、予蒸発進行度が中程度の領域における燃え広がり速度がどのように変化するか、不明確なままとなったであろう。

3回の実験における品質についても、大きな問題点は識別されていない。各回においては非常に高い再現性でほぼ同一径の液滴が生成されており、燃焼容器内の雰囲気温度のばらつきも非常に小さいため、初期条件や境界条件における現象への影響はほとんど無いと考えられる。その結果、純粋に t_w の違いによる現象の変化を観察することができた。従って、液滴列に沿った火炎の燃え広がり特性および燃焼ガス組成、特に窒素酸化物（NO_x）濃度が部分予蒸発進行度の違いによりどのように変化するかを明らかにするとその所期の目的に対しては、実験回数の（実績／予定）である75%を上回る、80%程度の達成度と考えている。

一方、実験成果に対する国際的な水準に関しては、液滴間の火炎燃え広がり特性および燃焼ガス組成に与える予蒸発進行度の影響を、微小重力環境下において揮発性の低い燃料の大径液滴を用いることにより、予蒸発の進行を高精度に制御した実験場ではじめて明らかにしたものであり、高い水準にあると考えている。現在、本実験結果に関する論文投稿を、燃焼学の分野において最も権威があり、論文採択率も厳しい国際燃焼シンポジウム（2年に1回の開催で、2012年夏に次回が開催予定であり、2012年1月3日が論文投稿〆切）に対し行う準備を進めている。

7. 今後の発展計画

今回の小型ロケット実験では、直線上液滴列の燃焼実験を行ったが、液滴配置を2次元平面上に拡張した燃料液滴群の燃焼実験（ランダム分散液滴群の燃え広がりや群燃焼発現メカニズムの解明（略称：Group Combustion））を「きぼう」で実施予定である。Group Combustion は、三上 真人 教授（山口大学）を代表研究者とし、本ロケット実験における日本側研究者の全員が共同研究者として参画している。Group Combustion では、5液滴程度の少数液滴群要素、および100液滴以上のランダム分散液滴群を用いて液滴間の燃え広がり限界距離に与える液滴間干渉の影響を詳しく調べ、パーコレーション理論に基づくランダム分散液滴群の燃え広がりモデルの高度化に反映させることを目的としている（図7-1 参照）。



図 7-1 少数液滴燃焼から噴霧燃焼への接続概念（Group Combustion）

Group Combustion では、今回の小型ロケット実験で使用された実験要素技術を採用あるいは改良・発展させ、信頼性の高い実験装置開発を効率的に進める計画である。それらの代表的なものが、ガラス細管から SiC ファイバ交点への燃料供給による液滴生成・支持技術である。「きぼう」に搭載済みの多目的実験ラック（MSPR）／燃焼実験チャンバ（CCE）に設置して Group Combustion 実験を行うための供試体（GCEM）では、今回のフライト実験で使ったのと同じ SiC ファイバを使用する。GCEM では、2次元平面上の液滴群配置を実現するために、30 本 x 30 本の SiC ファイバを縦横の格子状に織り込んで液滴群支持部を実現する（図 7-2 参照）。金属製フレームへの SiC ファイバの固定方法は、ロケット実験における射場作業にて発生した接着剤の不具合を反映し、接着剤の水分比率管理、適切な熱処理の実施、接着剤が劣化してもファイバが動かない固定方法（機械的な固定）の適用など、信頼性を大幅に高める改善を行っている。また、ガラス管内への不純物の詰まり防止についても今回の実験で得られた教訓が反映されている。この他にも、着火線の劣化や断線を防止するための設計・製作に関する技術やノウハウなど、今回のロケット実験で得られた多くの貴重な技術・知見が、「きぼう」での燃焼実験に活用される予定である。

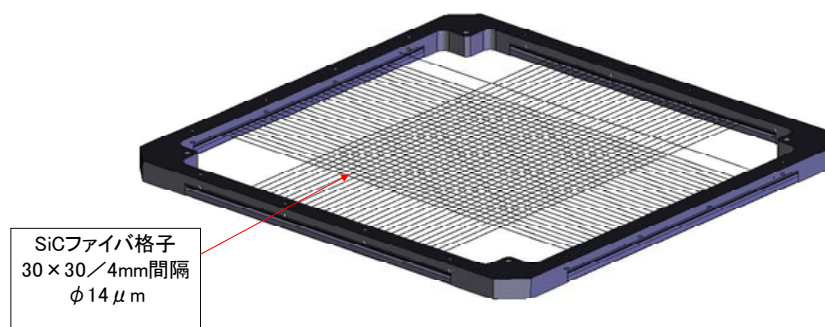


図 7-2 Group Combustion 実験供試体（GCEM）における液滴群支持部

8. 見えてきた課題、対応案

今回のロケット実験結果を通じ認識された課題として、燃え広がる火炎先端部の構造を直接的に把握するための光学観察装置の必要性が挙げられる。これまでの落下塔実験においては、OH ラジカル発光を観察できる光学系を搭載しており、その画像が火炎構造を把握し、数値シミュレーションと比較を行ううえで大変有用であった。今回のロケット実験においては、装置の寸法制約等により、同様の光学観察装置の搭載を断念した経緯がある。しかし、火炎先端部の構造を詳しく把握するためには、OH あるいは CH 等のラジカル発光を観察できる光学系、もしくは、より高感度で高空間分解能の高速度ビデオカメラを使用することが望ましい。光学機器の進化は目覚ましく、本実験の準備開始当初に比べてより小型・高性能の高速度ビデオカメラも市販されている。今後の宇宙実験においては、このようなカメラを適用し、火炎先端部の構造、特に Triple Flame 構造を詳細に把握するとともに、Triple Flame 構造と火炎燃え広がり速度との定量的な関係についても更に詳しい検討を進めたいと考える。

9. 論文、特許等

9.1. 査読論文

現在、第34回国際燃焼シンポジウムへの投稿論文（2012年1月3日〆切）を準備中。

9.2. 解説等

1. TEXUS ロケット 46 号機による液滴列燃焼実験, 菊池 政雄, 日本マイクログラフィティ応用学会誌, Vol. 27, No. 3, pp.128-136, 2010.
2. 小型ロケット TEXUS46 号機による液滴列燃焼実験, 菊池 政雄, 平成22年度 J A R O S 宇宙環境利用の展望, 資源探査用観測システム・宇宙環境利用研究開発機構, 2011.

9.3. 学会発表・講演等（フライト実験実施以降のもののみ）

1. Experiments on Nitrogen Oxide Production of Droplet Arrays Burning Under Microgravity, Klaus Moesl, COSPAR 10 – 38th Scientific Assembly of the Committee on Space Research, Bremen, Germany, 2010.
2. TEXUS ロケット利用日欧共同微小重力燃焼実験, 菊池 政雄, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 2010年11月18日, 静岡.
3. Japan-Europe Collaborative Droplet Array Combustion Experiment in Microgravity onboard TEXUS46, Masao Kikuchi, 20th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programme and Related Research, 2011/5/26, Hyeres, France.
4. The Study of Droplet Array Combustion on TEXUS46 – Preliminary Scientific Results of the Nitrogen Oxide Production, Klaus Moesl, 20th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programme and Related Research, 2011/5/26, Hyeres, France.
5. Preliminary Results from the Droplet Array Combustion Experiment by TEXUS 46 Microgravity Sounding Rocket Mission, Masao Kikuchi, The 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011/6/10, Ginowan, Japan.
6. Droplet Array Combustion Experiment by TEXUS 46, Masao Kikuchi, The 4th International Symposium on Physical Sciences in Space, 2011/7/13, Bonn.
7. Droplet Array Combustion Experiment by using TEXUS Sounding Rocket, Shin

Yamamoto, 8th Japan-China-Korea Workshop on Microgravity Sciences for Asian Microgravity Pre-Symposium, 2011/9/22, Sendai, Japan.

8. 液滴列の燃え広がりを与える予蒸発の影響－小型ロケットによる宇宙実験結果－, 菊池 政雄, 第49回燃焼シンポジウム, 2011年12月5日(予定), 横浜.

10. 参考・引用文献

1. 菊池 政雄ほか, 予蒸発を伴う液滴列の火炎燃え広がり挙動, 第43回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.254-255, 2005.
2. Kikuchi, M. et al., Effects of Pre-Vaporization on Flame Spread of a Linear Fuel Droplet Array in Microgravity, *Proc. 6th ASPACC*, pp. 639-642, 2007.
3. 八木 一記ほか, 液滴の予蒸発が不等間隔正デカン液滴列の燃え広がりを与える影響, 第45回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.418-419, 2007.
4. Baessler, S. et al., NOx Emissions of a Premixed Partially Vaporized Kerosene Spray Flame, *J. Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 129, pp. 695-702, 2007.
5. Cooper, L. P., Effect of Degree of Fuel Vaporization upon Emission for a Premixed Partially Vaporization Systems, *NASA Technical 1582*, 1980.
6. 水谷 幸夫, 燃焼工学 (第2版), 森北出版, 1996.
7. Mikami, M. et al., Microgravity Experiments on Flame Spread along Fuel Droplet Arrays under a New Droplet-Generation Technique, *Combust. Flame*, Vol. 141, pp. 241-252, 2005.
8. Dietrich, D. L. et al., *Proc. Combust. Inst.* 26, pp.1201-1207, 1996.
9. Ahron, I. et al., *Combust. Flame*, Vol. 113, pp. 507-518, 1998.
10. Moesl, K. G. et al., Preparations of the NOx Measurements for the Combustion of an n-Decane Droplet Array under Microgravity Conditions, *J. Jpn. Soc. Microgravity Appl.*, Vol.25, No.3, pp. 361-366, 2008.
11. Moesl, K. G. et al., NOx Measurements in the Combustion of an n-Decane Droplet Array Under Microgravity Conditions on TEXUS #46, *Proc. 19th ESA Symp. on European Rocket Balloon Programmes and Related Research*, ESA SP-671, 2009.
12. Allen, J. D., Probe Sampling of Oxides of Nitrogen from Flames, *Combust. Flame*, Vol. 24, pp. 133-136, 1975.
13. Moesl, K. G., On the Production of Nitrogen Oxide Emissions in the Combustion of Partially Pre-Vaporized Droplets and Droplet Arrays, PhD dissertation, Lehrstuhl für Thermodynamik, Technische Universität München, 2012.
14. Restek Corporation (Bellefonte, PA, USA), *US Patent 6,444,326*, 2002.
15. Tine, G., *Gas Sampling and Chemical Analysis in Combustion Processes*, AGARDograph, Pergamon Press, Oxford, 1961.
16. Moesl, K. G. et al., The Study of Droplet Array Combustion on TEXUS-46 – Preliminary Scientific Results of the Nitrogen Oxide Production, *Proc. 20th ESA Symp. on European Rocket Balloon Programmes and Related Research*, ESA SP-700, 2011.
17. Kumar, K. et al., Laminar Flame Speeds and Extinction Limits of Preheated n-Decane/O₂/N₂ and n-Dodecane/O₂/N₂ Mixtures, *Combust. Flame*, Vol. 151, pp.

- 209-224, 2007.
18. Hirano, T., *Combustion Science – Combustion phenomena and their control- (in Japanese)*, Kaibundo, Tokyo, 1986.
 19. Chung, S. H., Stabilization, Propagation and Instability of Tribrachial Triple Flames, *Proc. Combust. Inst.* 31, pp. 877-892, 2007.
 20. 溝淵 泰寛, 部分予混合火炎, *日本燃焼学会誌*, Vol. 52, No. 161, pp. 206-212, 2010.
 21. Turns, S. R., *An Introduction to Combustion: Concepts and Applications*, McGraw-Hill Science/Engineering/Math, New York, 2000.