

9

久留米工業大学
インテリジェント・モビリティ研究所 研究報告

2025

目次

研究・技術報告

固定翼型 eVTOL の概念設計法の開発とそれを用いたサブスケール機の研究

麻生 茂 ・ 上津原 大空 ・ 熊谷泰成 ・ 桑野 素良

多段面旋回流・後方逆旋回流型ハイブリッドロケットエンジンの高性能化に関する研究

麻生 茂 ・ 高木 響 ・ 佐山 智紀 ・ 桑野素良

水素供給装置を付加したレトロフィットディーゼルエンジンにおける水素とバイオディーゼル燃料の混焼条件におけるエンジン性能

小島 英司 ・ 山口 卓也

インテリジェント・モビリティ研究所 活動報告

編集後記

研究 · 技術 報告

固定翼型 eVTOL の概念設計法の開発と それを用いたサブスケール機の研究

麻生 茂¹、上津原大空²、熊谷泰成³、桑野素良³

Key Words: eVTOL, Aircraft design, Electric aircraft, Flying automobile

Abstract

Light electric aircraft becomes quite important vehicle due to various advantages such as zero emissions, noise reduction, and lower operational costs. However, traditional design methods developed for fossil-fuel-powered aircraft are not suitable for electric aircraft. Because mass of battery remains constant during flight. The present study aims to establish a new conceptual design method specifically for electric VTOL (eVTOL) aircraft with fixed wing. The configuration of eVTOL with fixed-wing has been selected due to its capability for longer range and higher operational availability. The results demonstrate that a reasonable configuration and performance can be achieved for eVTOL with fixed-wing. Additionally, the development of a subscale eVTOL with fixed-wing is currently in progress. The design process is also presented.

凡例

AR : アスペクト比	P_R : 必要パワー (kW)
b : スパン (m)	R : 航続距離 (km)
C_L : 揚力係数	S : 翼面積 (m ²)
$C_{L_{max}}$: 最大揚力係数	T : 推力 (N)
C_D : 抵抗係数	T/W : 推力重量比
C_{D0} : 有害抵抗係数	t : 所要時間 (h)
$C_{D_{support}}$: サポート抵抗係数	V_{cruise} : 巡航速度 (m/s)
c : コード長 (m)	V_{TO}/V_{stall} : 離陸速度比
c_r : 翼根長 (m)	W/S : 翼面荷重 (N/m ²)
c_t : 翼端長 (m)	η_m : モーター効率
\bar{c} : 平均空力翼弦長 (m)	η_p : プロペラ効率
D : 抵抗 (N)	η_b : バッテリーエネルギー効率
$D_{support}$: サポートによる抵抗 (N)	λ : テーパー比
E_R : 必要電力量 (J)	ρ_{cruise} : 巡航時空気密度 (kg/m ³)
e : オズワルドの飛行機効率	ρ_E : バッテリーエネルギー密度 (kW·h)
g : 重力加速度 (m/s ²)	
H : 高度 (m)	下添字
Hp : 出力 (hp)	climb : 上昇
L : 揚力 (N)	cruise : 巡航時
L/D : 揚抗比	fuselage : 胴体
ℓ : 胴体長さ (m)	HT : 水平尾翼
M_0 : 機体全備質量 (kg)	landing : 着陸
M_e : 空虚質量 (kg)	loiter : ロイター
$M_{battery}$: バッテリー質量 (kg)	stall : 失速
M_{crew} : 乗員質量 (kg)	support : 支持材
$M_{payload}$: ペイロード (kg)	TO : 離陸
M_e/M_0 : 空虚質量比	VT : 垂直尾翼
$M_{support}$: モーター固定用支柱質量 (kg)	wing : 主翼
n_{crew} : 乗員人数(人)	
$n_{passenger}$: 乗客人数(人)	

1. はじめに

近年、電動垂直離着陸機（eVTOL）が航空産業および都市交通における新たな革新技术として注目を集めている。eVTOL は従来の航空機に比べて持続可能性に優れ、特に都市のモビリティ課題に対する解決策として期待されている。現在、世界各国の企業、研究機関、政府が実用化に向け取り組んでいる。

eVTOL の大きな特徴の一つは、その環境性能である。化石燃料を動力とする従来の航空機とは異なり、eVTOL は電動モーターを用いるため、CO₂やその他の大気汚染物質の排気量を抑えることができる。さらに、再生可能エネルギーを用いて電力を供給すれば、カーボンニュートラルの達成も可能である。

eVTOL の利点は都市部に限らない。離島や山間部といったアクセスが困難な地域においても、滑走路を必要としない垂直離着陸能力によって、高い機動性と運用の柔軟性を発揮する。特に離島では本土との迅速な移動手段として、また山間部では地形による交通制約を克服する手段として、その導入が地域交通インフラの改善に寄与すると期待されている。

また、eVTOL は現在世界的に注目されている Maas との連携も可能である。Maas とは、複数の交通手段を一つのプラットフォーム上で統合し、利用者に最適な移動手段を提供するサービスである。eVTOL の導入により、混雑したハブ空港や遠方の駐車場を避けることができるほか、運航遅延や乗り継ぎミスといった従来の問題を回避できる利点もある。

このように、eVTOL は環境負荷の低減、地域交通の改善、新たな移動体験の創出といった多くの可能性を秘めており、今後の技術発展と普及に向けた取り組みの重要性はますます高まっている。すでに欧米、日本、台湾、などにおいて、eVTOL はエアタクシーや「空飛ぶクルマ」としての実用化が構想され、開発が進められている^{1,2)}。



図1 空飛ぶクルマのサンプル⁴⁾



図2 固定翼型 eVTOL のサンプル⁵⁾

2. 空飛ぶクルマについて

空飛ぶクルマに明確な国際的定義は存在しないが、一般には「電動垂直離着陸機（eVTOL : electric Vertical Take-Off and Landing aircraft）」と呼ばれている³⁾。空飛ぶクルマは、従来の自動車とは異なり、空中を移動することが可能な新たな交通手段である。都市におけるモビリティの革新として注目されており、地上交通の混雑を回避し、直線的なルートで目的地に迅速に到達できる点が大きな利点である。また、滑走路を必要としないため、都市部や地域間の効率的な移動を可能にし、移動時間の短縮や交通インフラの負担軽減など、都市生活や経済活動に与える影響も大きいと考えられている。現在最も発展しているのは、小型ドローンを大型化し、人が搭乗可能となったタイプである。基本構造はドローンと類似しており、電動モーターや動作制御、ジョイスティックなどによる簡易な操作が可能な機体も多い。機体の軽量化とバランス制御のため、通常は少なくとも4枚のプロペラを備えている。

eVTOL は大きく分けて、ドローンタイプと翼付きタイプの2種類が存在する。ドローンタイプは垂直離着陸が容易で、前進時には機体を傾けて飛行する。一方、翼付きタイプは上昇・降下用のファンと前進用のファンを別に分けて、もしくはチルト機構を用いて1つのファンで両方を担う構造である。巡航時には翼の揚力によって機体重量を支えるため、ドローンタイプと比較して航続距離が長いという利点を持つ。ただし、機体構造が複雑になるため、サイズが大きくなり、開発コストが高くなるという課題もある⁶⁾。

従来の化石燃料を用いた航空機においては、要求仕様に基づいた概念設計手法が確立されており、機体の性能や規模を予測することが可能であった。しかし、電動航空機では、バッテリーによるエネルギー供給のため、飛行中に機体質量が変化しない。この性質により、従来の設計手法をそのまま適用することができないという問題がある。したがって、電動航空機に適した新たな概念設計手法の確立が求められている。

本研究では、eVTOLの中でも特に航続距離に優れる翼付きタイプに着目し、その利便性や実用性を高めることを目的として、翼付き eVTOL に特化した概念設計手法の構築を試みた。

3. 固定翼型 eVTOL 機用概念設計手法

3.1 全備重量 M_0 と設定した飛行パターン

まず、計算の大きな流れを示す。離陸時における全備質量 M_0 は次式のように表せる⁷⁾。上に上昇するためのモーター質量(M_{motor})とモーターを支えるストラクチャー質量($M_{support}$)も考える。

- (1) 式で用いた各パラメータの意味は本文の最初に掲げたNomenclatureを参考にしていきたい。

$$M_0 = M_{crew} + M_{payload} + M_{battery} + M_e + M_{motor} + M_{support} \quad (1)$$

M_{crew} 、 $M_{payload}$ は1人あたりの体重を80kg、1人あたりの手荷物を15kgとすれば、 $M_{crew} = 95n_{crew}$ 及び

$M_{payload} = 95n_{passenger}$ と表せるので、式(1)は次のように表せる。

$$M_0 = 95n_{crew} + 95n_{passenger} + M_{battery} + M_e + M_{motor} + M_{support}$$

その中に、 $M_{battery}$ 、 $M_{support}$ は M_0 の関数となるので $M_{battery}$ 、 $M_{support}$ を次のように表す。

$$M_{battery} = M_{battery}(M_0) \quad \text{及び} \quad M_{support} = M_{support}(M_0)$$

世界中の小型電動航空機を参考し、ローターの質量の全備質量に対する比率は0.214とする⁸⁾。つまり M_{motor} は $0.214M_0$ とする。また、参考文献7のTable 7.2でGen. Av. - twin engineを選択すると

$$\frac{M_e}{M_0} = -0.90 + 1.36M_0^{-0.10} AR^{0.08} \left(\frac{H_p}{W_0} \right)^{0.05} \left\{ \left(\frac{W}{S} \right)_{min} \right\}^{-0.05} (V_{max[kt]})^{0.20}$$

これより、

$$M_e = \left[-0.90 + 1.36M_0^{-0.10} AR^{0.08} \left(\frac{H_p}{W_0} \right)^{0.05} \left\{ \left(\frac{W}{S} \right)_{min} \right\}^{-0.05} (V_{max[kt]})^{0.20} \right] M_0 \quad (2)$$

そして馬力重量比 H_p/W [hp/lb]は、参考文献7のTable 5.4, Homebuilt - compositeを選択し、 V_{max} は V_{cruise} [kt]の1.25倍として、式(2)は次式のように書き直す。

$$M_e = \left[-0.90 + 1.36M_0^{-0.10} AR^{0.08} \{0.004 \times (1.25V_{cruise})^{0.57}\}^{0.05} \left\{ \left(\frac{W}{S} \right)_{min} \right\}^{-0.05} (1.25V_{cruise[kt]})^{0.20} \right] M_0 \quad (3)$$

M_e は M_0 の関数となるので M_e を $M_e = M_e(M_0)$ のように表す。

したがって、式(1)は次式のように書き直す。

$$M_0^{(n+1)} = 95n_{crew} + 95n_{passenger} + M_{battery}(M_0^{(n)}) + M_e(M_0^{(n)}) + M_{motor}(M_0^{(n)}) + M_{support}(M_0^{(n)}) \quad (4)$$

式(3)と式(4)において、 $M_0^{(n+1)}$ と $M_0^{(n)}$ の値が一致するまで反復計算を行うことにより収束した M_0 を求めることができる。バッテリーの重量 $M_{battery}$ を計算するためには、飛行パターンを設定する必要がある。本研究では図. 3に示すような飛行パターンを考えた。この飛行パターンは、上昇(Acending)、巡航(Cruise)、及び着陸(Descending)の3つから成り立っている。

まず初めに、上昇と着陸時に必要なバッテリー質量を推算した。質量2 tonの機体を300m上に持ち上げるという条件でそれに必要なバッテリー質量を求めた。バッテリーエネルギー密度は0.5 kW·h/kgと仮定すると、上昇時に必要なバッテリー質量は、

$$M_{b_{climb}} = \frac{2000 * 300 * 9.8 * 10^{-3} (kg * m * m/s^2)}{0.5 * 3600 (kWh/kg * s)} = 3.27 kg$$

であり、上昇と着陸に必要とされる合計のバッテリー質量は、バッテリーからプロペラによる推力発生までの変換効率を無視すると3.27kgの2倍の6.54kgである。その質量は後の計算で得られる代表的なバッテリー質量である約236kg(Table 3)に比べて十分小さいので、今回の概念設計にあたっては上昇と着陸するためのバッテリー質量を無視することとした。

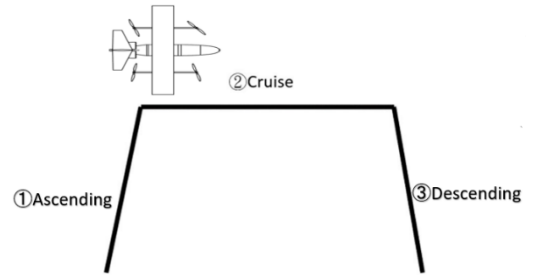


図.3 飛行形態

えるス

上昇と着陸のモーター質量は機体重量を十分持ち上げることができるものを選定する. 巡航に必要なバッテリーの質量(M_{b_cruise}) は右の諸量を仮定して計算する(7)

3.2 巡航時バッテリー重量 M_{b_cruise}

巡航時の必要電力量を E_{R_cruise} [kWh] とすると,

$$M_{b_cruise} = \frac{E_{R_cruise}}{\rho_E}.$$

巡航時の必要パワーを P_R [kW], Time_cruise [h] として

$$M_{b_cruise} = \frac{P_R \times \text{Time_cruise}}{\rho_E},$$

巡航時は水平飛行とみなす. このとき P_R [kW] は抗力 D_{cruise} [N], 巡航速度 V_{cruise} [m/s] を用いて

$$P_R = \frac{D_{cruise} \times V_{cruise}}{1000}. \quad \text{巡航時の揚力係数 } C_{L_cruise} \text{ は, 水平飛行とみなすので } M_0 \text{ [kg], } g \text{ [m/s}^2\text{], 空気密度 } \rho_{cruise}$$

[kg/m³], S [m²] を用いて次式で定義する.

$$C_{L_cruise} = \frac{2M_0g}{\rho_{cruise} \times S \times V_{cruise}^2}.$$

巡航時の抗力係数 C_{D_cruise} は次式を用いて計算する^{7,p.397}).

$$C_{D_cruise} = C_{D0} + \frac{C_{L_cruise}^2}{\pi \times AR \times e} = C_{D0} + \frac{1}{\pi \times AR \times e} \left(\frac{2M_0g}{\rho_{cruise} \times S \times V_{cruise}^2} \right)^2$$

よって巡航時の抗力 D_{cruise} [N] は, この機体上昇下降をするためのモーターを固定する支柱(support)の質量を加える必要があるので次式で示すことができる.

$$D_{cruise} = \frac{1}{2} \rho_{cruise} V_{cruise}^2 S \left[C_{D0} + \frac{1}{\pi \times AR \times e} \left(\frac{2M_0g}{\rho_{cruise} \times S \times V_{cruise}^2} \right)^2 \right] + D_{support}$$

ここで, $D_{support}$ はサポートによる抵抗である. $D_{support}$ の数式は

$$D_{support} = \frac{1}{2} \rho_{cruise} V_{cruise}^2 C_{D_support} H^2 \cdot 2 \text{ である. ここで } C_{D_support} \text{ は } 0.5 \text{ とした } ^9).$$

また, 一般に巡航時水平移動距離 R_{cruise} [km] は航続距離 R [km], 上昇時水平移動距離 R_{climb} [km], 降下時水平移動距離 $R_{landing}$ [km] を用いて $R_{cruise} = R - R_{climb} - R_{landing}$ であるが, この飛行経路はほぼ垂直離着陸なので, R_{climb} と $R_{landing}$ は R に比べて小さいので無視することとする. 航続時間 Time_cruise[h] は上式と V_{cruise} [m/s] より $\text{Time_cruise} = \frac{R \times 1000}{V_{cruise} \times 3600}$ 以上より M_{b_cruise} は効率とバッテリーの放電特性を考慮して 1.2 倍のマージンを持たせると次式となる.

$$M_{b_cruise} = \frac{\frac{1}{2} \rho_{cruise} V_{cruise}^3 S \left[C_{D0} + \frac{1}{\pi \times AR \times e} \left(\frac{2M_0g}{\rho_{cruise} \times S \times V_{cruise}^2} \right)^2 \right] \times \frac{R \times 1000}{V_{cruise} \times 3600}}{\rho_E \eta_m \eta_b \eta_p} \times 1.2$$

3.3 モーター固定用支柱質量 $M_{support}$ の算出方法

eVTOL が上昇時の力の分布を図 4 に示す. $M_{support}$ を考える時, 安全のため二つの観点を考えるべきである. 一つは支柱が耐えられる最大応力 σ_{max} であり, もう一つは力を受けられ, 支柱の最大傾斜角度 θ_B である (図 5). 支柱の材料は強度比がアルミ 2024 の約 4 倍の CFPR を使う (表 1). 支柱の断面については, 外寸, 肉厚がほぼ同じとして丸パイプと角パイプで比較した (図 6), 真上又は真横からの力だけだとすれば, 角パイプは丸パイプの約 1.7 倍の曲げに対する耐力を持っている¹⁰).

また, 角パイプの方が丸パイプによるフレームに比べて加工工数が少なく, 強度の高い組み立てフレームを作ることができる¹⁰. したがって, 支柱の断面形は角パイプの形にする. 計算にあたっては角パイプ t の厚みは予め適切な値を仮定する. もしその後の計算で適切な結果が得られなかったら t を再設定して計算を実施する.

C_{L_max}	:	2.6
ρ_E	:	0.50 kWh/kg
V_{stall}	:	50 kt = 25.72 m/s = 92.60 km/h
V_{cruise}	:	107.99 kt = 55.56 m/s = 200 km/h
η_m	:	0.9
η_b	:	0.9
η_p	:	0.9
ρ_0	:	1.225 kg/m ³
g	:	9.80665 m/s ²
C_{D0}	:	0.021
e	:	0.8

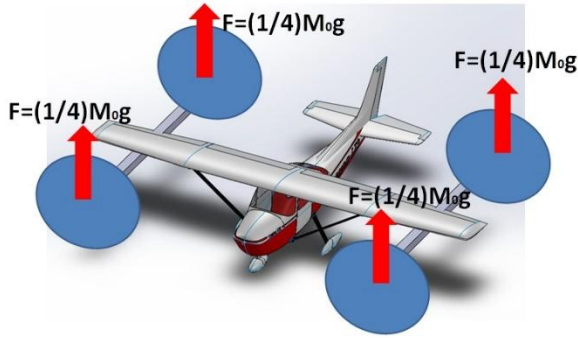


図 1 上昇時の力の分布

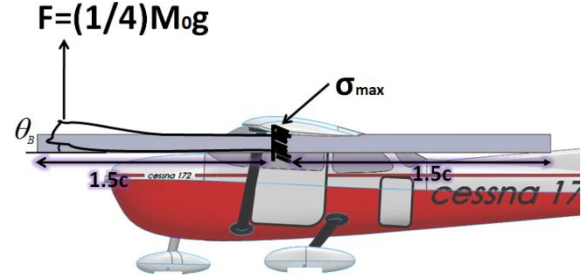


図 5 一つ支柱が上昇時の力を受けた時の状態

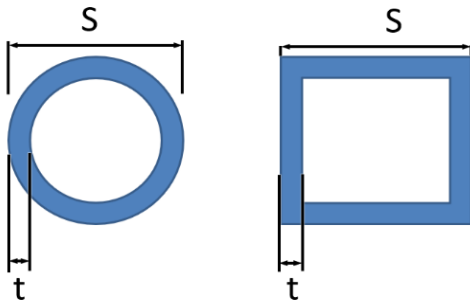


図 6 丸パイプと角パイプの断面

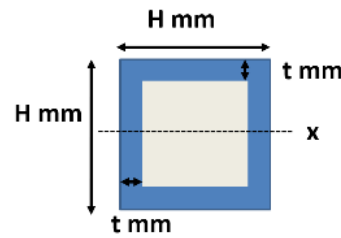


図 2 一つ支柱の断面形

表 1 CFPR とアルミ 2024 の材料特性の比較

	CFPR	アルミ 2024
密度 (kg/m ³)	1650	2770
破断応力 (MPa)	800	469
軸方向弾性率 (GPa)	91	73.1

3.3.1. 最大応力 σ_{max} からの制限

最大応力 σ_{max} からの制限を考えるために図8に示すモデルを考えた。まず、断面二次モーメント I_x [mm⁴]は

$$I_x = \frac{H^4}{12} - \frac{(H-5)^4}{12}$$

支柱の中に一番大きな応力 σ_{max} [Pa]は

$$\sigma_{max} = \frac{Moment \times y}{I_x} = \frac{\left(\frac{1}{4}M_0g\right) \times 2.46 \times (H/2) \times 10^{-3}}{\left(\frac{H^4}{12} - \frac{(H-5)^4}{12}\right) \times 10^{-12}} \quad (5)$$

マージンも含まれ、最大応力は破断応力を超えないことにすると

$$\sigma \leq \sigma_{break}/1.5 \quad (6)$$

式(5)と式(6)を合わせると、最低必要な CFPR の辺の長さ H[mm]と全備質量 M_0 [kg]の関係は

$$\frac{M_0 H}{\left(\frac{H^4}{12} - \frac{(H-5)^4}{12}\right)} \times 0.25 \times 9.80665 \times 2.46 \times 0.5 \times 1.5 \times 10^9 = 800 \times 10^6$$

これにより $0.48H^3 - 3.6H^2 + (12 - M_0 c_{wing})H - 15 = 0$

その式を見ると、Hを M_0 の関数($H = H(M_0)$)に表すのは難しいことがわかる。そこで、現実でリーズナブルな M_0 値を想定し、回帰分析でHと M_0 の関係を導き出す。

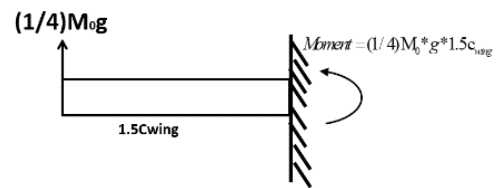


図 3 一つ支柱の受力分析

さらに、一つ支柱の重量 $m_{support}$ [kg]は $m_{support} = Cross Area \times \rho_{CFRP} \times (1.5c_{wing})$
 $= (H^2 - (H - 5)^2) \times 10^{-6} \times 1650 \times 1.5c_{wing}$
 $= 0.04059H - 0.101475$

全ての支柱重量 $M_{support}$ [kg]は、 $(0.04059H - 0.101475) \times 4 = 0.16236H - 0.4059$ したがって、 $M_{support}$ [kg]と M_0 [kg]の関係は図 9 のように表す。

3.3.2. 最大傾斜角 θ_B からの制限

まず、断面二次モーメント I_x [mm⁴]は

$$I_x = \frac{H^4}{12} - \frac{(H-5)^4}{12}$$

最大傾斜角 θ_B を $5^\circ(0.087 \text{ rad})$ を設定すると

$$\theta_B = \frac{\left(\frac{1}{4}M_0g\right) \times (1.5c)^2}{2EI_x} \leq 0.087$$

最低必要な CFRP の辺の長さ H [mm]と全備質量 M_0 [kg]の関係は

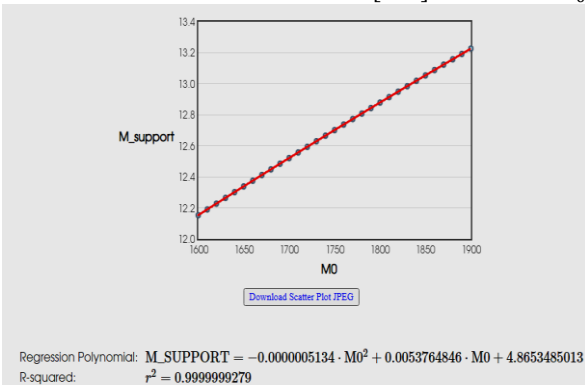


図 4 σ_{max} における時、全備質量と支柱質量の関係

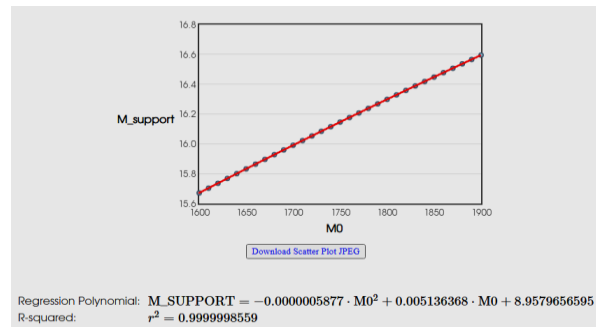


図 10 θ_B における時、全備質量と支柱質量の関係

$$\frac{\left(\frac{1}{4}M_0g\right) \times 2.46^2}{2 \times 91 \times 10^9 \left(\frac{H^4}{12} - \frac{(H-5)^4}{12}\right) \times 10^{-12}} = 0.087 \tag{7}$$

となる。そして 3.3.1 と同じように、予め c_{wing} を 1.64 と仮定する。前式は $\frac{M_0}{H^4 - (H-5)^4} = 8.89 \times 10^{-5}$ となる。さらに変形して、 $0.001778H^3 - 0.013335H^2 + 0.4445H + (-0.0555625 - M_0) = 0$ 。この式を見ると、 H を M_0 の関数($H = H(M_0)$)に陽的に表すのは難しいことがわかる。そこで、現実でリーズナブルな M_0 値を想定し、回帰分析で H と M_0 の関係を導き出す。

さらに、一つ支柱の重量 $m_{support}$ [kg]は

$$m_{support} = CrossArea \times \rho_{CFRP} \times (1.5c) = (H^2 - (H - 5)^2) \times 10^{-6} \times 1650 \times 2.46 = 0.04059H - 0.10147$$

全ての支柱重量 $M_{support}$ [kg]= $(0.04059H - 0.101475) \times 4 = 0.16236H - 0.4059$ 。したがって、 $M_{support}$ [kg]と M_0 [kg]の関係は図 10 のように表す。

図 9 と図 10 を見ると、リーズナブルな M_0 値の中に、 θ_B を考える時の支柱質量は σ_{max} を考える時の支柱質量より重いことがわかる。つまり、 θ_B の条件を満たせば、 σ_{max} の条件も満たす。したがって、式(2)を計算する時、 θ_B を考える時のサポート質量と全備質量の関係式を利用する。 c_{wing} は初めリーズナブルな値を仮定するが、もし求めた c_{wing} が異なる場合は求めた c_{wing} を(7)に代入して、新しいサポート質量と全備質量の関係式を求め、繰り返し計算を続ける。

3.4. $(W/S)_{min}$ の算出方法

M_e' の計算をする際に、式(3)中に最小翼面荷重 $(W/S)_{min}$ が含まれるため最少翼面荷重を計算する必要がある。その際に以下の2つを考慮し、各翼面荷重は以下のように表す。

3.4.1. $(W/S)_{stall}$

$(W/S)_{stall}$ [lbf/ft²]は ρ_0 [kg/m³], V_{stall} [m/s], C_{L_max} を用いて

$$(W/S)_{stall} = \left(\frac{1}{2} \rho_0 V_{stall}^2 C_{L_max} \right) \times 0.020885 \quad (8)$$

ここで、1[N/m²]は0.020885[lbf/ft²]を利用した。

3.4.2. $(W/S)_{cruise}$

巡航時の動圧を q_{cruise} [lbf/ft²]とすると、 $(W/S)_{cruise}$ [lbf/ft²]は次式で表せる。

$$(W/S)_{cruise} = q_{cruise} \sqrt{\pi AR C_{D0}}$$

q_{cruise} [lbf/ft²]は ρ_0 と V_{cruise} [ft/s]を用いて次式のように表せる。

$$(W/S)_{cruise} = \left(\frac{1}{2} \rho_0 V_{cruise}^2 \right) \times \sqrt{\pi AR C_{D0}} \times 0.020885 \quad (9)$$

3.5. $M_0^{(n)}$ の計算方法

以上、式(8)、(9)を用いて計算した値の中で最小のものを式(3)に用いる。

3.5.1. 重量推算

式(3)と式(4)で表された全備質量 $M_0^{(n+1)}$ と $M_0^{(n)}$ がほぼ一致するまで、 M_0 の値を変化させて収束計算を行う。そのフローチャートを図11に示す。

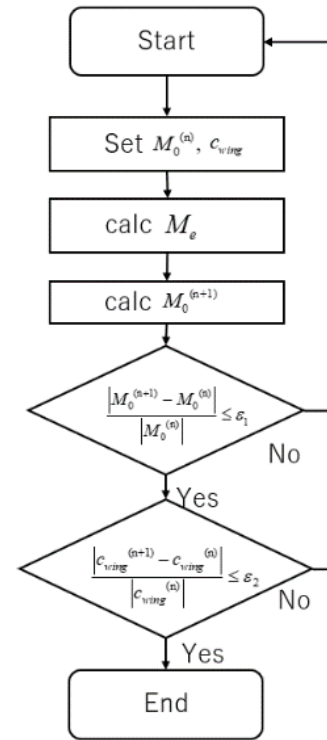


図5 フローチャート

3.6. 計算項目

まず、計算終了後に結果として得られる主な項目を列挙する。

- | | | | |
|------------|-------------------|---------|---------------|
| ■ 全長 | ℓ | ■ 乗員質量 | M_{crew} |
| ■ スパン | b | ■ ペイロード | $M_{payload}$ |
| ■ コード長 | c | ■ 空虚重量比 | M_e/M_0 |
| ■ 必要発動機出力 | $H_{p_required}$ | | |
| ■ 全備質量 | M_0 | | |
| ■ 空虚質量 | M_e | | |
| ■ 全バッテリー質量 | $M_{battery}$ | | |

そのうち、全長 ℓ 、スパン b 、コード長 c 、必要発動機出力 $H_{p_required}$ については計算方法を示す。

3.6.1. 胴体長 ℓ

全長 ℓ [m]は全備質量[kg]を用いて^{7,p.157)} $\ell = 0.366 \times M_0^{0.42}$

3.6.2. スパン b

スパン b [m]は主翼面積 S [m²], アスペクト比 AR を用いて $b = \sqrt{S \times AR}$

3.6.3. コード長 c

コード長 c [m]は主翼面積 S [m²], アスペクト比 AR を用いて $c = \sqrt{S/AR}$

3.6.4. 必要発動機出力 $H_{p_required}$

必要発動機出力[hp]は巡航速度[kt], 全備質量 M_0 [lb]を用いた^{7,p.120)}

$$H_{p_required} = \left(\frac{Hp}{W_0} \right) \times M_0 = \left\{ 0.004 \times (1.25 V_{cruise})^{0.57} \right\} \times M_0 \quad \text{ここで } 1[\text{hp}] \text{ は } 0.745799872[\text{kW}] \text{ である.}$$

3.6.5. 航続率 Cruising Rate

航続率 $CruisingRate$ は1kWhあたりの電力量で進む距離と定義し、単位はkm/kWhである。これは航続距離 R [km], エネルギー密度 ρ_E [kWh/kg], 全バッテリー質量 $M_{battery}$ [kg]を用いて次のように計算できる。

$$\text{Cruising rate} = \frac{R}{M_{\text{battery}} \rho_E}$$

3.6.6. 運賃 Fare

1人あたりの運賃Fare[円]は1kWhあたりの電気料金をE_Price円として、エネルギー密度 ρ_E [kWh/kg]、全バッテリー質量 M_{battery} [kg]、 $n_{\text{passenger}}$ を用いて次のように計算できる。

$$\text{Fare} = \frac{E_Price \times M_{\text{battery}} \times \rho_E}{n_{\text{passenger}}}$$

3.6.7. 垂直尾翼面積 S_{VT}

垂直尾翼面積は次式を用いて算出した^{7,p.159}。 $S_{VT} = \frac{k_{VT} b_{wing} S_{wing}}{l_{VT}}$ 。 双発機を想定しているため

$$k_{VT} = 0.07 \times 95\% = 0.0775 \text{ とし, } l_{VT} = 0.5 l_{\text{fuselage}} \text{ とした } ^{7,p.170}.$$

3.6.8. 垂直尾翼スパン b_{VT}

垂直尾翼スパン b_{VT} [m]は垂直尾翼面積 S_{VT} [m²]、垂直尾翼アスペクト比 AR_{VT} を用いて^{7,p.191} $b_{VT} = \sqrt{S_{VT} \times AR_{VT}}$

ここで AR_{VT} は0.7とする^{7,p.111}。

3.6.9. 垂直尾翼翼根コード長 c_{r_VT}

翼根コード長 c_{r_VT} [m]は垂直尾翼面積 S_{VT} [m²]、垂直尾翼スパン b_{VT} [m]、垂直尾翼 taper ratio λ_{VT} を用いて^{7,p.191}

$$c_{r_VT} = \frac{2S_{VT}}{b_{VT}(1+\lambda_{VT})} \quad \text{ここで } \lambda_{VT} \text{ は } 0.8 \text{ とする } ^{7,p.111}.$$

3.6.10. 垂直尾翼翼端コード長 c_{t_VT}

翼根コード長 c_{t_VT} [m]は垂直尾翼 taper ratio λ_{VT} 、翼根コード長 c_{r_VT} [m]を用いて^{7,p.191}

$$c_{t_VT} = \lambda_{VT} \times c_{r_VT}$$

3.6.11. 水平尾翼面積 S_{HT}

水平尾翼面積は次式を用いて算出した⁷。 $S_{HT} = \frac{k_{HT} \bar{c}_{wing} S_{wing}}{l_{HT}}$

双発機を想定しているため $k_{HT} = 0.8 \times 95\% = 0.77$ とし、 $l_{HT} = 0.5 l_{\text{fuselage}}$ とした^{7,p.170}。 また主翼の平均空力翼弦長 \bar{c}_{wing} は次式で算出した^{7,p.192}。

$$\bar{c}_{wing} = \frac{2c_{r_wing} + \lambda_{wing} + \lambda_{wing}^2}{3 + \lambda_{wing}} \quad \text{なお、主翼 taper ratio } \lambda_{wing} \text{ は } 1 \text{ とする。}$$

3.6.12. 水平尾翼スパン b_{HT}

水平尾翼スパン b_{HT} [m]は水平尾翼面積 S_{HT} [m²]、水平尾翼アスペクト比 AR_{HT} を用いて⁷

$$b_{HT} = \sqrt{S_{HT} \times AR_{HT}} \quad \text{ここで } AR_{HT} \text{ は } 4 \text{ とする } ^{(7)}.$$

3.6.13. 水平尾翼翼根コード長 c_{r_HT}

翼根コード長 c_{r_HT} [m]は水平尾翼面積 S_{HT} [m²]、水平尾翼スパン b_{HT} [m]、水平尾翼 taper ratio λ_{HT} を用いて⁽⁷⁾

$$c_{r_HT} = \frac{2S_{HT}}{b_{HT}(1+\lambda_{HT})} \quad \text{ここで } \lambda_{HT} \text{ は } 0.45 \text{ とする } ^{7,p.111}.$$

3.6.14. 水平尾翼翼端コード長 c_{t_HT}

翼根コード長 c_{t_HT} [m]は水平尾翼 taper ratio λ_{HT} 、翼根コード長 c_{r_HT} [m]を用いて^{7,p.191}

$$c_{t_HT} = \lambda_{HT} \times c_{r_HT}$$

3.7 計算結果

設定した条件と計算した結果を表2と表3に表す。

表2 設定した条件

航続距離R(km)	150	バッテリーエネルギー効率 η_b	0.9
最大翼面荷重 (W/S) _{max} (kgf/m ²)	107	ゼロ揚力抵抗係数 C_{D0}	0.021
アスペクト比AR	6	客人数	3
巡航高度H(m)	300	パイロット人数	1
失速速度 V_{stall} (m/s)	25.72	バッテリーエネルギー密度 ρ_E (kW·h/kg)	0.5
巡航速度 V_{cruise} (m/s)	55.56	オズワルドの飛行機効率 e	0.8
最大揚力係数 C_{L_max}	2.7	地面空気密度 ρ_0 (kg/m ³)	1.225
モーター効率 η_m	0.9	電気料金(円/kW·h)	30
プロペラ効率 η_p	0.9		

表 3 計算した結果

機体全備質量 M_0 (kg)	2343.06	運賃(円/人)	1176.29
空虚質量 M_e (kg)	1203.46	垂直尾翼面積 $S_{VT}(m^2)$	4.09
バッテリー質量 $M_{battery}$ (kg)	235.26	垂直尾翼スパン $b_{VT}(m)$	1.81
空虚質量比 M_e/M_0	0.52	垂直尾翼翼根コード長 $c_{rVT}(m)$	2.51
モーター固定用支柱質量 $M_{support}$ (kg)	22.95	垂直尾翼翼端コード長 $c_{tVT}(m)$	2.01
必要パワー $H_{p,required}$ (kW)	252.43	水平尾翼面積 $S_{HT}(m^2)$	6.76
機体全長 $l_{fuselage}$ (m)	9.52	水平尾翼スパン $b_{HT}(m)$	5.20
主翼スパン $b_{wing}(m)$	11.46	水平尾翼翼根コード長 $c_{rHT}(m)$	1.79
主翼コード $c_{wing}(m)$	1.91	水平尾翼翼端コード長 $c_{tHT}(m)$	0.81
航続率 (km/kW·h)	1.28		

計算した結果から、設計する飛行機の図面は図 12 に表す。

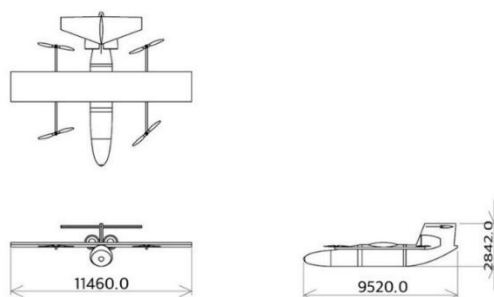


図 6 概念設計によって得られた eVTOL 図面(単位:mm)

4. サブスケール機の開発について

4.1 開発の目的

本研究においては、eVTOL の概念設計手法の有効性を検証するため、サブスケール機の開発を行った。サブスケール機を用いることで、提案する設計手法に基づいて構成された機体の性能や安定性、制御性を実験的に評価することが可能となる。また、実機開発に先立って、ブレードボードモデルによる制御系の構築や地上試験を行うことで、設計の信頼性を段階的に高めるアプローチを採用している。

さらに、本機体は将来的な実運用も見据えて設計されており、災害時の支援物資輸送や離島への物流など、地形や交通インフラに制約のある地域での活用が期待されている。したがって、本開発は単なる性能評価にとどまらず、社会実装を見据えた基盤技術の確立を目的としている。

4.2 設計条件と期待構成

サブスケール機の設計にあたって、本機は固定翼付き eVTOL 構成を採用し、垂直離着陸時には上昇用のファンを、巡航時には主翼による揚力と推進ファンを利用する構造とした。サブスケール機を製作するために作成した図面を図 13 に示す。なお、サブスケール機は 10 分の 1 サイズ mm を想定している。

構成は、上昇・下降を担うファンを機体中心に対称配置し、安定したホバリングを可能とした。主翼は巡航時の揚力を発生させ、ファンの電力消費を抑える設計とした。推進ファンは水平飛行中の速度維持に用いられ、巡航性能とエネルギー効率の向上を目的としている。

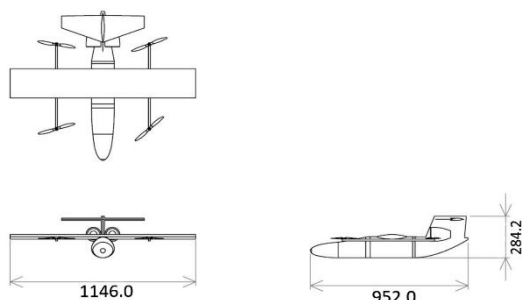


図 13 設計した eVTOL 図面(単位:mm)

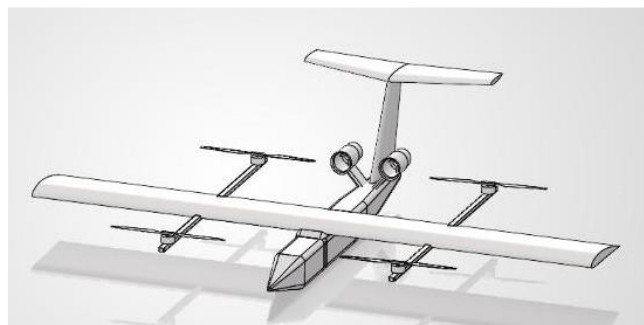


図 14 サブスケール機の 3D モデル

4.3 ブレッドボードモデルの開発

本研究では、実機の開発に先立ち、機体構成や搭載機器の検証、制御システムの確認を目的として、ブレッドボードモデル(図 15)を製作した。このモデルは、機体構成の簡略化と各種機器の柔軟な搭載・交換が可能な設計となっており、今後の実機開発や地上試験における基礎的な確認を担うものである。

構成としては、各推進ユニット(モーター+プロペラ)と ESC、フライトコントローラ(Pixhawk 6C)、GPS モジュール、電源系統などをボード上に展開し、実際の機体に準じたレイアウトとした。

ブレッドボードモデルの製作により、配線の安定性や各ユニット間の干渉、冷却対策などの技術的課題を洗い出すことができた。また、ソフトウェア的には、PX4 と Mission Planner の初期設定およびセンサキャリブレーションをこのモデル上で試行し、飛行制御系の初期化・動作確認を行った。

これにより、今後のサブスケール機体における設計リスクを大幅に低減することができ、制御システムの信頼性向上にも寄与した。



図 15 ブレッドボードモデル

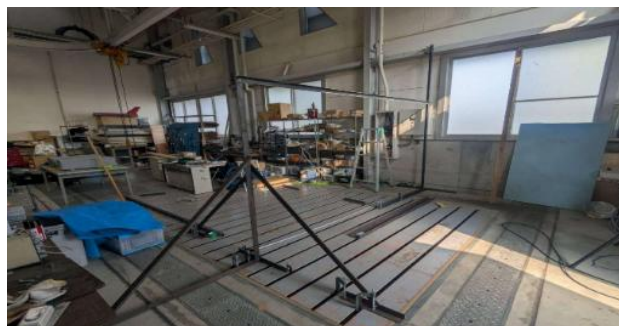


図 16 姿勢制御試験装置

4.4

姿勢制御試験

本研究では、提案した固定翼型 eVTOL の制御安定性を地上で評価するため、姿勢制御試験を実施した。試験に先立ち、ロールおよびピッチ方向の姿勢応答を安全かつ効果的に検証するための地上試験装置を製作した(図 16)。装置は、機体の特定軸の自由度を確保しつつ、それ以外の動きを制限する構造であり、姿勢変化に対する制御入力の挙動を観察可能なように設計された。

制御系には、オープンソースのフライトコントローラ Pixhawk 6C を搭載し、PX4 フライトスタックを利用した。姿勢制御には、PX4 に標準実装されている PID 制御アルゴリズムを用い、Mission Planner を介してゲイン調整やセンサキャリブレーション、動作ログの取得を行った。機体特性に応じた制御パラメータの設定および動作検証を通じて、適切な挙動が得られることを確認した。



図 18 試験の様子

また、地上試験では、プロペラ回転による出力に対して機体が安定して姿勢を維持・回復できることを確認し、飛行制御に必要な基本的性能が確保されていることが示された。

5 結論と今後の展望

本研究では、固定翼型 eVTOL の概念設計と、サブスケール機による性能評価の基盤構築を目的として、設計から試験までの一連の開発プロセスを実施した。固定翼型 eVTOL の特性として、ドローン型と比較して航続距離に優れる点に着目し、実運用を想定した機体構成を検討した。その設計にあたっては、電動航空機特有の「質量が飛行中に変化しない」という性質を考慮した新たな概念設計法の必要性を認識し、理論的な性能推定と構成選定を行った。

今回の研究において得られた結論は以下のように要約される。

- 1) 電動で垂直離着陸する主翼付き航空機について新たに概念設計法を開発した。
- 2) 新たに開発した電動で垂直離着陸する主翼付き航空機概念設計法を用いて、まず、航続距離 150km の 4 人乗り eVTOL について具体的に計算を行い、機体の諸元を明らかにした。
- 3) 設計検証のための手段として、10 分の 1 サブスケール機の開発を進めた。特に、ブレッドボードモデルを用いた搭載機器や制御系の検証により、初期段階でのリスクを低減することができた。
- 4) Pixhawk 4 および Mission Planner を用いた地上での姿勢制御試験では、制御パラメータの調整とログ解析を通じて、今後の飛行試験に向けた有効な知見を得ることができた。

今後は、今回得られた結果をもとにサブスケール機の試験飛行を実施し、制御系の応答性や安全性をさらに評価していく予定である。また、eVTOL の実用化に向けては、運用環境を想定したミッション設計、安全冗長性の強化、ならびに空力・構造面での最適化を進める必要がある。将来的には、災害支援や離島物流といった具体的な用途への適用を見据え、信頼性と実用性を両立させた eVTOL の開発を目指す。

参考文献

- 1) <https://alexandroslee.club/evtol-2/>.
- 2) https://www.meti.go.jp/policy/mono_info_service/mono/robot/airmobility.html
- 3) <https://www.mlit.go.jp/common/001400794.pdf>
- 4) <https://news.ntv.co.jp/n/ytv/category/society/yt6dc63353cea94aa89da41c5aeb95e200>
- 5) https://global.honda.jp/tech/Electric_Vertical_Take-Off_and_Landing_aircraft_eVTOL/
- 6) https://jidouten-lab.com/y_sky-car-matome-toha.
- 7) Daniel P. Raymer, 「Aircraft Design: A Conceptual Approach Sixth Edition」, AIAA EDUCATION SERIES. (2018).
- 8) <https://www.ie-net.be/sites/default/files/Siemens%20eAircraft%20-%20Disrupting%20Aircraft%20Propulsion%20-%2000%20JH%20TH0%20-%2020180427.cleaned.pdf>.
- 9) Hoerner, Sighard F. (1965). Fluid-Dynamic Drag : Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance (2 ed.). p. 3-12.
- 10) <https://grabcad.com/library/cessna-172-skyhawk-1>.

多段面旋回流・後方逆旋回流型ハイブリッドロケットエンジンの高性能化に関する研究

麻生 茂¹、高木 響²、佐山智紀³、桑野素良³

Key Words: Hybrid Rocket, Swirl Flow, Counter Swirl, Combustion, Throttling

Abstract

At present hybrid rocket is expected as low cost space transportation system to launch nanosatellites. However, for practical application excellent mixing and combustion of fuel and oxidizer of hybrid rocket engine must be realized as well as high combustion efficiency. In order to solve the problem a Multi-Section Swirl Injection and Aft Counter-Swirl Injection Method has been newly proposed by the present authors. The method has been proposed to increase combustion efficiency and keep optimum O/F ratio during combustion. In addition to the previous experimental conditions, new combustion experiments are being conducted to find the optimal fuel and oxidizer mixture ratio for higher specific impulse of hybrid rocket engine with Multi-Section Swirl Injection and Aft Counter-Swirl Injection Method.

1. 序論

ハイブリッドロケットは、近年、宇宙産業で注目を集めている。現在、大型ロケットで使用されている液体酸素と液体水素を燃料とするロケットは、固体ロケットよりも比推力が高く、燃料制御機構によって推力を可変にすることも可能である。しかし、液体酸素と液体水素の貯蔵には極低温に保つ必要があり、構造が複雑になり、重量が増加する。一方、固体ロケットは構造が単純で、低コストで製造できると考えられる。しかし、固体ロケットは一度着火すると固体推進薬の燃焼を止めることができないため、安全ではない。そのため、これらの問題を解決するものとしてハイブリッドロケットが期待されている。一般的に、ハイブリッドロケットとは、燃料と酸化剤に異なる相を用いるロケットである。図1はハイブリッドロケットの概略図を示す。ハイブリッドロケットエンジンの利点は、(1)低コスト、(2)再着火、(3)推力のスロットリング、(4)無毒で危険性のない推進薬です。ハイブリッドロケットエンジンには多くの利点があるが、(1)遅い燃料後退速度、(2)低い燃焼効率、(3)燃焼中のO/F（酸化剤対燃料比）シフト、(4)燃焼不安定性、という欠点があるため、実用的なロケットエンジンシステムとしては使用されていない。

ハイブリッドロケットシステムは、燃焼前に酸化剤と燃料が予混合されないため、燃焼効率が低く、燃焼現象は境界層燃焼に限定されている。燃焼室の軸方向への酸化剤流入という従来の方法では、燃料後退速度と燃焼効率を改善することはできなかった¹⁻²⁾。このため、ハイブリッドロケットシステムの欠点を克服するために、様々な場所で研究が行われてきた。これらの問題を解決する方法は多岐にわたるが、著者の一人は、燃焼室全体で旋回流を維持するために、旋回する酸化剤の流れを二段階に分け、燃焼と混合を促進するためにノズルの直前で逆旋回する酸化剤を与える多段面旋回流・後方逆旋回流型を提案した³⁻⁶⁾。この方法は、上流部分での旋回流による燃料と酸化剤の混合を逆向きに乱すことで、完全燃焼をするのではないかと考えている。

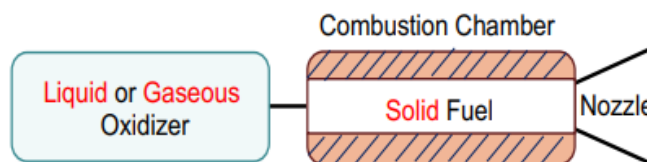


図1 ハイブリッドロケットの概略図

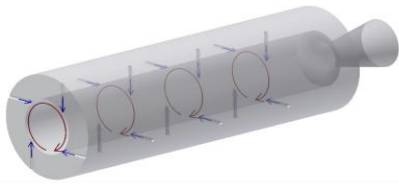


図2 多段面旋回流の概念図

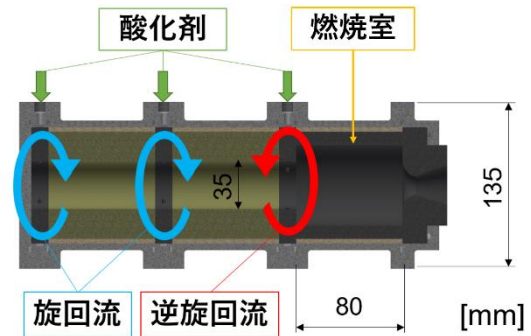


図3 多段面旋回流・後方逆旋回流型ハイブリッドロケットエンジンの略図

2. 多断面旋回流方式に関する研究

ハイブリッドロケットの欠点である、遅い燃料後退速度と低い燃焼効率を改善するため、著者の一人によって提案された多断面旋回流方式が研究されてきた。図2は、多断面旋回流方式の構造概念図を示す。この多断面旋回流方式は、酸化剤を燃料の軸方向の各断面から旋回させて、その旋回強度を維持したまま、燃料の燃焼表面に供給する燃焼方式である。これまでの研究では、この方式は従来の燃焼方式と比較して燃料後退速度を3~4倍向上させることが示されている⁷⁾。燃料後退速度が増加する理由は、酸化剤が各段階で供給され、燃料表面に直接酸化剤が供給され、燃焼火炎が燃料壁に近づくためと考えられる。しかし、この方式は燃料後退速度を増加させる一方で、多量の気化した燃料ガスが発生するため、燃料過多の状態を引き起こされる。したがって、最適な酸燃比(O/F)を維持するためには、より多くの酸化剤を燃焼室に供給する必要がある。

3. 多断面旋回流・後方逆旋回流型に関する研究

提案された多断面旋回流方式は燃料の燃料後退速度を改善したものの、燃料過剰供給状態を引き起こし、燃焼効率の面で問題が残った⁸⁾。燃焼室で完全に燃焼しきれなかった燃料が燃焼しないでノズルの外に放出されることにより推力発生には寄与しないと考えられた。このため、著者の一人は、上流の旋回流とは逆方向の旋回流を下流側に供給することで、燃焼室内の燃焼効率を改善することを提案した⁹⁻¹⁰⁾。図3は、多断面旋回流・後方逆旋回流型エンジンの概略図を示す。エンジンの燃焼室は3つのセクションに分かれている。各段に酸化剤の供給部があり、供給部分の内部には旋回流を生成するための3つの噴射口が設けられている。この手法には3つの利点がある。(1) 燃焼室に供給される酸化剤の旋回流によって、高い燃料後退速度を維持できること。(2) 酸化剤と燃料の混合が促進され、燃焼効率が向上すること。(3) スロットリング中にO/Fが大幅に変化しても、後方逆旋回流での酸化剤質量流量を制御することで、最適なO/Fを維持することが期待できることである。

4. 実験概要

4.1. 実験設備

図4は燃焼実験装置の配置図を示す。図5は燃焼用酸素ガスと消火用窒素ガスの供給システムを示す。図6は多断面旋回流・後方逆旋回流型エンジンの写真である。

本研究で使用される燃料は、高い燃料後退速度を持つ傾向のあるパラフィン系であり、マイクロクリスタリンワックス (Hi-Mic-1080) を使用している。また、燃料の結合を強化するために7.5%wtのステアリン酸を混合し



図4 燃焼実験室内の全景

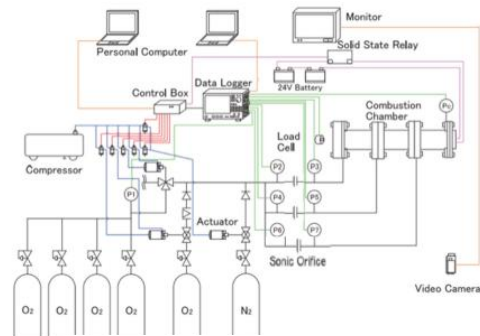


図5 燃焼実験装置の配置図



図6 実際に製作された多段面
旋回流・後方逆旋回流方式
エンジン

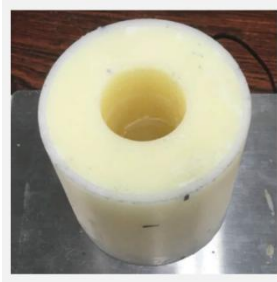


図7 実験に用いた燃料(マイクロ
クリスタリンワックス+
ステアリン酸 7.5wt)



図8 ソニックオリフィス
プレート

た。パラフィン系燃料は、耐久性の高い高密度ポリエチレンなどの高分子系燃料に比べて、燃料後退速度が約3~4倍高い。図7は、今回の実験で使用された燃料の写真である。

4.2. 実験条件

\dot{m}_{o1} , \dot{m}_{o2} , \dot{m}_{o3} は、各段の酸化剤供給部の酸化剤質量流量を示す。 $\dot{m}_{o\text{total}} = \dot{m}_{o1} + \dot{m}_{o2} + \dot{m}_{o3}$ であり、実験では表1に示すように、3つの供給部における酸化剤質量流量が違う。第3番目の断面に酸化剤を供給しない $\dot{m}_{o3} / \dot{m}_{o\text{total}} = 0$ であるEXP1を基準条件とした。

各インジェクターの酸化剤質量流量は、ソニックオリフィスによって制御される。様々な穴径のオリフィスプレートを事前に準備し、流量係数を決定するための較正試験を行う。燃焼実験中には、実験条件で指定された1段目から3段目の酸化剤質量流量に合うように選ばれたオリフィスプレートが、それぞれの装置に設置される。図8は、今回の研究で使用されたソニックオリフィスの写真である。

燃料後退速度は、燃焼前後の燃料の半径と質量の変化を測定することによって算出される。

気体酸素とマイクロクリスタリンワックス(Hi-Mic-1080)の組み合わせにおける特性排気速度(c^*)とO/Fの関係は、CEA^[11-12]を用いて計算されている。計算結果は図9に示す。この図は、特性排気速度が最大となるO/Fが約2.1であることを示す。今回の実験では、最適なO/Fの範囲は、最大特性排気速度の95%以上を得られるとされるO/Fの範囲であるO/F=1.6から3.5と定義している。

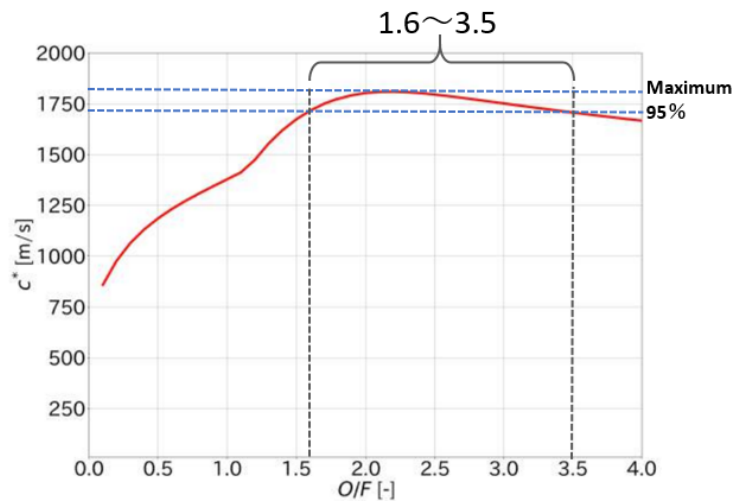


図9 気体酸素とマイクロクリスタリンワックス(Hi-Mic-1080)を組み合わせた際の特性排気速度(c^*)とO/Fの関係

表1. 実験条件

	EXP1	EXP2	EXP3	EXP4	EXP5	EXP6	EXP7	EXP8	EXP9	EXP10	EXP11	EXP12	EXP13	EXP14
$\frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_{\text{total}}}$	50	40	33	30	25	15	50	20	20	30	40	35	35	35
$\frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_{\text{total}}}$	50	40	33	30	25	15	20	50	30	20	20	20	15	25
$\frac{\dot{m}_3}{\dot{m}_{\text{total}}}$	0	20	34	40	50	70	30	30	50	50	40	45	50	40

5. 実験結果と考察

5.1. 酸化剤総流量が比較的少ない場合

EXP12 の代表的な結果を、図 10, 11, 12, 13 に示す。図 10 は酸化剤供給圧力の時間変化を示し、図 11 は燃焼室圧力の時間変化を示す。図 12 は推力の時間変化を、図 13 は燃焼中の写真を示す。これらの結果から、実験中は安定した燃焼が保たれていたことが分かる。

図 14 には、EXP1 から EXP14 までの比推力を示す。この図において、EXP1 から EXP6 までの実験では、1 段目および 2 段目の酸化剤配分率は同じに保たれている。また、追加の実験として、EXP7 から EXP14 のように、1 段目および 2 段目の酸化剤配分を変化させた実験も行った。

EXP2 から EXP6 の比推力は、EXP1 の比推力よりも高い値を示す。これらの結果は、多段面旋回流・後方逆旋回流型が多段面旋回流のみよりも優れていることを示している。

また、図 14 に示すように、1 段目および 2 段目の酸化剤配分率が異なる場合でも、比推力がより高くなる条件があることが明らかとなった。さらに、EXP9, 10, 12, 13 のように、3 段目の酸化剤配分率が 45% および 50% と高い場合、比推力も高くなることが示された。また、この図では、EXP6 で最も高い 143 秒の比推力が得られている。EXP6 で最高の比推力が得られた理由は、EXP9, 10, 12, 13 と比較して、O/F がより最適値に近い値だったためであると考えている。もし EXP9, 10, 12, 13 の O/F がより高めれば、さらに高い比推力が得られる可能性がある。

3 つのセクションにおける酸化剤配分率の比推力への影響を調べるために、図 15 に示すような 3 次元グラフを作成した。この図は、酸化剤配分率が $\dot{m}_{O1}=35\%$ 、 $\dot{m}_{O2}=20\%$ 、 $\dot{m}_{O3}=45\%$ のときに局所的な最大比推力が得られている。この 3 次元グラフは、酸化剤配率の効果を観察する上で非常に有効であると考えられる。

図 16 には、EXP1 から EXP14 までの O/F が示されている。これらの実験では、酸化剤総流量は EXP1 から EXP14 までほぼ同じ値になるように調整している。しかし、図 9 に示されているように、EXP6 を除くほとんどの条件下で、O/F が最適な範囲である 1.6 から 3.5 の間に収まっていないことが明らかとなった。EXP6 が最高の比推力を示した理由は、O/F が最適な範囲内にあったためと考えられる。したがって、今後の実験では、O/F が最適な範囲内に収まるように、酸化剤総流量を増やすことが必要である。

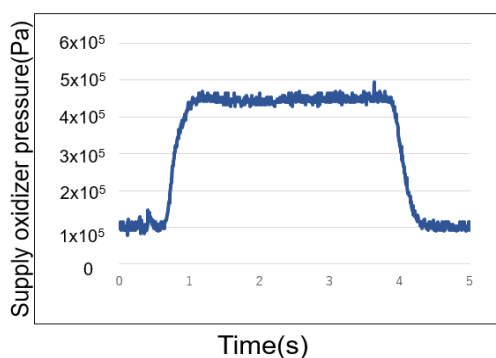


図 10 酸化剤供給圧力値 (EXP12)

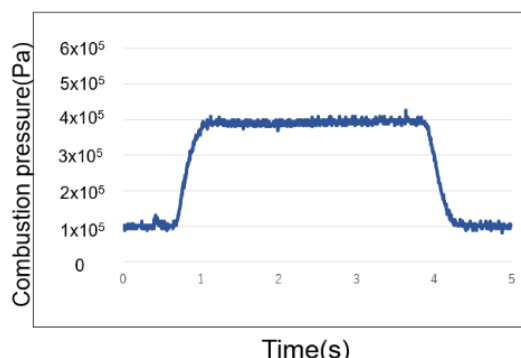


図 11 燃焼室内の圧力値 (EXP12)

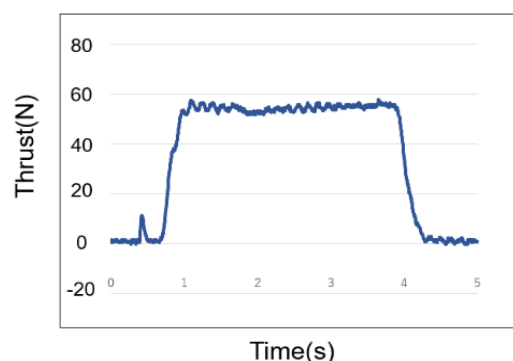


図 12 推力変化量 (EXP12)



図 13 燃焼の様子 (EXP12)

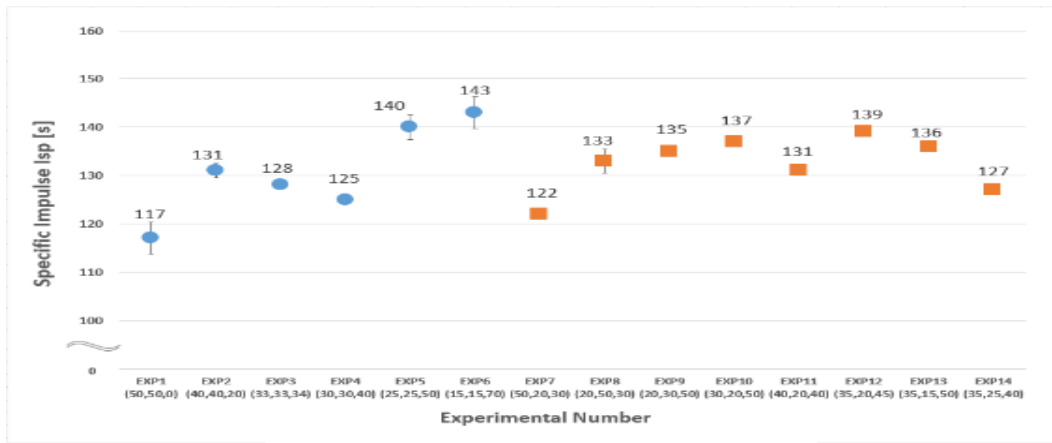


図 14 EXP1~EXP14 までの比推力の比較図

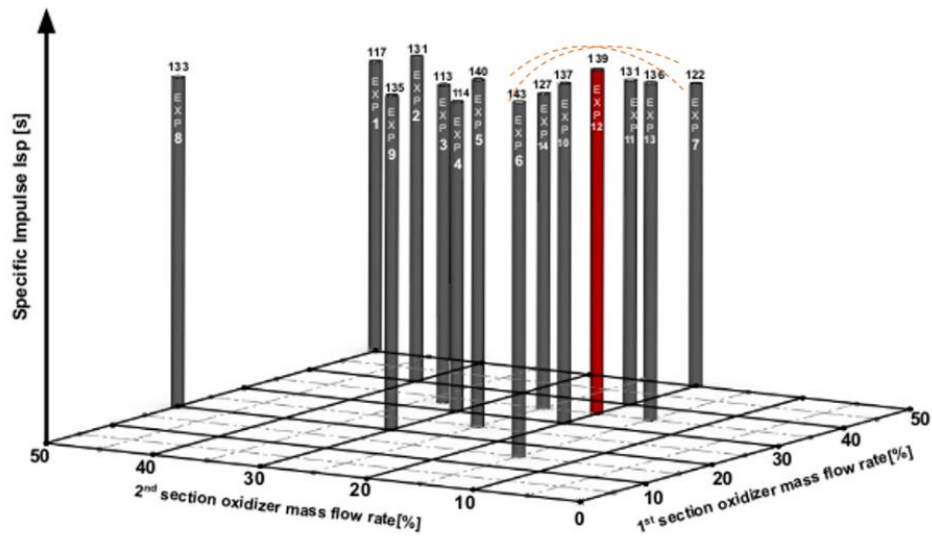


図 15 比推力の 3D 表示

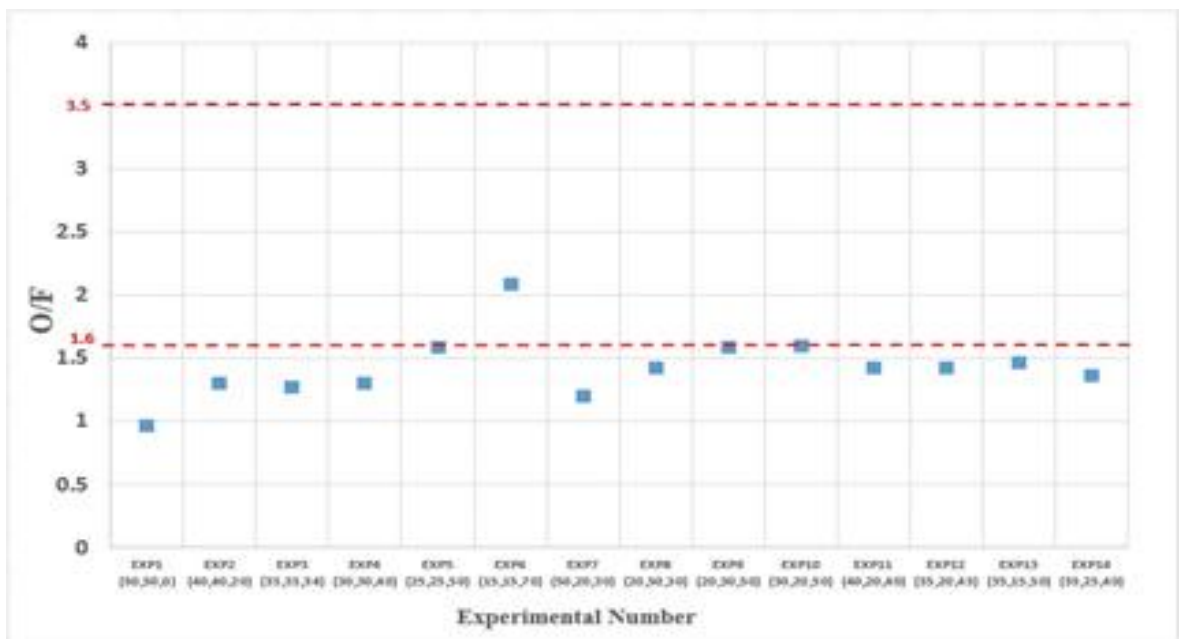


図 16 EXP1 から EXP14 の O/F の比較図

6. 結論

本研究では多段面旋回流・後方逆旋回流型ハイブリッドロケットエンジンの最適な酸化剤配分率を見出すため燃焼実験を行った。比推力の平均値が最も低かったのは後方逆旋回流を加えていない EXP1 であったため、後方逆旋回流が比推力の向上に有効であることが分かった。

そして、これまで得た実験結果では1, 2, 3 段目の酸化剤配分率がそれぞれ 30%, 20%, 50%のときに比推力の平均値が最大であった。今後は、さらに実験を行って最適な酸化剤配分率を見出すこと。ノズルなどのエンジン部品の最適化や、酸化剤と燃料の混合比を考慮した最適な酸化剤総流量を見つける必要があることが明らかになった。

また、多段面旋回流・後方逆旋回流型エンジンを加速度環境下で実際に使用した際の結果や、起こり得る課題を知るため、打上ロケットを製作し、加速度環境下で実験を行う必要がある。

参考文献

- 1) Sutton G. P., Rocket Propulsion Elements 8th Edition, John Willey & Sons, 2009.
- 2) Martin J. Chiaverini, Kenneth K. Kuo, Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, Progress in Astronautics and Aeronautics Volume 218 American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- 3) Syouhei Saiga, Atushi Shirahama, Shigeru Aso, Yasuhiro Tani, Ryouhei Arakawa, Toru Simada: A Study on O/F shift of Hybrid Rocket Engine with Multi-Section Swirl Injection Method, Proceedings of 62th Space Science and Technology (JSASS2018-4309), 2018
- 4) Atsusi Sirahama, Shohei Saiga, Ryohei Arakawa, Shigeru Aso, Yasuhiro Tani: A Study on Hybrid Rocket Engine with MultiSection Swirl Injection Method for Flight Experiment, Proceedings of 62th Space Science and Technology (JSASS-2018-4310), 2018
- 5) Shigeru Aso, Yasunori Tani, Masato Mizuchi, et al, Development of Module-Type Hybrid Rocket Engine with Multi-Section Swirl Injection Method for Flight Experiments, IAC-16-C4.2.11 (2016).
- 6) A S. Ohyama, S. Aso, Y. Hirata, K. Araki, K. Ohe, Y. Tani, and T. shimada, A Study of Hybrid Rocket Engine with Multi Section Swirl Injection Method, AIAA paper, AIAA 2012-3905
- 7) S. Ohyama, S. Aso, Y. Hirata, K. Araki, K. Ohe, Y. Tani, and T. shimada, A Study of Hybrid Rocket Engine with Multi-Section Swirl Injection Method, AIAA paper, AIAA 2012-3905
- 8) Shigeru Aso, Yasunori Tani, Masato Mizuchi, et al, Development of Module-Type Hybrid Rocket Engine with Multi-Section Swirl Injection Method for Flight Experiments, IAC 2016.
- 9) Atsushi Sirahama, Shigeru Aso, Yasuhiro Tani : A Study on New Hybrid Rocket Engine with the Multi-Swirl. Injection and Aft-Counter-Swirl Injection method, Kyushu University, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Aerospace Engineering Course, Graduation Paper, 2019
- 10) Shouhei Saiga, Shigeru Aso, Yasuhiro Tani : A Study on New Hybrid Rocket Engine with the Multi-Swirl Injection and Aft-Counter-Swirl Injection method, Kyusyu University, Graduate School of Engineering , Aerospace Engineering, Master paper, 2019
- 11) Sanford Gordon, Bonnie J. McBride, Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications I. Analysis, NASA Reference Publication 1311, 1994
- 12) Bonnie J. McBride, Sanford Gordon, Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications II. User' s Manual and Program Description, NASA Reference Publication 1311, 1996.

水素供給装置を付加したレトロフィットディーゼルエンジンにおける水素とバイオディーゼル燃料の混焼条件におけるエンジン性能

小島 英司^{*1}, 山口 卓也^{*2}

Effect of the mixed combustion of hydrogen and bio diesel fuel on engine performance in the retrofitted diesel engine with hydrogen supply system

Eiji KOJIMA^{*1}, Takuya YAMAGUCHI^{*2}

^{*1}Kurume Institute of Technology Graduate School of Engineering, Mobility System of Engineering,
2228-66 Kamitsu, Kurume-shi, Fukuoka, 830-0052, Japan

^{*2}Kurume Institute of Technology, Department of transport mechanical engineering,
2228-66 Kamitsu, Kurume-shi, Fukuoka, 830-0052, Japan

Abstract

Diesel engines are internal combustion engines with low fuel consumption. However, CO₂ emission such as a greenhouse gas is unavoidable because diesel engines use the hydrocarbon fuels derived from fossil fuels such as diesel fuel and heavy oil. Therefore, diesel engines are required to switch from the utilization of hydrocarbon fuels derived from fossil fuels to the utilization of carbon-neutral fuels such as bio diesel fuel and non-hydrocarbon fuels such as hydrogen and ammonia to prevent global warming. If the mixed-combustion of biodiesel fuel and green hydrogen derived from renewable energy sources is applied to power generation systems using existing diesel engines, it is expected that the power generation sector will become a low-carbonization. If the fuel injection strategy such as fuel injection timing and fuel injection pressure in existing diesel engines are adapted for the mixed-combustion of biodiesel fuel and hydrogen, modification of the ECU control system will be required, which may increase development costs. In this study, the mixed-combustion of biodiesel fuel and hydrogen was applied in the retrofitted diesel engine with hydrogen supply system and without modifying the existing ECU control system. Smoke emission characteristics of the retrofitted diesel engine equipped with a hydrogen supply system were investigated at medium engine speed and light load operating condition ($N_e = 1640$ rpm, BMEP = 0.3 MPa) when the hydrogen supply ratio was varied in the mixed-combustion of biodiesel fuel and hydrogen. As the result, smoke levels in the mixed combustion of biodiesel fuel and hydrogen were lower than the smoke levels in the diesel engine running on BDF only, even though the hydrogen supply ratio increased to 47.4% and the excess air ratio decreased. The reduction of Smoke emission in the mixed combustion of biodiesel fuel and hydrogen is attributed to the fact that as the hydrogen supply ratio increases, the amount of BDF, which contains carbon, supplied decreases.

Keywords : Heat engine, Diesel engine, Thermal efficiency, Smoke, Bio diesel fuel, Hydrogen

1. 緒 言

ディーゼルエンジンは高効率で燃料消費の少ない内燃機関であるが、使用する主な燃料が化石燃料である軽油や重油などの炭化水素燃料であることから、大気中の CO₂ 濃度の増加を避けることができない。このため、ディーゼルエンジンは化石燃料由来の炭化水素燃料の使用から、地球温暖化防止に効果のあるカーボンニュートラル燃料（以下 CN 燃料）や非炭化水素燃料である水素（塩路 2024）やアンモニア（松永 2024）などの使用への転換が求められている。バイオディーゼル燃料（以下 BDF）は CN 燃料であるうえに燃料中に酸素を含んだ含酸素燃料であるため、Smoke の生成を抑制する効果が期待できることから、これまでにディーゼルエンジンにおいて、コーン油および菜種油を主体とした廃食油由来の BDF において噴射特性が排気性能に及ぼす影響を調べた先行

研究 (山根他 2001) やパーム油由来の BDF をディーゼルエンジンに適用しエンジン性能と排出特性を調査 (浜崎他 2002) など数多くの先行研究が行われている。植物由来の BDF を研究用単気筒ディーゼルエンジンに用いた先行研究において、菜種油メチルエステル (RME) を燃料としてエンジンを運転した条件と軽油を燃料としてエンジンを運転した条件とでエンジン性能および排ガス性能を比較した結果、正味熱効率が同等レベルで Smoke を低減可能であることが示されている。(島田他 2006) 非炭化水素燃料である水素は、太陽光発電や風力発電などにおける余剰な再生可能エネルギーや地熱発電によりグリーン水素を製造することが可能となっており、燃料電池車や水素エンジンへの使用などその活用方法について様々な検討が行われている。(経済産業省 2020) グリーン水素の活用方法のひとつとして、既設のディーゼルエンジンを用いた発電システムにおいて、従来燃料 (軽油、重油など) とグリーン水素との混焼を適用することで発電部門の低炭素化が期待されている。(大林組 2024) このような既設のディーゼルエンジンを用いた発電システムにおいて、CN 燃料である BDF と再生可能エネルギー由来のグリーン水素との混焼が適用された場合、発電部門においてさらなる低炭素化が期待される。ディーゼルエンジンにおいて従来燃料である軽油と水素との混焼に関する先行研究が行われており、水素との混焼により正味熱効率を維持したまま CO と Smoke の低減が可能 (鈴木他 2015) であり、EGR を行った際の Smoke 発生抑制にも効果があることが示されている (宮本他 2011)。しかし、既存のディーゼルエンジンの燃料噴射システムにおける燃料噴射時期や燃料噴射圧力を水素との混焼を前提として適合することを想定した場合、エンジンコントロールユニット (ECU) の制御システムを変更する必要性が生じ、開発工数の増大に伴うコスト上昇を招くことが指摘されている。(島田他 2022) このため、既存のディーゼルエンジンの ECU に変更を行わずに、水素供給システムのみを付加したレトロフィット仕様において水素と BDF との混焼を実現することも低炭素化に向けた手法のひとつであると考えられる。そこで、本研究は開発工数が抑制された条件下での水素混焼ディーゼルエンジンの実現をコンセプトとして、既存のディーゼルエンジンの燃料噴射システムに変更を加えることなく、水素供給装置のみをディーゼルエンジンの吸気経路に付加したレトロフィット仕様において、中速・軽負荷の運転条件 ($N_e = 1640 \text{ rpm}$, $BMEP = 0.3 \text{ MPa}$) において水素と BDF との混焼を試みた。軽油の使用を前提として適合された燃料噴射系の制御システムに変更を加えていないレトロフィット仕様のディーゼルエンジンにおいて、水素と BDF との混焼を適用し、水素による供給熱量割合を高め、BDF による供給熱量割合を低下させていった際の正味熱効率等のエンジン性能と Smoke の排出特性を調べたので報告する。

2. 実験装置

2・1 研究用多気筒ディーゼルエンジン

本研究において使用したディーゼルエンジン (トヨタ自動車製: 1ND-TV) の諸元を表 1 に示す。エンジンはコモンレール燃料噴射装置を搭載した行程容積 1362 cm^3 の直列 4 気筒ディーゼルエンジンである。また、図 1 は研究用ディーゼルエンジンの外観である。本研究では BDF と水素との混焼実験を試みるため、後述する水素供給システムを供試ディーゼルエンジンの吸気経路に付加したレトロフィット仕様である。また、ECU は、レトロフィット仕様を前提としていることから変更は行っておらず、燃料噴射時期や燃料噴射圧力は本研究用ディーゼルエンジンのアクセルポジションセンサの開度や機関速度に応じて ECU に設定された条件となっている。また、本研究では水素と BDF との混焼条件における EGR のエンジン性能と Smoke に及ぼす影響を排除するために、EGR 経路の EGR バルブを閉じ、EGR を行わない仕様としている。

Table 1 Engine specifications

Item	Specifications	
Engine type	DI inline 4	
Displacement	cm^3	1362
Bore × Stroke	mm	73.0 × 81.4
Compression ratio	18.5	
Maximum torque	Nm	170 (@ 2000-2800rpm)
Maximum power	kW	53



Fig. 1 Multi-cylinder diesel engine for research

2・2 計測装置

図2は本研究におけるエンジンシステムの概要図である。本実験のエンジンの動力性能は、天野工業技術研究所製の渦電流動力計で計測した。燃料流量は、コリオリ式燃料流量計（キーエンス製：FD-SS2A）で計測した。Smokeはスモークメーター（AVL製：415S）にて計測し、Smokeはフィルタスモークナンバ（FSN）で表示した。エンジンへの吸入空気流量は層流流量計（司測研製：LFE-150B）および層流流量計演算器（司測研製：LFC-200）を用いて計測した。シリンダ内圧力は筒内圧センサー（キスラー製：6056A41）を用いて測定した。熱発生率等は燃焼解析装置（小野測器製：DS-3000シリーズ）から求めた。

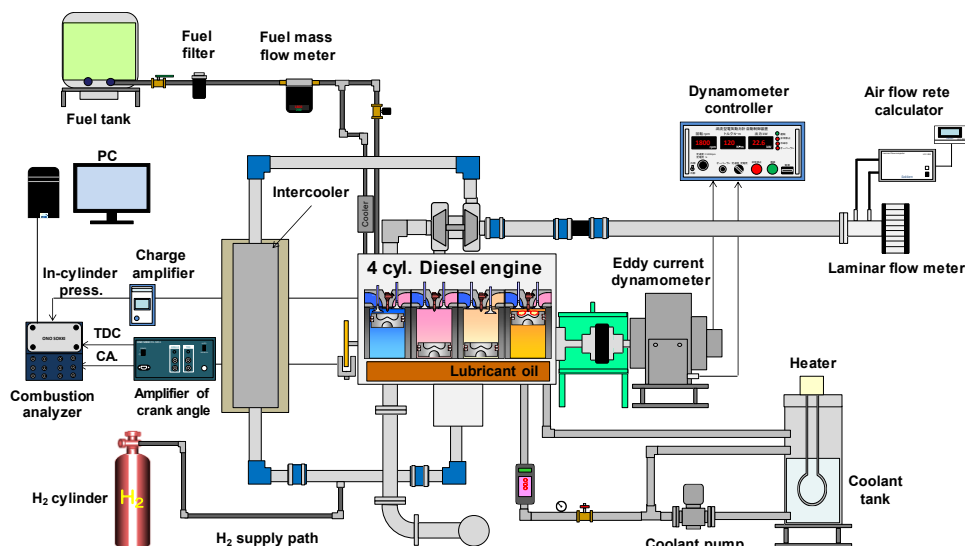


Fig. 2 Schematic of engine system

3. 水素供給システム

本研究では、供試ディーゼルエンジンにおいて水素とBDFとの混焼実験を行うため、水素供給システムの構築を行った。本研究における水素供給システムでは、液体燃料（BDF）はコモンレールシステムのインジェクターよりシリンダ内に直接噴射を行い、水素は吸気管から供給する方式とした。図3は本研究における水素供給装置のシステム図である。水素は噴射圧力を調整したうえで、水素インジェクターから吸気管内へ噴射する。吸気管内に噴射される水素の流量は供給経路に設置した水素用流量計（アズビル製）にて計測を行う。噴射された水素は吸気管内および吸気マニホールドにて吸入空気との予混合気を形成し、吸気行程においてシリンダ内に流入させた後に、液体燃料をインジェクターからシリンダ内に直接噴射し自己着火させる。水素インジェクターは噴射した水素と吸入空気とが吸気管内で予混合気の形成する期間を確保するため、吸気マニホールドよりも1m上流の位置に設置した。

水素は水素インジェクターから間欠噴射される。図4は水素インジェクターの間欠噴射状態を示す。吸気管からエンジンへの水素の噴射量は水素用インジェクターコントローラーの噴射期間 [msec] と噴射周波数 [Hz] を変化させることで調整することができる。

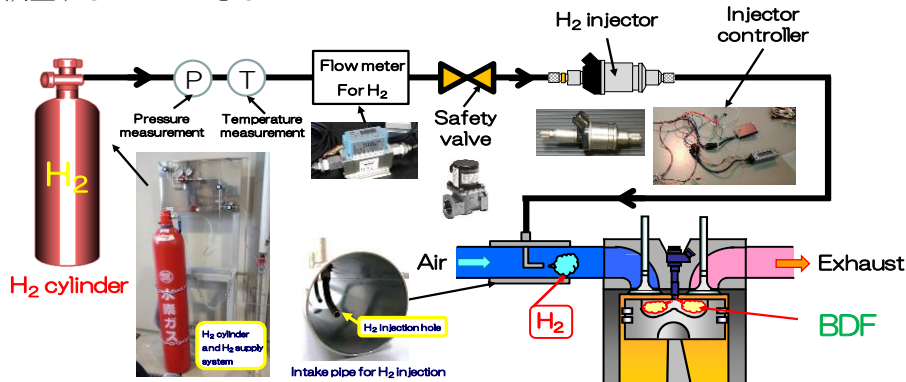


Fig. 3 Hydrogen supply system

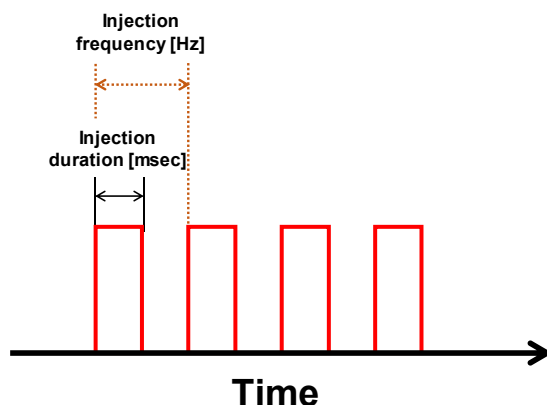


Fig. 4 Hydrogen injection control parameter

4. 燃料性状

本研究は廃食油由来の BDF をディーゼルエンジンにおける水素との混焼実験に用いた。実験で使用した廃食油由来の BDF および軽油の燃料性状を表 2 および表 3 に示す。廃食油由来の BDF は、軽油と比較し流動点の温度が高く低温流動特性が劣る。また、廃食油由来の BDF の低位発熱量は 37010 kJ/kg、軽油の低位発熱量は 43092 kJ/kg である。

Table 2 Bio diesel fuel properties for the test

Category	Properties
Density 15 deg. C g/cm^3	0.883
Kinematic viscosity 40 deg. C mm^2/s	4.5
Flash point deg. C	65
Pour point deg.C	-2.5
Cloud point deg.C	-3.0
Lower calorific value kJ/kg	37010
CCAI (Calculated Carbon Aromaticity Index)	826.1

Table 3 Diesel fuel properties for the test

Category	Properties
Density 15 deg. C g/cm^3	0.825
Kinematic viscosity 40 deg. C mm^2/s	2.644
Flash point deg. C	64.0
Pour point deg.C	-27.5
Cloud point deg.C	-5.0
Lower calorific value kJ/kg	43092

5. 実験条件

ディーゼルエンジンにおける水素と BDF との混焼実験は機関速度 $N_e = 1640 \text{ rpm}$ 、正味平均有効圧力 $\text{BMEP} = 0.3 \text{ MPa}$ ($\text{Torque} = 32.5 \text{ N} \cdot \text{m}$) の負荷合わせの条件で実施した。吸気温度は $50 \text{ }^\circ\text{C}$ 、エンジン冷却水温度および潤滑油温度は $80 \text{ }^\circ\text{C}$ の条件で実験を行った。水素と BDF との混焼実験における水素用インジェクターからの吸気管への水素の噴射条件は、水素噴射圧力 $P_{\text{inj}_H_2} = 0.25 \text{ MPa}$ 、噴射期間を 3msec 一定の条件において噴射周波数を 5, 10, 15, 20 Hz に変化させた。水素と BDF との混焼条件では水素の噴射周波数ごとに、エンジン性能と Smoke の計測を行った。水素と BDF との混焼実験における負荷合わせの調整は、水素の噴射条件を整え、吸気管内へ水素の噴射を開始した後に供試ディーゼルエンジンのアクセルポジションセンサの開度を調整し、BDF の噴射量を変化させることで行った。この際の BDF の燃料噴射量、噴射時期および燃料噴射圧力は、アクセルポジションセンサの開度や機関速度等に応じた ECU からの指示条件がそのまま適用されている。このため、本研究におけるレトロフィット仕様のディーゼルエンジンでは、水素の噴射条件によってアクセルポジションセンサの開度が変化し、アクセルポジションセンサの開度の変化に応じて BDF の噴射条件（燃料噴射時期や燃料噴射圧力）も変化することに留意が必要である。

また、本研究では、水素と BDF との混焼実験で得られたデータの比較のために BDF と軽油のみを燃料としたエンジン実験も実施した。機関速度および正味平均有効圧力は水素と BDF との混焼条件と同様に $N_e = 1640 \text{ rpm}$ 、 $\text{BMEP} = 0.3 \text{ MPa}$ ($\text{Torque} = 32.5 \text{ N} \cdot \text{m}$) である。（水素と BDF との混焼実験と同様に負荷合わせの条件で実施した。）

BDF の噴射圧力は $P_{inj} = 40 \text{ MPa}$ 、軽油の噴射圧力は $P_{inj} = 35 \text{ MPa}$ である。BDF は軽油と比較し低位発熱量が低いことから、負荷合わせのエンジン実験を行う場合、BDF のアクセルポジションセンサの開度は軽油のアクセルポジションセンサの開度よりも大きくなる。このため、BDF および軽油のみを燃料とした実験では、BDF の燃料噴射圧力と軽油の噴射圧力が異なる条件となっている。このレトロフィット仕様特有の前提条件下において、BDF および軽油のみで運転したそれぞれのエンジン実験においてエンジン性能と Smoke の計測を行った。

6. 実験結果

6・1 BDF および軽油のみを燃料とした条件におけるエンジン性能と熱発生率

図 5 は BDF および軽油のみを燃料とした条件における熱発生率と筒内圧の変化を示す。BDF および軽油のみを燃料とした条件において、パイロット噴射による燃焼の熱発生はどちらの条件においても -10 deg. ATDC 付近で立ち上がり、軽油を燃料とした条件におけるパイロット噴射による燃焼の熱発生のピークの方が、BDF を燃料とした条件におけるパイロット噴射による燃焼の熱発生のピークよりも高くなっている。これは、軽油の方が BDF よりも低位発熱量が大きいことに起因すると考えられる。また、メイン噴射による熱発生の立ち上がりは BDF および軽油を燃料とした条件ともに 8 deg. ATDC 付近となっている。BDF を燃料とした条件におけるメイン燃焼の後燃えは、軽油を燃料とした条件におけるメイン燃焼の後燃えと比較し少ない。これは、軽油を燃料とした条件の噴射圧力が $P_{inj} = 35 \text{ MPa}$ であるのに対し、BDF を燃料とした条件での噴射圧力が $P_{inj} = 40 \text{ MPa}$ となっており、軽油よりも BDF の噴射圧力が高くなっていることが一因と考えられる。パイロット噴射による燃焼の熱発生のピークとメイン噴射によるメイン燃焼の後燃えに軽油と BDF との条件で違いが見られたが、BDF および軽油を用いた条件における筒内圧プロファイルには顕著な違いが見られない。図 6 は BDF および軽油のみを燃料とした条件での正味熱効率 (BTE) である。BDF のみを燃料とした条件の BTE は 31.6%、軽油のみを燃料とした条件の BTE は 31.7% であり、ほぼ同水準の結果である。図 7 は BDF および軽油のみを燃料としてエンジン実験を行った際の Smoke である。軽油のみを燃料としてエンジン実験を行った際の Smoke は 0.814 FSN であるのに対し、BDF のみを燃料としてエンジン実験を行った際の Smoke は 0.239 FSN であった。BDF は含酸素燃料であることから、BDF を燃料とした条件の方が軽油を燃料とした条件よりも Smoke を低く抑えることができている。本研究の供試ディーゼルエンジンにおける BDF および軽油のみを燃料とした BTE および Smoke の結果は、先行研究 (島田 2006) と同様の傾向を示すことを確認した。

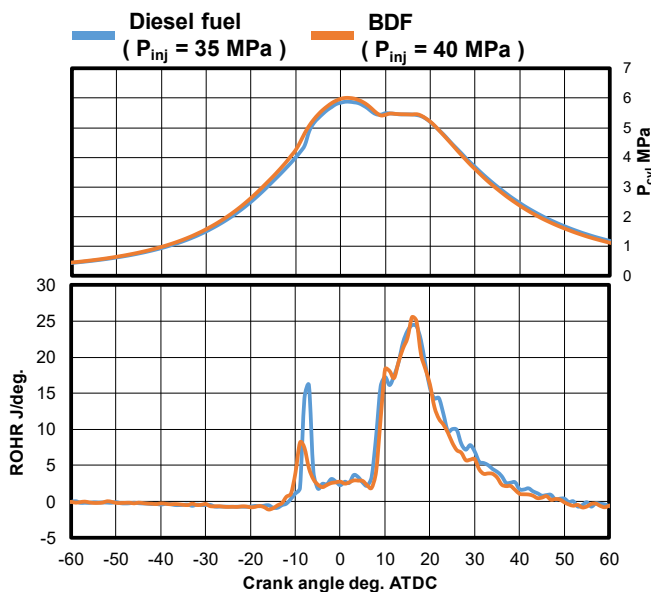


Fig. 5 In-cylinder pressure (P_{cyl}) and ROHR in BDF and diesel fuel operating condition

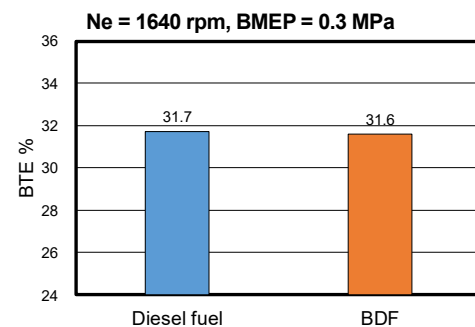


Fig. 6 BTE in BDF and diesel fuel operating condition

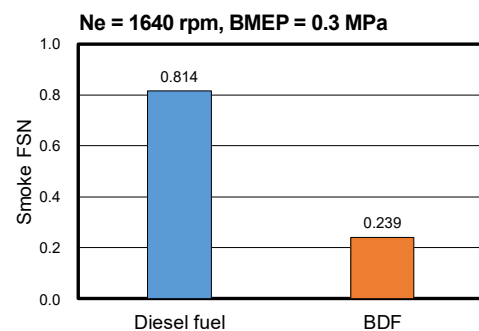


Fig. 7 Smoke in BDF and diesel fuel operating condition

6・2 水素とBDFとの混焼条件における水素による供給熱量割合の変化

図8は水素とBDFとの混焼条件における水素インジェクターの噴射周波数に対する水素の供給量（水素の体積流量）の変化である。水素インジェクターの噴射周波数が増加するに従い、吸気管からエンジンに供給される水素量は増加していく。図9は水素とBDFとの混焼条件における水素インジェクターの噴射周波数に対するBDFの消費量の変化である。水素インジェクターの噴射周波数が増加し、エンジンへ供給される水素量が増加するにしたがって、BDFの消費量は減少する。

図10は水素とBDFとの混焼条件における水素とBDFによる供給熱量の割合を示したものである。水素インジェクターの噴射周波数が増加するに従い、エンジンに供給される水素量が増加し、BDFの供給量が減少するため、水素用インジェクターの噴射周波数が増加していくと水素によるエンジンへの供給熱量割合が高まっていく。水素とBDFとの混焼条件において水素の噴射周波数が最も高い20 Hzの条件では、水素による供給熱量割合は47.4%である。

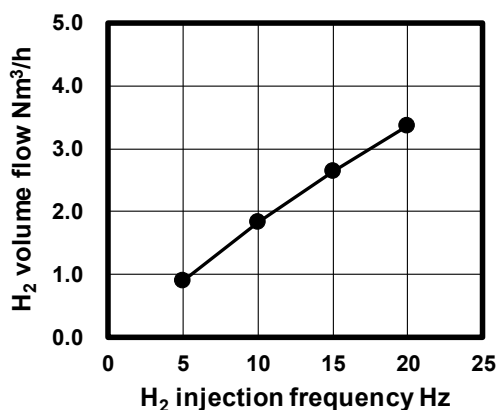


Fig. 8 H₂ volume flow in dual-fuel (Hydrogen and BDF)

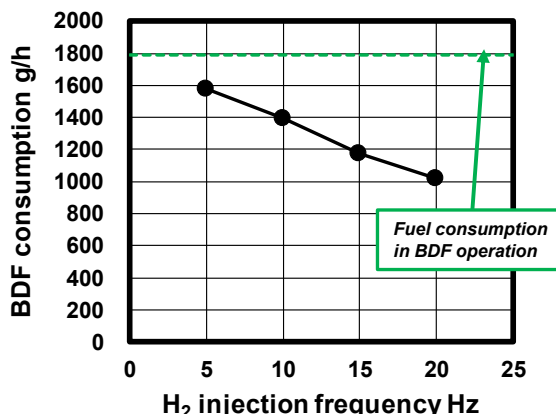


Fig. 9 BDF consumption in dual-fuel (Hydrogen and BDF)

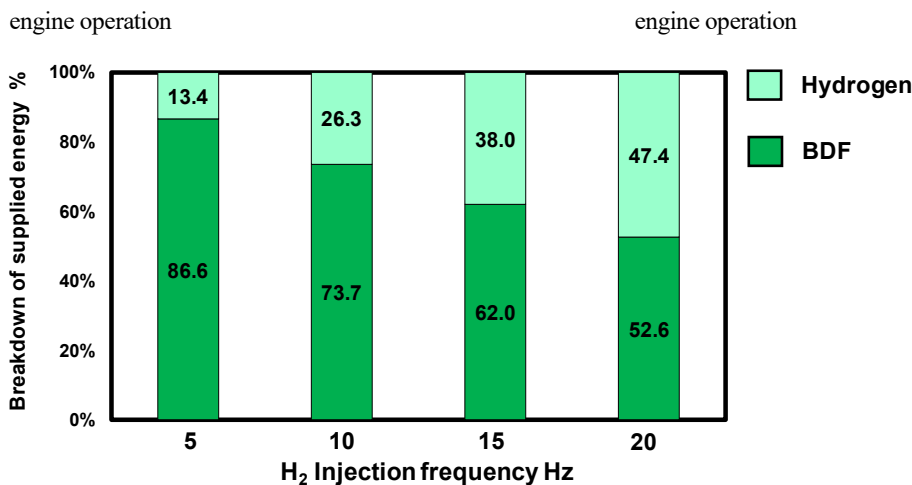


Fig. 10 Breakdown of supplied energy to the engine in dual-fuel (Hydrogen and BDF) engine operation

6・3 水素混焼の熱発生率への影響

図11は水素とBDFとの混焼条件およびBDFのみを燃料としてエンジン実験を行った際の筒内圧、筒内平均ガス温度および熱発生率を示したものである。水素とBDFとの混焼条件では、水素インジェクターの噴射周波数が増加しエンジンへの水素の供給熱量割合が増加するに従って、上死点付近における筒内最高圧力が高まっている。BDFのみを燃料としてエンジンを運転した条件では、図5において示したように、-10 deg. ATDC付近においてパイロット噴射による熱発生が見られ、メイン噴射による熱発生の立ち上がりは8 deg. ATDC付近となっている。水素とBDFとの混焼条件では、水素インジェクターの噴射周波数が増加し、エンジンへ供給される水素の供給熱量割合が増加するに従って、BDFのパイロット噴射による熱発生のピークが高まっていく。水素とBDFとの混焼条件では、水素と空気との予混合気をシリンダ内に吸入し、圧縮行程を経てBDFによるパイロット噴射によるBDFの着火と燃焼による発熱に加えて水素と空気との予混合気への着火と燃焼による発熱が加わるため、

水素の供給熱量割合が高まるに従って BDF のパイロット噴射後の上死点付近における熱発生が高まっていく。このため、水素による供給熱量割合が増加していくに従って上死点付近における筒内最高圧力と筒内平均ガス温度が上昇している。水素と BDF との混焼実験では負荷合わせの条件で行っているため、水素による供給熱量割合が増加した場合、アクセルポジションセンサの開度を小さくして BDF のシリンダ内への噴射量を減少させている。このため、水素による供給熱量割合が増加するに従って、BDF のメイン噴射の噴射量が減少することからメイン噴射による熱発生のピークは低下していくとともにメイン噴射による後燃えも少なくなる特徴がある。また、本研究のエンジン運転条件において水素による供給熱量割合を最大で 47.4% まで高めているが、図 11 に示す水素と BDF との混焼における熱発生率の履歴から、吸気弁閉時期以降の圧縮行程において水素と空気との予混合気にプレイグニッション等の異常燃焼が発生していないことが確認された。

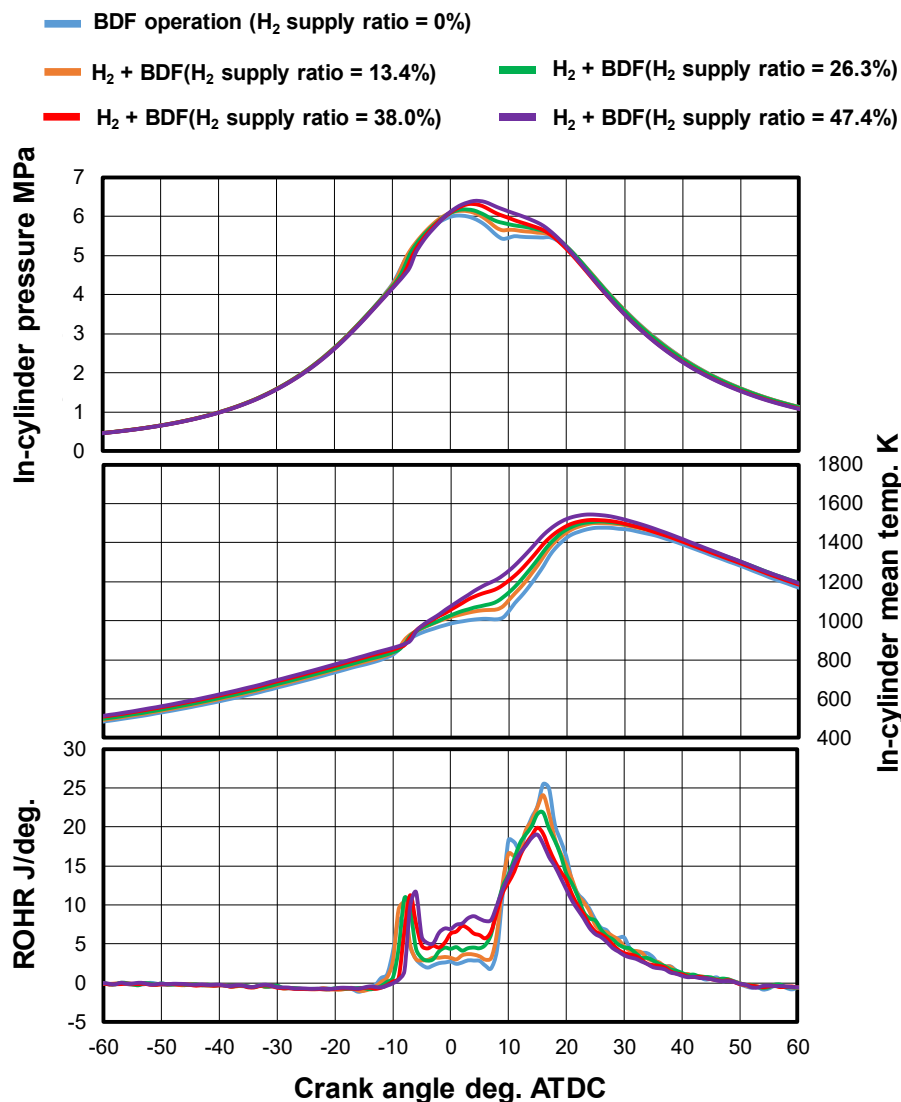


Fig. 11 ROHR, In-cylinder pressure and In-cylinder mean temperature in dual-fuel (Hydrogen and BDF) engine

6・4 水素混焼の正味熱効率等への影響

図 12 は水素と BDF との混焼条件における水素の供給熱量割合に対する正味熱効率 (BTE) の変化を示したものである。図中の緑の破線は BDF のみでエンジンを運転した際の BTE レベルを示す。BTE は、水素による供給熱量の割合が増加にすに従って低下していく傾向であり、BDF のみでエンジンを運転した条件における BTE よりも低下している。図 13、図 14 および図 15 は、水素と BDF との混焼条件における水素の供給熱量割合に対する等容度 (η_{cv})、ポンピング平均有効圧力 (PMEP) および図示平均有効圧力 (IMEP_{gross}) の変化を示したものである。各図中の緑の破線は BDF のみでエンジンを運転した条件における等容度、PMEP および IMEP_{gross} を示

す。等容度は水素による供給熱量の割合が増加にすると従って高まっている。これは、水素による供給熱量割合が増加した条件では水素と空気の予混合気中における水素の割合が大きく、この予混合気に BDF がパイロット噴射され着火することから、メイン噴射に先立って上死点近傍でのパイロット燃焼による発熱が大きくなるためである。PMEP は、図 14 に示すように水素の供給熱量割合に対する変化は僅かであり、供試ディーゼルエンジンにおける吸気経路からの水素噴射による PMEP への影響は小さいと考えられる。IMEP_{gross} は図 15 に示すように、水素による供給熱量割合が増加しても向上せず、水素による供給熱量割合が 38.0% および 47.4 %の条件においては BDF のみでエンジンを運転した条件における IMEP_{gross} よりも低下している。図 13 および図 14 で示したように、水素による供給熱量割合が増加するに従って等容度が向上するにもかかわらず、IMEP_{gross} が向上することなく低下傾向にある。この要因は、図 11 に示したように、水素の供給熱量割合が高まった条件において、BDF によるパイロット噴射後の上死点付近における熱発生が増加とこれによる上死点付近における筒内平均ガス温度の上昇によって冷却損失が増大したためではないかと推測される。このことが水素と BDF との混焼条件における BTE の低下に影響していると考えられる。

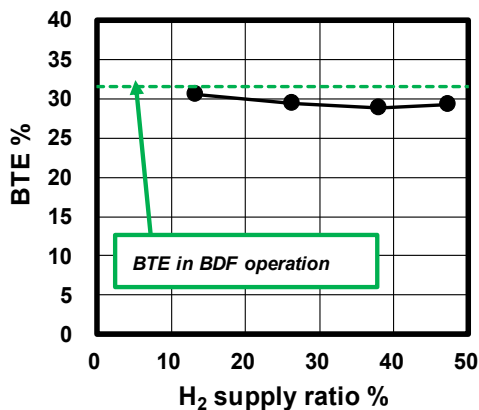


Fig. 12 Brake thermal efficiency (BTE) in dual-fuel (Hydrogen and BDF) engine operation

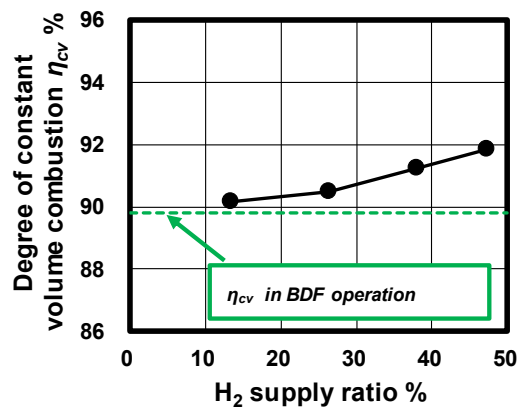


Fig. 13 Degree of constant volume combustion in dual-fuel (Hydrogen and BDF) engine operation

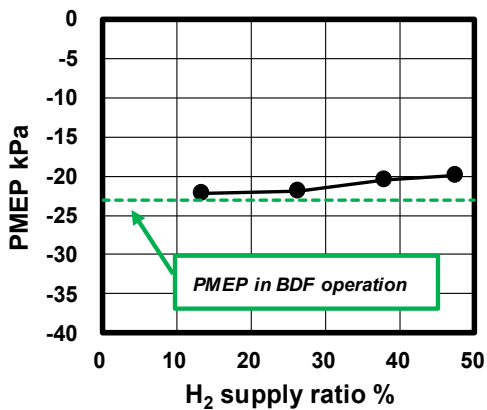


Fig. 14 PMEP in dual-fuel (Hydrogen and BDF) engine operation

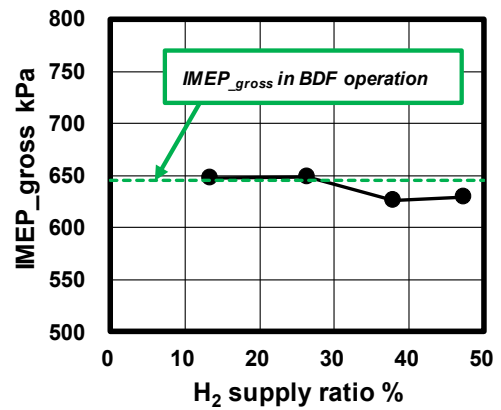


Fig. 15 IMEP_{gross} in dual-fuel (Hydrogen and BDF) engine operation

6・5 水素と BDF との混焼条件における Smoke の排出特性

図 16 は水素と BDF との混焼条件における水素の供給熱量割合に対する Smoke の変化である。図中の緑の破線は BDF のみでエンジンを運転した際の Smoke レベルを示す。水素と BDF との混焼条件における Smoke レベルは、BDF のみを燃料としてエンジンを運転した条件の Smoke レベルより低くなっており、水素と BDF との混焼は Smoke の排出低減に効果があることが示された。水素と BDF との混焼条件において、水素による供給熱量割合が増加し、水素によるエンジンへの供給熱量割合が高まっていくと Smoke のレベルは低下することなく、緩やかに増加する傾向となる。図 17 および図 18 は水素と BDF との混焼条件における水素の供給熱量割合に対する燃料噴射圧力 (P_{inj}) およびエンジンの吸入空気量の変化である。既述のように、本研究で使用した供試ディーゼ

ルエンジンは既存の ECU に変更を加えていないレトロフィット仕様である。このため、本実験における BDF の燃料噴射量はアクセルポジションセンサの開度や機関速度に応じて ECU により指示されている。水素による供給熱量割合が高まり、エンジンへの水素供給量が増加し、BDF のシリンダ内への噴射量が減少する条件では、アクセルポジションセンサの開度が小さくなり、ECU からの燃料噴射圧力の指示値が低下する特性となっているため、BDF のみでエンジンを運転した際の燃料噴射圧力が $P_{inj} = 40$ MPa であったのに対し、水素による供給熱量割合が 47.4% の条件では $P_{inj} = 31$ MPa まで低下している。このため、本研究における水素と BDF との混焼実験では、水素による供給熱量割合が増加するに従って、BDF がシリンダ内へ噴射される際の噴射圧力が低下し、シリンダ内に噴射された BDF の微粒化が十分に促進されない条件となっている。また、本研究における水素と BDF との混焼実験において、水素は水素インジェクターから吸気管内に噴射することで供給している。このため、図 18 に示すように水素による供給熱量割合が増加し、吸気管からの水素供給量が増加するに従って、エンジンの吸入空気量が減少するため、シリンダ内に供給される酸素量が減少する傾向となる。

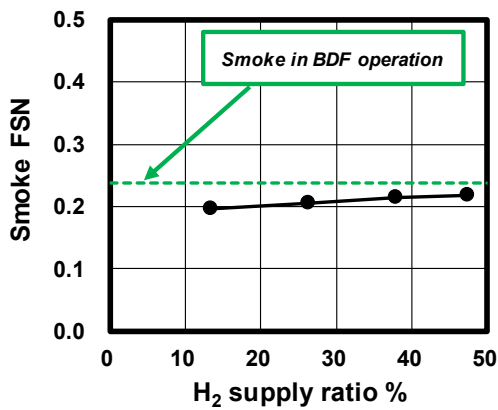


Fig. 16 Smoke level in dual-fuel (Hydrogen and BDF) engine operation

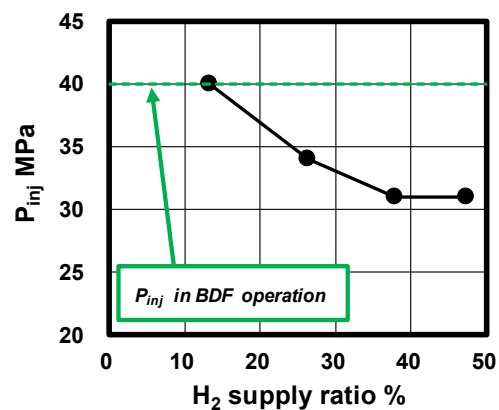


Fig. 17 Fuel injection pressure in dual-fuel (Hydrogen and BDF) engine operation

図 19 は水素と BDF との混焼条件における水素の供給熱量割合に対する空気過剰率 λ_{total} の変化である。 λ_{total} は式 (1) より求めた (上野他 2024)。ここでの λ_{total} は水素と BDF との混焼条件の総括値であり、 \dot{m}_{air} は空気の質量流量、 \dot{m}_{H_2} は水素の質量流量、 \dot{m}_{BDF} は BDF の質量流量、 AFR_{st,H_2} は水素の理論空燃比、 $AFR_{st,BDF}$ は BDF の理論空燃比である。本研究で使用した BDF の理論空燃比は 12.65 とした。(島田他 2006) また、図中の緑の破線は BDF のみでエンジンを運転した際の空気過剰率を示す。

$$\lambda_{total} = \frac{\dot{m}_{air}}{\dot{m}_{H_2} \cdot AFR_{st,H_2} + \dot{m}_{BDF} \cdot AFR_{st,BDF}} \quad (1)$$

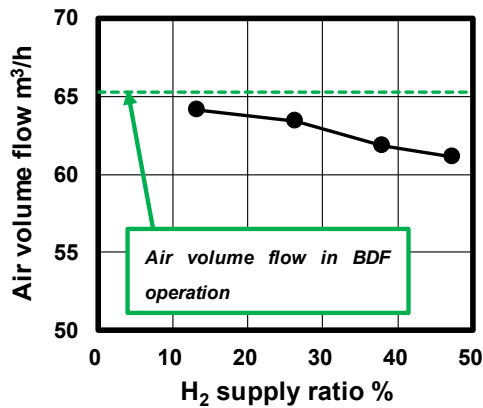


Fig. 18 Air volume flow in dual-fuel (Hydrogen and BDF) engine operation

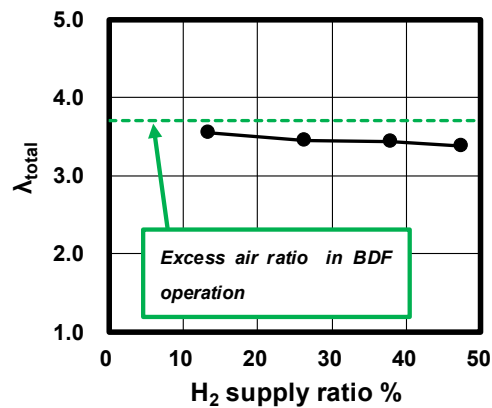


Fig. 19 Excess air ratio in dual-fuel (Hydrogen and BDF) engine operation

水素によるエンジンへの供給熱量割合が増加し、シリンダ内への水素供給量が増加するに従って λ_{total} は低下し、BDFのみでエンジンを運転した条件における空気過剰率よりも λ_{total} は低下している。これは前述したように、水素による供給熱量割合が増加した条件では、吸気管からの水素供給量が増加するに従って、エンジンの吸入空気量が減少したことに起因する。また、この λ_{total} の低下は、図 11 に示した水素による供給熱量割合が増加した際の筒内平均ガス温度の上昇の要因にもなっていると考えられる。上記の λ_{total} の低下に加えて、本研究で使用したレトロフィット仕様の供試ディーゼルエンジンでは水素による供給熱量割合が増加するに従って、BDF の噴射圧力が低下する特性となっているため、水素による供給熱量割合が増加するほど、Smoke が生成されやすい条件となっている。しかし、水素と BDF との混焼条件における Smoke は BDF のみでエンジンを運転した条件の Smoke よりも低い水準となっている。これは、水素と BDF との混焼条件において、水素による供給熱量割合が増加するに従って、炭素を含んだ燃料である BDF の供給量が少なくなっていることが要因と考えられる。

7. 結 言

開発工数が抑制された条件下での水素混焼ディーゼルエンジンの運用を想定し、燃料噴射系の制御システムに変更を加えずに、水素供給装置のみを付加したレトロフィット仕様のディーゼルエンジンにおいて水素とバイオディーゼル燃料 (BDF) との混焼を中速・軽負荷運転条件 (機関速度 : Ne = 1640 rpm, 正味平均有効圧力 : BMEP = 0.3MPa) にて試み、上記の条件において水素の供給割合を増加させた場合における基本エンジン性能と Smoke の排出特性を調べ、以下の結果を得た。

- (1) 中速・軽負荷運転条件での水素の BDF との混焼において、水素によるエンジンへの供給熱量割合を最大で 47.4 %まで高めた条件においても圧縮行程中にブレイグニッションなどの異常燃焼を起こすことなく、エンジンを安定して運転できることを確認した。
- (2) 水素と BDF との混焼条件において、水素による供給熱量割合が増加するに従って、正味熱効率が低下する傾向である。これは、水素による供給熱量割合が増加した条件における上死点近傍における熱発生が増加と空気過剰率の低下による筒内平均ガス温度の上昇による冷却損失の増加が図示平均有効圧力の低下を招き、正味熱効率の低下に繋がったと推測される。
- (3) エンジンの吸気経路に水素供給装置を付加したレトロフィット仕様のディーゼルエンジンにおける水素と BDF との混焼条件における Smoke は、中速・軽負荷運転条件において BDF のみを燃料としてエンジンを運転した際の Smoke レベルよりも低減できることを確認できた。
- (4) 本研究において実施した中速・軽負荷運転条件における水素と BDF との混焼実験では、水素による供給熱量割合が増加し、BDF による供給熱量の割合が減少する条件になると、アクセルポジションセンサの開度の減少に伴って BDF の燃料噴射圧力が低下し、かつ空気過剰率も低下することから、Smoke の生成しやすい条件になるものの、炭素を含んだ BDF の供給量が減少することにより Smoke の排出を抑制することができていると考えられる。

文 献

- 浜崎和則, 木下英二, 松尾佳朋, Wira JAZAIR, ディーゼル燃料としてパーム油の利用, 日本機械学会論文集 B 編, Vol. 68, No. 667 (2002), pp. 322-327.
- 上野尊史, 平岡賢二, 天寅喬文, 森田銀, 数値シミュレーションによる水素ディーゼル混焼エンジンの燃焼プロセスの分析, 自動車技術会論文集, Vol. 55, No. 6 (2024), pp. 1059-1064.
- 松永大知, 天寅喬史, 平岡賢二, 壽和輝, 水素混焼によるアンモニア/軽油 DF 機関の燃焼および排気改善に関する研究, 自動車技術会シンポジウム, No.06-23 (2023), pp. 61-66.
- 経済産業省, 2050 年カーボンニュートラルに伴うグリーン成長戦略 (2020), available from <https://www.meti.go.jp/policy/energy_environment/global_warming/ggs/index.html>, (参照日 2025 年 4 月 5 日)
- 宮本亨, 長谷川浩和, 三上真人, 小島直哉, 椛島一, 浦田泰弘, 水素アシストディーゼル燃焼の研究 (第二報, 水素吸入および大量 EGR による低温ディーゼル燃焼に関する研究), 日本機械学会論文集 B 編, Vol.77, No.775

(2011), pp.853–859.

- 株式会社大林組, プレスリリース (2024), available from <https://www.obayashi.co.jp/news/detail/news20231222_1.html>, 参照日 2025年3月15日
- 塩路昌宏, 水素社会構築に向けた取り組みと今後の展望, 自動車技術会シンポジウム, No.06-23 (2023), pp. 1-5.
- 島田敦史, 助川義寛, 熊野賢吾, 後藤田龍介, 川村徹, 渡邊浩之, 水素混焼エンジンの水素供給による燃焼位相制御の検討, 日本機械学会論文集, Vol. 88, No. 913 (2022), DOI:10.1299/transjsme.22-00118
- 島田一昭, 長田英朗, 青柳友三, 後藤雄一, 石井素, 単気筒エンジンによる高過給・高EGRバイオディーゼル燃焼の研究(第1報) - RME燃料と軽油燃料の比較 -, 自動車技術会論文集, Vol. 37, No. 4 (2006), pp. 161-166.
- 鈴木泰政, 辻村拓, 水素・ディーゼルデュアルフュエルエンジンの燃焼および排出ガス性能改善, 自動車技術会論文集, Vol. 46, No. 2, (2015), pp. 245-251.
- 山根浩二, 植田淳氏, 嶋本譲, 直接噴射式バイオディーゼル燃料機関の燃焼および排気特性に及ぼす植物油種類と高圧噴射の影響, 自動車技術会論文集, Vol. 32, No. 2 (2001), pp. 25-30.

References

- Hamasaki, K., Kinoshita, E., Matsuo, Y. and Jazair, W., Utilization of Palm Oil for Diesel Fuel, Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B, Vol.68, No.667 (2002), pp.322–327 (in Japanese).
- Kamino, A., Hiraoka, K., Tentora, T. and Morita, G., Combustion Process Analysis of Hydrogen/Diesel Dual-Fuel Engine by Numerical Simulation Transactions of Society of Automotive Engineers of Japan, Vol. 55, No. 6 (2024), pp. 1059-1064.
- Matsunaga, D., Tentora, T., Hiraoka, K. and Toshinaga, K., A study on Combustion and Emission Improvement of Ammonia - Diesel DF Engines by Hydrogen Mixing, JSAE symposium, No.06-23 (2023), pp. 61-66.
- Ministry of Economy, Trade and Industry, Green Growth Strategy through Achieving Carbon Neutrality in 2050 (2020), available from <https://www.meti.go.jp/english/policy/energy_environment/global_warming/ggs2050/index.html>, (accessed on 5 April, 2025).
- Miyamoto, T., Hasegawa, H., Mikami, M., Kojima, N., Kabashima, H. and Urata, Y., Study on Hydrogen-Assist Diesel Combustion (2st Report, Investigation of Low Temperature Combustion with Hydrogen Addition to Intake Gas and High Rate EGR), Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B, Vol.77, No.775 (2011), pp.853–859 (in Japanese).
- Obayashi Corp., Press Release (2024), <https://www.obayashi.co.jp/en/news/detail/news20231222_1_en.html>, (accessed on 15 March, 2025)
- Shioji, M., Effect for Establishing a Hydrogen Society and Future Prospects, JSAE symposium, No.06-23 (2023), pp. 1-5.
- Shimada, A., Sukegawa, Y., Kumano, K., Gotoda, R., Kawamura, T. and Watanabe, H., Combustion timing control supplying hydrogen in hydrogen mixed combustion engine, Transactions of the JSME (in Japanese), Vol. 88, No. 913 (2022), DOI:10.1299/transjsme.22-00118
- Shimada, K., Osada, H., Aoyagi, Y., Goto Y. and Ishi, H., Diesel Combustion and Emission Study using Bio-mass Fuel in a Highly Boosted Single Cylinder Engine (First Report) – The Comparison Between RME and Diesel Fuel –, Transactions of Society of Automotive Engineers of Japan, Vol. 37, No. 4, (2006), pp. 161-166.
- Suzuki, Y. and Tsujimura, T, The improvement of Combustion and Emission from Hydrogen / Diesel Dual Fuel Engine, Transactions of Society of Automotive Engineers of Japan, Vol. 46, No. 2, (2015), pp. 245-251.
- Yamane, K., Ueta, A. and Shimano, Y., Effects of High-Pressure Injection and Biodiesel Fuel Sources on Combustion and Emission Characteristics of a DI Diesel Engine, Transactions of Society of Automotive Engineers of Japan, Vol. 32, No. 2 (2001), pp. 25-30.

インテリジェント・モビリティ研究所 活動報告

1. 研究

年月	内容
2025.05	TOKYO GX ACTION に出展
2025.05	多摩市諏訪永山エリアのさつき祭りで体験会を実施
2025.10	TOKYO BAY DISCOVERY JOURNEY 2025 に出展
2025.10	FUN MORE TIME SHINJUKU に出展
2025.10	多摩市 落合小学校で特別講義
2025.12	Japan Mobility Show Fukuoka 2025 に出展
2026.03	多摩エコ・フェスタで体験会の実施
2025.02	

2. 学会発表

2025.10	第 63 回飛行機シンポジウム 発表
2025.11	第 69 回宇宙科学技術連合講演会 発表
2025.07	Proceedings of 35th International Symposium on Space Technology and Science
2026.03	roceedings of 10th International Engineering Symposium

久留米工業大学
インテリジェント・モビリティ研究所 研究報告 第9号

BULLETIN OF KURUME INSTITUTE OF TECHNOLOGY
INTELLIGENT MOBILITY LAB No.9

2026年3月31日発行

Published 31 March 2026

発行 久留米工業大学 インテリジェント・モビリティ研究所
〒830-0052 久留米市上津町 2228-66
TEL (0942)-22-2345
URL <https://www.kurume-it.ac.jp>

Editor Editorial Committee for Kurume Institute of Technology Bulletin
2228-66 Kamitsu-machi, Kurume-shi,
Fukuoka-ken, Japan. 830-0052
TEL (0942)22-2345
URL <https://www.kurume-it.ac.jp>



久留米工業大学

KURUME INSTITUTE OF TECHNOLOGY