

特集:過酷な環境で使用されるガスタービン

上越火力発電所 ガスタービン吸気フィルタの 防雪・凍結防止対策について

中村 肇^{*1} NAKAMURA Hajime

キーワード:ガスタービン,吸気フィルター,アンチアイシング,防雪,凍結防止 Gas Turbine, Air Intake Filter, Anti-icing, Snow Protection, Freeze Proofing

1. はじめに

上越火力発電所は,長野県方面の電力の安定供給や CO₂排出量削減のため,当社としては初めての供給エリ ア外(新潟県)立地となる火力発電所である。

ガスタービン設備の設計にあたっては、冬季の安定供 給を達成するべく、強風・豪雪を伴う厳しい気象条件の 中においても問題なく燃焼用空気を確保できるよう検討 を行った。

本稿では、上越火力発電所におけるプラントの特徴、 およびガスタービンの燃焼用空気を確保するために実施 した吸気フィルタへの防雪・凍結防止対策を紹介する。

2. プラントの特徴

2.1 発電所の設置目的と開発の経過

上越火力発電所の建設は、長野県方面の需給増加対応 と長距離送電の解消、南北双方向から2ルートでの送電 による電力供給の信頼性向上を目的として行われた。

発電所の建設にあたり, CO₂排出量抑制による地球環 境の保全と燃料消費量削減による発電コストの低減を実 現するために, 高効率発電設備の導入を検討し, 当社で は初の多軸型コンバインドサイクル発電設備を採用した。

開発の主な経過は、平成17年3月に発電所用地を取 得、平成19年3月に1号系列、平成20年4月に2号系列 2-1号機、平成22年2月に同2-2号機の建設工事に順 次着工した。その後、順調に工事を行い、平成24年7月 に1号系列1-1号機、平成25年1月に同1-2号機、同 年7月に2号系列2-1号機、そして平成26年5月に同 2-2号機が営業運転を開始した。発電所全景を図1に 示す。写真中央が発電設備、写真右側がLNG設備である。

2.2 発電設備

発電設備は、1,300℃級ガスタービンおよび再熱三重 圧形排熱回収ボイラの組合せを2台と蒸気タービン1台

原稿受付 2014年9月17日

*1 中部電力㈱ 発電本部火力部建設グループ 名古屋市東区東新町1番地



Fig. 1 Full View of Joetsu Thermal Power Station

を1ブロックとする多軸型コンバインドサイクル発電方 式を採用し、1号系列(595MW×2ブロック)、2号系 列(595MW×2ブロック)で構成している。発電設備 の系統構成を図2に示す。

発電端熱効率は58%以上(低位発熱量基準)であり、 本プラントが営業運転を開始することにより、当社の CO₂排出量は運転開始前と比べて年間約160万t削減して いる。



Fig. 2 System Component of Power Plant

2.3 LNG設備

LNGタンクは,発電所用地の有効利用が可能で建設 費が安価な地上式PC(プレストレスト・コンクリート) 防液堤外槽一体型平底球面屋根付円筒竪型貯槽(以下, PCタンクという)を当社では初めて採用した。1基あたりの容量は、低温圧力容器用ニッケル鋼鋼板(9%Ni 鋼)の溶接確性試験による最大板厚の制限および材料の 許容応力からPCタンクでは設計上最大となる18万m³と した。タンク外観を図3に示す。



Fig. 3 View of LNG Tanks

LNG受入桟橋はLNG調達の柔軟性等から26万m³級大 型船による受入を可能とし、受入用ローディングアーム は、船とのフランジ接続作業の省力化と安全性向上のた め、国内LNG設備初の油圧作動式クイックカプラーを 採用した。また、LNGのローリーによる販売事業の充 実を図るため、LNG出荷設備を4スポット設置した。

2.4 ガスタービンの設計上の考慮事項

ガスタービンは、より一層の効率向上のため、1,300℃ 級ガスタービンであるGE社製7F3 seriesを採用した。ガ スタービンの鳥瞰図を図4に示す。

燃焼器は予混合気濃度のさらなる希薄化を目的として 改良されたGE社製DLN2.6を採用し、全負荷帯で予混合 燃焼とし、排気ガスの低NOx化を図っている。

ガスタービンの性能改善として,ガスタービン第1段 シュラウド部には,接触による摩耗を許容したアブレイ ダブルコーティングを施工し,従来よりも第1段動翼先 端とシュラウドの間隙を狭めることによりリーク量の低 減を図っている。また,ガスタービン冷却空気量は大気 温度によって必要量が変わるため,冷却空気供給系統に 調整機構を設けることで冷却空気を適正に制御すること を可能とし,性能向上を図っている。



Fig. 4 Bird's-eye View of Gas Turbine

3. ガスタービン吸気フィルタの防雪・凍結防止対策 3.1 対策の概要

上越火力発電所は,日本海側の寒冷降雪地域に位置し ている。

ガスタービンの燃焼用空気は、太平洋側のプラントで は屋外に設置した吸気フィルタから取り入れているが、 着雪によって吸気フィルタの閉塞が発生すると燃焼用空 気の取り込みが困難となり、発電設備の運転が継続でき なくなる。このため、上越火力発電所では吸気フィルタ を屋内設置とすることで、冬季の着雪によるフィルタの 閉塞を防止することとした。本館の断面図を図5に示す。

また、本館外壁には、燃焼用空気吸込口の閉塞を防止 するため、防雪カバーを設置した。採用した防雪カバー の外観を図6に示す。



Fig. 5 Cross-section of Main Building



Fig. 6 View of Main Building

さらに,万が一,吸気フィルタに着雪・凍結が発生し た場合に備えて,吸気フィルタ前面にガスタービン空気 圧縮機吐出からの抽気空気を用いた融雪装置(以下,ア ンチアイシング装置という)を設置した。

以下に,防雪カバーおよびアンチアイシング装置の設 置にあたり考慮した内容について紹介する。

3.2 防雪カバー形状の最適な形状選定

3.2.1 防雪カバーの必要性

防雪カバーの有効性を確認するため,防雪カバーを非 設置とした場合における,雪粒子の流れ解析を実施した。 なお解析は、燃焼用空気の吸込流量がガスタービン定格 出力時のもとで、屋外が無風の条件(風速2m/s以下を 無風条件とした)で実施した。本館断面における雪粒子 の流れ解析結果を図7に示す。

屋外無風条件においても,ほぼすべての雪粒子が吸気 フィルタ面に到達しているが,これはガスタービン空気 圧縮機が燃焼用空気を吸込むことで,屋外から吸気フィ ルタに向かう流れが発生するためである。よって,吸気 フィルタの閉塞を防ぐには防雪カバーが必要である。



Fig. 7 Pass Line of Snow Particle

3.2.2 防雪カバー形状の検討

1)防雪カバー形状(角型と半円型)の違いによる比較 防雪カバーの形状による差異を確認するため、角型形 状と半円型形状における、雪粒子の吸気室への侵入状況 および吸気フィルタ面への到達状況について解析を実施 した。解析上の特記事項は以下のとおりである。

- ①風条件は、無風の場合と、防雪カバーへ向かう方向 に強風^{*1}が吹いた場合の2条件で実施した。
 - ※1:強風の風速は、上越火力発電所直近の測候所 における過去10年間の統計により、降雪時に おける最大風速に余裕を考慮したものとした。

②気温は、降雪時の代表的な温度である-3.5℃とした。
③防雪カバー数量は、角型、半円型ともに8枚とした。
④本館壁面から垂直に上昇する風により吸気室へ雪粒

子が侵入することを想定し,防雪カバー最下段にも カバーを設置した。

防雪カバー形状(角型,半円型)を図8に示す。また, 解析結果の代表例として,角型形状での無風条件におけ る雪粒子の流跡線の解析結果を図9に示す。

無風条件では,防雪カバーから吸気室へ雪粒子が侵入 するものの,吸気フィルタ面まで到達することはなかっ た。これは,半円型形状においても同様の結果であり, 形状による有意差は認められなかった。

なお,吸気室への雪粒子の侵入は,屋外が無風である ことにより,ガスタービン空気圧縮機の燃焼用空気を吸 込む流れが作用したものである。

一方,強風条件では,防雪カバー下部の本館壁面に当 たった風が垂直に上昇して本館上方へ流れていくため,



Fig. 8 Shape of Anti-snow Cover



Fig. 9 Pass Line of Snow Particle in case of Square Shape

大半の雪粒子は吸気室内へ侵入することがなく, 無風条 件と比較して雪の侵入量は少なかった。また, 形状によ る有意差も認められなかった。

以上より,吸気室への雪の侵入に対して角型と半円型 に有意差がないため,防雪カバー製作上の観点から角型 で検討を進めることとした。

2) 防雪カバーの傾斜角の違いによる比較

防雪カバーの傾斜角の違いによる差異を確認するため, 傾斜角が大きい場合(以下,「タイプA」という)と傾 斜角が小さい場合(以下,「タイプB」という)で, 1) と同様の解析を実施した。解析上の特記事項は以下のと おりである。

- ①風速条件は、1)の解析結果から雪粒子の侵入しやすい無風状態とした。
- ②傾斜角が大きくなるほど隣接するカバー間の間隔が 狭くなりカバー入口流路が絞られる。流速の上昇に より雪粒子の侵入率が上がると考えられることから, 傾斜角が大きいタイプAの防雪カバー員数は極力減 らして2とした。一方,タイプBの防雪カバー員数 は1)の解析と同様に8とした。

③解析結果の妥当性検証のため、1/4スケールの縮小 モデルにより人工降雪機を使用して現地試験を実施 している(詳細は3.2.3項参照)。人工降雪機の雪は 氷を微細化して作られるため、雪粒子も氷状となる ことから、解析では粒子の衝突・反発を考慮した。

解析結果を図10に,吸気室への侵入率およびフィルタ 面への雪粒子の到達率を図11に示す。

解析結果より、雪粒子の吸気室への侵入率については





Fig.10 Pass Line of Snow Particle in case of TypeA and TypeB



傾斜角の違いによる影響は認められないものの,吸気 フィルタ面への到達率は,傾斜角の小さいタイプBの方 がタイプAに対して相対値で約70%小さい結果となった。 また,図10のタイプBの解析結果で示す吸気室への雪 の侵入量は,同一の風条件で実施した図9の場合よりも

の後入重は、同一の風采住で美施した凶9の場合よりも 多い結果となっているが、これは雪粒子に対して氷状の 衝突・反発を考慮したためである。

3.2.3 モデル試験による解析結果の妥当性確認

前項で実施した解析の妥当性を確認するため、1/4ス ケールのモデルを製作して現地試験を実施した。

1) 試験方法

人工降雪機により,防雪カバー上部を包含するよう直 径3mの範囲で降雪させ,防雪カバー上部の積雪状況お よび吸気室内への雪の侵入状況を確認した。なお,雪は 氷を人工降雪機に供給して微細化することで得られるこ とから,粒子は氷状となる。

形状は、図10に記載のタイプAとタイプBのモデルと し、合わせて定格風量相当の場合と、ガスタービン起動 時を想定した1/4風量の場合で比較した。

試験装置および試験状況を図12に,試験装置の構成を 図13に示す。(図はタイプAの形状)



Fig.12 View of Testing and Test Model



Fig.13 Component of Test equipment

2) 試験結果

試験結果を図14に示す。雪の侵入率,吸気フィルタ面 到達率の定義は以下のとおりとした。

・吸気室侵入率

= 吸気室内の雪重量(吸気フィルタ面の着雪重量含 む) / 降雪重量

- ・吸気フィルタ面到達率
 - =吸気フィルタ面着雪重量/降雪重量





- ①定格風量における吸気室への雪の侵入率は、タイプ A、Bともに図11の解析結果の約半分であり、形状 による顕著な差は認められなかった。
- ②吸気フィルタ面への雪の到達率は、防雪カバー入口 流速が小さいほど低下する傾向が認められ、タイプ BはタイプAの半分以下であった。
- ③風量が定格の1/4の場合は、定格時の1/10のオー ダーに低下したことから、起動時における吸気フィ ルタの閉塞の可能性は極めて低いと考える。

これまでの解析結果および現地モデル試験結果から, 防雪カバーの形状は、傾斜角が小さい方が吸気フィルタ 面への雪の到達率が低いため、タイプBの形状で検討を 進めることとした。

3.2.4 傾斜角の最適化

前項までの解析結果およびモデル試験結果から,タイ プBにおける雪の侵入に対する効果が確認できた。さら なる最適化を図るため,防雪カバーの傾斜角をタイプB の角度からタイプAの角度までの間で振り分け,各傾斜 角における雪の侵入量について,3.2.2 2)と同条件で 解析を実施した。各傾斜角における防雪カバーの形状を 図15に,解析結果を図16に示す。

図16より,傾斜角が小さいほど吸気フィルタ面への雪 の到達に対して最も効果が得られる解析結果となった。

以上より、防雪カバーはタイプBの形状を採用することとした。



Fig.15 Shape of Anti-snow Cover at Each Case



Fig.16 Snow Particle Entry Rate in Air Intake Room and Arrival Rate at Filter

3.3 アンチアイシング装置

3.3.1 アンチアイシング装置の概要

アンチアイシング装置は、ガスタービン空気圧縮機吐 出からの抽気空気を吸気フィルタ前方から噴射すること により、吸気フィルタに着雪・凍結した雪・氷を融かす 融雪装置である。図17に、アンチアイシング装置の系統 を、図18に採用したアンチアイシング装置の概要を示す。

アンチアイシング装置は、吸気フィルタの差圧や吸気 フィルタ面の積雪状況をカメラで確認し、運転員の判断 により動作させる。配管から噴射されるガスタービン空 気圧縮機吐出空気温度は約380℃にも達するため、運転 中に巡視等で近寄ることは危険であることから、吸気室 は施錠管理することとした。

アンチアイシング配管の配置は、図17のように防雪カ バー下流とした。これは、高温のガスタービン空気圧縮 機吐出空気と吸気が十分に混合し、吸気フィルタ面で局



Fig.17 Outline of Anti-icing System



Fig.18 View of Anti-icing System

所的な高温部位が発生しないよう考慮したものである。

また,アンチアイシング流量は,運転に影響を与えな いようガスタービン空気圧縮機吐出流量の5%以下とし た。

以下に,アンチアイシング配管の噴射向きおよびアン チアイシングマニホールドへのガスタービン空気圧縮機 吐出空気の供給位置に関する検討内容について紹介する。

3.3.2 アンチアイシング配管の噴射向き

アンチアイシング配管の吸気方向に対する噴射向きは, 順方向,対向方向,直角方向の3とおりが考えられる。 吸気方向に対する各噴射向きを図19に示す。

各噴射向きに対する吸気フィルタ面の温度分布を把握 するため、吸気フィルタまわりにアンチアイシング配管 を配置して解析を実施した。

解析結果,直角方向と順方向については大きな差異が 認められなかったことから,代表例として直角方向と対 向方向の結果を図20に示す。

対向方向においては吸気フィルタ面での色の濃淡が明 確に認められ,温度分布に大きなバラツキが生じている。 一方,直角方向においては明確な色の濃淡はなく均一で



Fig.19 Direction of Compressed Air to Intake Air



Fig.20 Result of Thermal Analysis at Each Case



Fig.21 Thermal Distribution in front of Filter at Each Case

あり, 良好な温度分布が得られた。

直角方向と順方向の温度分布が良好で大きな差異が認 められなかったことから,アンチアイシング配管の本数 を半数に減らして同様の解析を行い,吸気フィルタ面に おける温度分布を算出した。図21に解析結果を示す。

解析結果より,吸気方向に対して直角に噴射する場合 は、アンチアイシング配管の本数を半分にしても温度分 布はほぼ一様であったが,順方向の場合は温度分布にば らつきが発生し、0℃を下回る部位が多数存在する結果 となった。

以上から,アンチアイシング配管の噴射向きは,ガス タービン空気圧縮機吐出空気が混合しやすい,吸気の流 れに対して直角方向を採用することとした。

3.3.3 アンチアイシングマニホールドへの空気圧縮機 吐出空気供給位置の検討

図17のとおり、ガスタービン空気圧縮機吐出空気は、 アンチアイシングマニホールドへ供給された後アンチア イシング配管から噴射される。アンチアイシングマニ ホールドへの供給位置によって吸気フィルタ面への温度 分布に差異が発生するかどうか確認するため、以下の3 とおりで解析を実施した。

① アンチアイシングマニホールド端

② アンチアイシングマニホールド中央



Fig.22 Result of Thermal Analysis at Each Supply Position of Compressed Air

③ GT中心線より均等割振りした位置(2箇所) 解析結果を図22に示す。

解析結果より、③の場合が最も均一な温度分布となる 結果が得られたことから、ガスタービン空気圧縮機吐出 空気の供給位置は、③を採用した。

4. まとめ

上越火力発電所は、2011年10月の1-1号機ガスター ビン初点火以降,建設試運転を経て1-1号機から2-2 号機まで営業運転を開始し、現在に至るまで3回の冬季 を経験した。

これまでのところ,防雪カバーおよびアンチアイシン グ装置の取付を行ったことにより,冬季運転中のガス タービン吸気フィルタの閉塞は発生しておらず,冬季の 安定供給に寄与している。

今後も,立地地域特有の気象条件を的確に把握し,そ の条件に柔軟に対応した火力発電設備を建設していくこ とで,電力の安定供給に貢献していく。

謝辞

数値解析およびモデル試験にあたり,株式会社日立製 作所殿に多大なご協力を頂きましたので,ここに厚くお 礼申し上げます。



特集:過酷な環境で使用されるガスタービン

ガスタービン吸気設備の寒冷対策について

澤田信明^{*1} SAWATA Nobuaki **味崎 隆久***2 MISAKI Takahisa

キーワード:ガスタービン,吸気フィルタ,寒冷対策 Gas turbine, Inlet filter, Anti-snow

1. はじめに

東北電力株式会社(以下当社)は東北6県および新潟 県に電力を供給しており,全ての火力発電所は寒冷地に 位置している。当社では国内初の大容量ガスタービンコ ンバインドサイクル(以下GTCC)発電設備を東新潟火 力発電所3号系列(以下,東新潟3号系列)に導入して 以来,同4号系列,仙台火力発電所4号機(以下,仙台 4号機)等にガスタービン(以下GT)発電設備を設置 しており,冬期の安定運転のためにはGT発電設備の寒 冷対策が必須となっている。

本稿では寒冷地に設置されたGT発電設備特有の課題 であるGT吸気設備の寒冷対策について紹介する。

2. 当社のGT発電設備について

当社の電源構成は昭和30年代には水力発電が供給力の

東北電力のGT発電設備							
発電所	号機	出力 (万kW)	営業運転開始	備考			
	3号系列	121	S59(1系) S60(2系)				
東新潟火力	4号系列	170	H11(1系) H18(2系)				
	5号機	33.9	H24	シンプルサイクル			
	港3号系列	5. 38	H23	シンプルサイクル			
仙台火力	4号機	44.6	H22				
如迫小力	5号系列	10.9	H23				
利為火力	6号機	3.4	H24	シンプルサイクル			
秋田火力	5号機	33. 3	H24	シンプルサイクル			
八戸火力 ()内はガス化後	5 号機	39.4 (41.6)	H26 (コンハ・イント・イヒ)	ガス化工事予定			
新仙台火力	3号系列	98	H27(1系) H28(2系)	建設中			

主力であったが、将来の需要増加に対応するために、火 力電源の導入に着手し昭和40年代には電源の主体は水力 から火力へと移行した。

その後の2度に亘る石油危機の経験による,脱石油・ 省エネルギーの国家的課題への対応,また当社における 長期的な供給力確保と電源多様化の課題解決に向け,昭 和59年に事業用大容量GTCC発電設備としては国内初と なる東新潟3号系列を導入した。

以来,東新潟4号系列,当社初のリプレース工事に より建設した仙台4号機,小容量GTCCである新潟火力 5号系列と積極的にGTCC発電設備の開発・導入を図り, 現在は新仙台火力発電所のリプレース工事として3号系 列を建設中である。

また、東日本大震災時には早期供給力確保のために緊 急電源としてシンプルサイクルGTを設置し、現在では



Fig. 1 Location of thermal power plants of Tohoku Electric Power Co. Inc. and spec of gas turbine facilities (H26 August)

原稿受付 2014年9月4日

〒985-0801 宮城郡七ヶ浜町代ヶ崎浜字前島1

*2 東北電力(株) 東新潟火力発電所

〒957-0101 北蒲原郡聖籠町東港1-1-155

^{*1} 東北電力(株) 仙台火力発電所

当社火力電源の約3割をGT発電設備が占めている。 (図1参照)

3. 当社火力発電所GT吸気設備の寒冷対策について

3.1 東新潟3号系列の寒冷対策について

3.1.1 東新潟火力発電所設備概要

東新潟火力発電所は,新潟県北部の北蒲原郡聖籠町・ 新潟東港工業地域に位置する当社最大の火力電源であり, コンベンショナル発電設備である1号機,2号機,港1 号機,港2号機とGTCC発電設備である3号系列,4号 系列そして東日本大震災後に設置した緊急電源である シンプルサイクルGTの港3号系列,5号機の計約520万 KWからなる。

東新潟3号系列は国内初の大容量GTCC発電設備とし て昭和59年営業運転を開始し、タービン入口ガス温度 1,100℃級GT6台・蒸気タービン2台で構成される総出 力1,210MWの多軸型GTCC発電設備である。(図2参照)



Fig. 2 Panoramic view of Higashi-Niigata thermal power station

吸気設備は建屋屋上に吸気口があり,建屋3階に2段 構成のフィルタを設置している。(図3参照)



Fig. 3 Schematic view of GT inlet facility for Unit No.3

建設時には以下の着雪対策を考慮し設計された。 ①雪害対策型強化フレームの採用 ②バイパスダンパーの設置 なお,平成11年に運転開始した東新潟4号系列では,

3号系列の運転実績を踏まえ,吸気フィルタ前に後述の 仙台火力4号機にも設置したウエザールーバーを設置し, フィルタへの着雪対策を図っている。

3.1.2 GT吸気設備の寒冷対策の検討

(1)対策の考え方

冬期の運転においては吸気に大量の雪が混入し、それ が吸気フィルタに付着してフィルタを閉塞させて、吸気 フィルタの差圧が上昇し、吸気バイパスダンパーの自動 「開」動作やGTの出力制限に至ることがある。

また、フィルタに雪が付着した場合の除去は人手によ らざるを得ず、GT出力制限が数時間継続することにな る。この予防措置として、従来から吸気フィルタ室の通 路入口扉を開放し発電所建屋内の暖気取り込みによる加 温やジェットヒーターによる着雪の融雪などの対策を 行っていたが、気温が-2℃以下・降雪量が5mm/h以 上となるような急激な大雪・吹雪時には、着雪による吸 気フィルタの閉塞が発生していた。(図4参照)



Fig. 4 Inlet air filter clogged with snow

フィルタ着雪に対する対策案としては予防的なものか らフィルタ着雪後の効率的な除去方法等の事後対応まで 数パターン考えたが,直接的な雪の吸込みやフィルタへ の付着防止などの予防対策を優先に検討することとした。 なお,当発電所4号系列ではウエザールーバーにより, 急激な降雪時にも着雪によるフィルタ閉塞は発生してい ないことから,この実績を反映し,着雪防止の予防対策 となる様,吸気口廻りからフィルタに至る吸気の経路に て対策を行うこととした。

但し,4号系列同等のウエザールーバー設置について は建屋床面強度補強等の大規模工事が必要となることか ら,設備工事費が少なく同等の性能が期待できる対策に ついて検討した。 (2)着雪対策内容

a. 吸気口への仮設フード設置

吸気口については,建設時の雨雪の流入対策として, 吸気開口部が下向き設置されるとともに,屋上床面に積 雪があっても開口部までの高さ(間隙)が確保されて吸 込み平均流速が極度に上昇しないような庇部高さを有し ている。しかしながら,特に乾雪時に流入が発生してい ることから,この対策検討にあたり,流入状況の考察を 行った。これより,①一旦屋根に降り積もり庇をすべり 落ちて吸気口に流入する雪が多量にある,②水平方向の 吸込み流速(Vx)は特に庇部近傍で局所的に増大しこ の気流に乗った雪が流入するという2つの事象の寄与が 大きいことから,これらへの対策に重点をおいた施策を 導入することとした。(図5参照)



Fig. 5 Situation of snow intake and prevention method (cross-sectional view)

具体的には,吸気口への雪流入を抑制する手法として, 遮へい物による雪の直接的な遮断の他に,庇部の形状変 更と雪の吸込み流速の低減・均一化が効果的であるとし, 吸気口前面にネット付仮設フードを設置することとした。 (図6参照)

このとき, 庇部を前方へ延長することで, 庇に囲まれ た吸気口のみかけの断面積を拡大し, 平均吸込み流速 を設計平均3.2m/sから2.7m/s程度に低減させるとともに, 流速が特に大きくなる庇の直下部にネットを敷設するこ とにより, 雪の遮蔽と同時に吸込み流速を均一化するこ とが可能となる。

なお, 急激な豪雪・吹雪により遮蔽ネットが全面閉塞 した場合, 仮設フードへの過度の荷重やネット等破損に よる吸気フィルタ室への異物混入が懸念されることから, 流速の低い屋上床面近傍や庇の裏部等にネット遮蔽の無 い間隙部を設け, ネット閉塞時においてもガスタービン への吸気量を確保可能なものとした。

b. 吸気フィルタ前への仮設ネット設置 吸気口前の仮設フードにより大半の雪流入を抑制でき



Fig. 6 Temporary hood before air intake

るものの,完全に流入を防ぐことは困難であると考え, 吸気フィルタ室内のフィルタ前にも遮へい物を設置し フィルタへの着雪を低減させるため,ネットを取付けた。 なお,仮設ネットが完全に閉塞した場合,吸気ダクト耐 力・GT燃焼状況への影響があると考え,フィルタ室内 の雪の流れを観察した上で,着雪が発生しやすい下部2 段のみにネットを取付けた。(図7参照)



Fig. 7 Schematic view of temporary net before inlet filter

(3)本対策による効果

本対策を実施した平成24年冬以降,吸気フィルタへの 着雪・閉塞によるユニットの出力制限等が回避できてい る。また,これまで着雪した雪の除去には多くの人手が 必要であったが,本対策によりその作業を回避でき当直 員等の負担軽減に寄与できた。

本対策はウエザールーバーと同等の効果を発揮したも のと考えられるが、仮設設備であるため恒久設備のウエ ザールーバーと比較し設置費用は大幅に安価である。

また,設置方法も簡易であり東新潟3号系列と同様に ウエザールーバーの設備がなく類似気象条件でGTを設 置している他発電所GT発電設備への適用が可能である と考えられる。

3.2 仙台火力発電所の寒冷対策について

3.2.1 仙台火力発電所設備概要

仙台火力発電所は、昭和30年代の顕著な電力需要増加 に対応するため、当時としては国内最大級の火力発電所 として宮城県七ヶ浜町に誕生した。以降, 2度のオイル ショックを経験し、世界的なエネルギーの多様化の流れ のもと、主に石炭を燃料とし約半世紀の間、発電を継続 した。平成に入り、世界的に地球環境保全への気運が高 まる中,当社としても低炭素社会の実現に向け,総出力 が525MWの既設1号機から3号機を廃止し、新たにガ スを燃料とした定格出力446MWの高効率コンバインド サイクル発電を導入する当社初のリプレースを実施し ている。リプレースにより熱効率は約58%(LHV)を 達成し、CO2の排出を約60%削減するなど環境負荷を低 減した。仙台4号機は電力需要のミドル・ピーク対応の 運用性に優れるなどの点から、ガスタービン1台と蒸気 タービン1台からなる一軸型複合発電設備を採用してい る。仙台火力4号機が立地している七ヶ浜町は、仙台市 の近郊に位置し、三方を海に囲まれた名勝松島の一角で あることから発電所は周辺環境に調和するよう、タービ ン建屋やボイラ等の主要構築物に「白壁と瓦葺屋根の 蔵」をイメージした色彩とデザインを採用した。また煙 突高さも景観に配慮して高さ59mに抑えている。(図8) 参照)



Fig. 8 Panoramic view of Sendai thermal power station

3.2.2 GT吸気設備の寒冷対策検討

仙台4号機が立地する仙台地区は、積雪量は多くはな いものの、過去10年の平均で約62日/年の降雪日がある。 仙台4号機は側方からの吸気方式で、吸気フィルタは 当社初の屋外設置であり、雪を吸い込むことで吸気フィ ルタ閉塞による負荷抑制や運転停止が懸念されたことか ら、プラント建設時に雪の吸込み対策を検討し防雪フー ド、ウエザールーバー、アンチアイシング装置を採用し た。(図9参照)

ガスタービンの吸気は,防雪フード,アンチアイシン グ,ウエザールーバーを通過し,吸気室内に流入する。 (図10参照)



Fig. 9 Inlet filter house



Fig.10 Setting of weather louver, snow hood and anti-icing device

防雪フードは,吸気フィルタ室側面から直接吸気せず,防雪フードを介して地面方向から吸気し,雪の進入を防止する目的として設置している。(図11参照)

ウエザールーバーは波状の板を等間隔で平行に枠組し, ルーバーの間を空気が通過する時に、気流の方向が急激 に変化することでルーバーに雪や水分を付着させ後流の 吸気フィルタへの進入を防ぐために設置している。(図 12参照)

アンチアイシング装置は、高温空気によりウエザー ルーバーや吸気フィルタ表面に付着した雪を溶かす目的 で設置している。高温空気はガスタービン圧縮機出口か ら取り出し、調節弁で流量調整を行いサイレンサ通過後 に、吸気面のウエザールーバー前面に設置された垂直ダ クトを経てツリー形状に分岐した水平ノズル上下から噴 出する。(図13参照)

アンチアイシング装置の全体構成を図14に示す。

アンチアイシング装置は、従来ガスタービン圧縮機翼 の凍結防止を目的に設置するものであり、国内での雪対 策としては実績がなかったことから、採用にあたっては



Fig.12 Weather louver⁽¹⁾



Fig.13 Anti-icing device



Fig.14 Schematic view of anti-icing device

仙台地区における最大降雪量の融雪を考慮した設計に見 直し,必要な圧縮空気量や融雪効果のシミュレーション を行った。

冬場の実運用条件(100%負荷,外気温度-6℃)で の1段吸気フィルタ前面温度分布解析結果を図15に示す。 100%負荷で,1・2段吸気フィルタが同時に交換差圧 に達している最も厳しい条件においてもプラント運転継 続可能な融雪能力を有していることを確認した。



Fig.15 Calculated temperature distribution before 1st stage filter in winter

3.2.3 アンチアイシング運用

(1)冬期のアンチアイシング確認試験

建設試運転は春から夏に行われたため,アンチアイシ ング装置の運用性確立のため運転開始後の冬期に確認試 験を行った。

図16にアンチアイシング装置確認試験実績を,表1に アンチアイシング装置確認試験前・後のデータを示す。 アンチアイシング装置起動により(装置起動~停止ま で約1時間20分)圧縮空気入口温度が4.3℃上昇すると ともに、タービン流入ガス量減によるタービン動力低下



Fig.16 Result of confirmation test of anti-icing device

Table 1 Data before-after anti-icing device start

	起動前	起動後	変化量
発電機出力 (MW)	444.9	435.8	-9.1
GT 第1段吸気フィルタ差圧 (KPa)	0.245	0. 238	-0.007
GT 第2段吸気フィルタ差圧 (KPa)	0.433	0.443	0.01
大気温度 (℃)	2.2	2.3	0.1
GT空気圧縮機入口温度 (℃)	2.5	6.8	4.3

に伴い,発電機出力は9MW程度低下する結果となった。 なお,試験時の運転状況は周波数自動調整運転中のため 出力が増減している。

(2)アンチアイシング装置の運用方法

アンチアイシング装置の運用方法については,起動・ 停止は運転員判断となるため,ガイドラインを判断材料 として装置を起動している。(図17参照)



Fig.17 Start-up guideline for anti-icing device

気温(-6~2℃)と感雨計感知により降雪の可能性 がある場合には,降雪注意アラームが発報される。降雪 は,監視カメラや目視により確認する。

1 段吸気フィルタ差圧がアラーム値に達した段階で, アンチアイシング装置を起動する。吸気フィルタ差圧が 低下し,アラームがリセットとなった段階で,アンチア イシング装置を停止する。なお,吸気フィルタ差圧が低 下せず,差圧上昇が継続する場合には負荷降下する。

3.2.4 アンチアイシング装置の融雪効果

図18に降雪時のアンチアイシング装置の融雪効果の実 績を示す。1段吸気フィルタは、着雪により差圧が徐々 に上昇し、アンチアイシング装置を起動後、降雪前の差 圧まで低下した。

アンチアイシング装置起動前・後のデータを表2に 示す。アンチアイシング装置起動により(装置起動~ 停止まで約40分)GT空気圧縮機入口温度は6.2℃上昇し, 1・2段吸気フィルタ差圧は0.177kPa・0.035kPaに低下



Fig.18 Effect of anti-icing device

Table 2 Data before-after anti-icing device start

	起動前	起動後	変化量
発電機出力 (MW)	438.9	430.3	-8.6
GT 第1段吸気フィルタ差圧 (KPa)	0.304	0.127	0.177
GT 第2段吸気フィルタ差圧 (KPa)	0.405	0.37	0.035
大気温度 (℃)	-3.8	-3.3	0.5
GT空気圧縮機入口温度 (℃)	-3.8	2.4	6.2

したことから、十分な融雪効果があることが確認できる。

3.2.5 アンチアイシング起動実績

平成25年度のアンチアイシング装置起動実績は9回で ある。

気象状態や降雪状況に応じ,降雪による吸気フィルタ 差圧上昇時にアンチアイシング装置を起動することで, 雪の吸い込みによる吸気フィルタ閉塞を防止し,安定運 転に寄与している。

4. おわりに

冬期はGTCC発電設備の出力が増加する特性がある反面,GT吸気フィルタへの着雪等により電力の安定供給 を揺るがしかねない事象が発生する。

当社ではこれまで述べたような対策を行うことで、寒冷 地に設置されたGT特有の課題を解決し、安定運転に努 めてきた。

近年では各地において過去に経験のない厳しい気象現 象が多く発生している。

当社ではこれまで蓄積したGTの寒冷対策等のノウハ ウを活用し、これら過酷な気象現象においても電力の安 定供給を継続するよう努めていく所存である。

参考文献

(1) AAF社カタログ



特集:過酷な環境で使用されるガスタービン

過酷環境に対する中小型ガスタービンについて

瀬立 良太^{*1} SERYU Ryota 木塚 宣明^{*1} KIZUKA Nobuaki

キーワード: ガスタービン,シンプルサイクル,コージェネレーション,寒冷/砂漠/海岸地域 Gas Turbine, Simple Cycle, Co-Generation, Cold / Desert / Coastal Region

1. はじめに

中小型ガスタービンとして弊社H-25/H-15ガスタービンを取り上げ,過酷環境として寒冷地域,砂漠地域及び 海岸地域へ納入した事例を通して,各地域に特有な課題 及び設備としての対策例について以下に述べる。

2. H-25/H-15ガスタービンについて

2.1 構造及び配置構成例

H-25/H-15ガスタービンの仕様を表1に示す。H-15は H-25の縮小モデルである為,以下H-25を中心に紹介する。

図1,2にそれぞれガスタービンの構造及び一般的な 配置構成例を示す。構造は大きく分けて17段の軸流圧縮 機,10缶の缶式燃焼器,3段のタービンから構成され, 設備として,吸気上流側に吸気フィルタを内蔵する空気 取入室を,その下方のスペースに潤滑油タンク,減速機 を含む補機室及び発電機を設置している。ガスタービン 下流には排気ダクト,シンプルサイクルの場合にはその 下流に排気スタックが設置される。

Table 1 Specification of H-25/H-15 gas turbine

構	成	仕様
		ヘビーデューティ形
		シンプルサイクル
		1軸形
		水平分割ケーシング、スタッキング式ロータ
今 船	思力	定格回転速度
土败	119-11	H-25 : 7280min ⁻¹ , H-15 : 9710min ⁻¹
		圧力比
		H-25 : 17 または 15, H-15 : 15
		出力(ISO条件)
		H-25 : 28.1 ~ 37.6 MW, H-15 : 17.0 MW
圧縮機	形式	17段軸流形
タービン	形式	3段衝動式
, L.	冷却	空気冷却翼 1,2段動静翼
		リバースフロー形
燃焼器	形式	標準燃焼器 または 乾式低NO×燃焼器(LNC)
		H-25 : 10缶, H-15 : 6缶
	冷却	スロットクール方式

原稿受付 2014年9月25日



Fig. 1 Configuration of H-25 gas turbine



Fig. 2 Typical arrangement of H-25 gas turbine equipment

2.2 納入実績

H-25ガスタービンは1988年に初号機を納入して以来, 約10年間は主に国内石油化学会社向けのコージェネレー ション用として納入された。この間の経験と実績をベー スとして,2000年に海外向け初号機を韓国に納入し,そ の後世界各国へ納入実績を積み重ね(図3参照),これ までの累計受注台数は166台を超え,総運転時間は530万 時間以上となっている。その中には,最低気温-48℃の 極寒のロシアから,最高気温54℃の灼熱のイラクまで, さまざまな過酷環境に納入し,順調に運転を続けている。

^{*1} 三菱日立パワーシステムズ(株)

ガスタービン技術本部 日立ガスタービン技術部 〒317-0073 日立市幸町3-1-1



Fig. 3 Supply experience of H-25/H-15 gas turbine

3. 過酷環境へのH-25/H-15ガスタービン納入について

過酷環境として, 寒冷地域 (3.1節), 砂漠地域 (3.2 節)及び海岸地域 (3.3節) について紹介し, 各地域に 特有な課題及び設備としての対策例について以下に述べ る。

3.1 寒冷地域における課題及び対策例

- 寒冷地域向けとして配慮が必要な点としては,
- (1) ガスタービン圧縮機アイシング
- (2) 吸気フィルタへの着雪
- (3) 低温脆性
- (4) 潤滑油温度低
- が挙げられる。

(1) ガスタービン圧縮機アイシング

寒冷地域においては、ガスタービン圧縮機のアイシン グによる圧縮機損傷のポテンシャルが存在する。アイシ ングとは空気中の水分が圧縮機ケーシングや翼に付着し 氷結する現象である。

ガスタービン運転時,ガスタービン圧縮機入口部では 流路が狭まる為に吸込空気の流速は増加し,静温は減少 する。寒冷地かつ高湿度の条件下では,圧縮機入口部に おいて静温が露点以下かつ吸込空気が過飽和となり,余 剰水分が凝縮によって液化し氷結(アイシング)する可 能性がある。圧縮機アイシングが発生しやすい部位を図 4に示す。この状態で運転を継続すると氷結は成長を続 けて氷塊となり,脱落すると圧縮機へ吸い込まれること になる。氷塊の大きさによっては,圧縮機翼と衝突して 図4の写真に示すような変形を発生させて運転に支障を 与える為,注意が必要である。圧縮機アイシングによる 圧縮機翼損傷のメカニズムを図5に示す。

一般には、圧縮機入口部では静温が低下すると同時に 静圧も低下し、飽和線が低温側へ移動して飽和蒸気量は 増加する為、高湿度の条件下であっても凝縮による液化 は起きにくい傾向にある。また、大気中に含まれる水分 量は気温によって異なり、低気温時ほど少なくなる。従 い、氷が生成する低気温の条件では氷結する水分量も少 なく、圧縮機入口部で氷結が大きな氷塊へ成長する可能 性も低い。しかしながら,寒冷地にて外部要因(例えば, ガスタービン設備周囲に蒸気発生源が存在し,過飽和状 態の空気を常に吸込み続けている等)によりガスタービ ン吸込空気が高湿度となっている場合には,アイシング の危険性が増加する。



Fig. 4 Icing at the inlet of compressor





寒冷地域へH-25ガスタービンを納入したプラントに おいて, 圧縮機アイシングを発生させたと推定される事 例があり, その概要を下記に述べる。

本プラントでは、ガスタービン発電設備から約200m 離れた箇所に湿式脱硫装置が設置されており、当該装置 から発生した蒸気が霧となって発電所構内道路の視界を 低下させていた。この霧すなわち過飽和状態の蒸気を継 続して吸入したことで圧縮機にアイシングが発生し,圧 縮機翼損傷に至ったと特定された。

本プラントにおける大気温度と水蒸気量の関係を図6 に示す。湿式脱硫装置出口付近の空気は温度及び絶対湿 度が高い状態であり(図6のA部),この高温・高湿度 の空気がガスタービン設備に到達するまでに絶対湿度は 拡散により減少するものの、その湿度はガスタービン設 備付近の温度(0℃程度)では過飽和の状態となってお り(図6のB部),圧縮機アイシングが発生する条件が 揃っていたと考えられる。



Fig. 6 Relation between atmospheric temperature and water vapor content

対策例 ①

上記プラントにおいては、当初よりガスタービン吸気 フィルタ氷結防止の為、ガスタービンエンクロージャの 換気出口高温空気を空気取入室上流に再循環させるシス テムを採用していた(図7参照)。しかしながら起動時 にはエンクロージャ内部温度が低く十分な効果が得られ ない為、更に換気空気供給ラインへ電気ヒータを追設し た。これにより、ガスタービン起動直後から高温の暖機 空気を空気取入室内部へ供給可能とし、アイシング対策



Fig. 7 Recirculation system by using gas turbine ventilation exhaust air

を強化した。

また, 圧縮機アイシングの発生状況を確認する為に吸 気プレナム部に観測窓を設け, ビデオカメラ及び光源を 設置してモニタリング可能なシステム(図8参照)を導 入した。本プラントは対策後, 圧縮機アイシングによる 圧縮機損傷は再発しておらず, 順調に運転を継続している。



Fig. 8 Monitoring system of icing at the inlet of compressor

対策例 ②

圧縮機アイシングの別の対策としては,図9に示す圧 縮機抽気再循環システムがある。これは大気温度にも依 存するが約300 ~ 400℃となる高温の圧縮機吐出空気を 一部抽気して吸気ダクト内部に設置したノズルより噴射 し,圧縮機入口温度を露点及び霜点以上に上昇させて圧 縮機アイシングを防止するシステムである。吸込空気の 2.5%の流量を混合させて吸気温度を約10℃上昇させる効 果があるが,出力及び効率の低下が発生する。



Fig. 9 Air extraction recirculation system

(2) 吸気フィルタへの着雪

寒冷地域においては、降雪時にガスタービンを運転す る場合、雪の吸込みにより空気取入室内部の吸気フィル タが目詰まりする懸念がある。吸気フィルタ圧損が増加 し性能が低下するだけでなく、許容圧損値を超過して運 転停止に至る可能性がある。

対策例 ①

フィルタへの着雪対策としては,図7に示す方法に加 えパルス空気を用いてフィルタへの着雪を除去する方法 (セルフクリーニング方式)があり,これは海外の内陸 の寒冷地等,気温が低く雪質が粉雪状の地域に有効な方 法である。

上記方式における吸気フィルタ構造の一例を図10に示 す。フィルタ下流に設置したノズルから圧縮空気をパル スとして噴射し,フィルタに付着した雪やダストを払い 落として空気取入室下部の排出口より除去する機構に なっている。圧縮空気は吸気圧損の増加に応じて自動的 に噴射可能である他,タイマによる定期的な噴射やマ ニュアルによる噴射も可能である。

本方式の空気取入室を採用した場合の懸念点として は、セルフクリーニング時に吸気フィルタへ圧縮空気を 噴射する際のパルス騒音が約100~110dB(A)と大きい 為、騒音規制の厳しい案件に適用する場合は騒音対策が 必要となる点が挙げられる。騒音規制上の問題が無けれ ば、本方式は雪に限らず、空気中のダストも圧縮空気の 噴射により除去することが可能である為、寒冷地域に限 らず砂漠地域へも多くの採用実績(海外案件の約80%に 適用)がある。



Fig.10 Typical filter arrangement of self-cleaning type

対策例 ②

別の対策法として、フィルタへの着雪を加熱により融 解させて除去する方法がある。これは日本の豪雪地帯の 様に気温が0℃を少し下回る程度で、湿分を多く含む雪 が降る地域に有効な対策である。

一例としては、図9に示した圧縮機抽気再循環システムにて空気圧縮機の吐出空気噴出孔を設けた噴射ノズルを吸気ダクトではなく、図7の様に空気取入室内部の吸気フィルタ前方に複数本設置し、高温空気の噴射により 吸込空気温度を上昇させて吸気フィルタへの着雪を融解 させるシステムがある。図11に大気温度-2℃において 本システムを使用した際の吸気フィルタ表面温度の測定 例を示す。各計測点にて温度が0℃以上であることから, 吸気フィルタの着雪を継続して融雪可能であり,降雪時 の連続運転に支障が無いことを確認している。

Fig.11 Temperature distribution of inlet filter surface

本方式の懸念点としては、出力及び効率低下に加え圧 縮機アイシング及び騒音が挙げられる。本システムにて 吸気フィルタの着雪を融雪させた場合、融雪により生じ た水分はフィルタを通過して吸込空気とともに下流側へ 運ばれる為、3.1 (1)項で述べた圧縮機アイシングを発生 させるポテンシャルにもなり得る。当該事象を防止する 為、本プラントでは圧縮機入口温度を監視し0℃以下に なると警報を発生させる対策をとっている。騒音につい ては、融雪時は噴射ノズルから高圧の圧縮空気が噴射さ れる為、運転条件(ガスタービン出力や調整弁開度)に も依存するが約98 ~ 104dB(A)の騒音が確認されてい る。周囲の敷地境界騒音要求により、防音壁の設置が必 要となる場合がある。

(3) 低温脆性

低温脆性は、低温環境にて材料の脆性破壊が生じやす くなる現象である。材料によって低温脆性の発生有無や 脆化が始まる温度が異なり、一般に面心立方格子構造 (オーステナイト鋼など)以外の金属において低温脆性 が生じ⁽¹⁾、炭素鋼では炭素の増加とともに低温脆性を示 すことが知られている⁽²⁾。また温度の低下に従って急激 に衝撃値が低下し始める温度が存在し、これは遷移温度 と呼ばれている⁽¹⁾。

対策例

寒冷地域では機器の脆性破壊を防止する為,必要に応 じてSUS304などの低温でも脆化しにくい材料(低温材) の適用が必要となる。

図12にガスタービン発電設備への低温材適用の一例を

示す。本プラントは大部分の機器が屋内に設置され,吸 気ダクト上流側と排気ダクト下流側の一部機器が屋外に 設置される構造となっている。

低温材料の適用はコスト高につながるので最小限にす べきであるが,適用要否の判断は単に設置場所(屋内/ 屋外)だけでなく,運転時及び保管時の荷重条件を考慮 して決定する必要がある。例えば,屋内であっても低温 空気にさらされる吸気系ダクトの内部流路面は低温材を 採用している。また,発電機ベース,潤滑油タンク,ガ スタービンベースは屋内設置であるが,据付工事期間中 に屋外保管となることから低温材を適用している。

Fig.12 Example of the application of low-temperature material to plant

(4) 潤滑油温度低

寒冷地域では配管内部の流体温度が凝固点以下になり, 流体の凍結が発生する懸念があるのはいうまでもないが, 凍結に至らずとも流体温度の低下が問題を引き起こす場 合がある。例えば,潤滑油関係機器は供給潤滑油温度が 設計範囲より低い場合,粘度増加によってシステム圧損 が大きくなる傾向にあり,油ポンプ過負荷や給油圧低な どにより運転が不可になる懸念がある。

対策例

寒冷地向けには潤滑油タンク内にヒータを設置し,起 動前に所定の温度まで油温を上昇させて潤滑油ポンプが 起動可能なシステムとしている。

また,潤滑油冷却器(ダイレクトエアクーラ方式)に ついては,低温時の起動及び冷却器内温度調節が可能な 仕様として納入した。当該機器は図13に示すようにファ ン,ルーバ及びヒータが設置され,熱交換器冷却用空気 が内部で再循環可能な構造となっている。暖機運転時は ルーバを閉止した状態でヒータの運転を行い,通常運転 時はファンの稼働数にて冷却用空気の風量を,ルーバの 開度にて再循環量を制御して冷却用空気を温度調節する システムとなっている。

511

Fig.13 Lube oil cooler for cold region

3.2 砂漠地域における課題及び対策例

砂漠地域向けとして配慮が必要な点としては, (1)砂塵対策 (2)高温対策 が挙げられる。

(1) 砂塵対策

砂漠地域は大気中に浮遊する砂塵の吸込によって吸気 フィルタが目詰まりし,吸気フィルタ圧損が増加しやす い傾向にある為,寒冷地域における吸気フィルタへの着 雪と同様に圧損増加を防止する為の対策が必要となる。

(2) 高温対策

砂漠地域においては昼間大気温度が54℃を超える様な 場合がある。冷却水が十分に得られない砂漠地域では, これに対応する潤滑油系統を設計する必要がある。

パッケージ型ガスタービンにおいては潤滑油供給温度 を蒸気タービンと比較して高めに設定している(H-25/ H-15の場合54℃)が、大気温度54℃においては常時この 温度に制御するのは現実的ではない。実際に54℃に達す るのは昼間の短時間であるから、通常の給油温度範囲を 一時的に超えても運転可能な軸受及び潤滑油系統システ ムとして設計する。この場合有効なのは潤滑油直接冷却 方式(ダイレクトエアクーラ方式)である。

一般地域では潤滑油/水冷却器の使用が多いが,砂漠 地域においては水が無いので冷却水系統をクローズド ループとし,水/大気熱交換器を用いることが多い。し かし大気温度54℃においては非現実的であり,潤滑油を 大気で直接冷却するのが効率的である。これは発電機に おいても同様であり,冷却空気/水熱交換器に替えて冷 却空気/大気熱交換器を用いる場合が多い。

また, 潤滑油の粘度を上げることも一つの方法である。H-25/H-15の場合ISO VG32を用いているが, 例えば

VG46を用いることにより高温地域においても粘度を確 保することができる。但し、この場合はポンプ容量の見 直しをはじめ、運用を含めた潤滑油システム再設計が必 要となる。

対策例

中東の砂漠地域へH-25ガスタービンを納入した仕様 では、砂塵吸込によるフィルタ圧損増加対策として寒冷 地域の雪対策と同様にセルフクリーニング式の空気取入 室を採用している。また高温対策として、潤滑油冷却器 はダイレクトエアクーラ方式を採用し、潤滑油供給温度 が一時的に設定温度を超えても、軸受メタル温度が制限 値内であれば許容する運転方法としている。図14に本プ ラントの外観を示す。

過酷環境とは趣旨が異なるが、中東地域におけるプロ ジェクトは治安上の理由により日本人指導員をサイトに 派遣することができない場合があり、プロジェクトの計 画段階で、工事を最優先した上流側エンジニアリング工 程の順守、現地人指導員への事前訓練及び3次元CAD (Computer-aided Design)をベースとした詳細作業要 領書の作成などを行い、プロジェクトを進行させている。 工事ではITを活用した遠隔工事管理手法を適用し、据 付まで完遂させている。

Fig.14 Plant appearance for desert region

3.3 海岸地域における課題及び対策例

海岸地域向けとして配慮が必要な点としては, (1)腐食/塩害対策

が挙げられる。

(1) 腐食/塩害対策

塩分による害としては,構造物及びガスタービン本体 の腐食と,燃焼ガスによる高温部品の腐食があるが,通 常海岸設置で問題となるのは前者である。

対策例

中南米の海岸地域へH-25ガスタービンを納入した仕様では、塩害対策として吸気室に塩害対策用フィルタが採用されている。一般に海塩粒子の粒子径は通常のフィルタでも捕集することが可能な大きさであるが、海塩粒子には潮解性がある為、相対湿度が高い時などに空気中の水分を吸収して液化し、塩分粒子が下流側へ再飛散する懸念がある。塩害防止用フィルタは、強い撥水性を持たせた特殊な濾材を採用することにより捕集した塩分を保持し、塩分の下流側への再飛散を防止する構造となっている。

4. おわりに

以上,中小型ガスタービンとして弊社H-25/H-15ガス タービンを取り上げ,過酷環境として寒冷地域,砂漠地 域及び海岸地域へ納入した事例を通して,各地域に特有 な課題及び設備としての対策例について紹介した。過酷 環境においては,ガスタービン発電設備の信頼性に関わ る特有の課題が種々存在する為,これらへの適切な対応 が必要不可欠である。

H-25/H-15ガスタービンの出力レンジは産業用及び電 カ用のいずれにも適用可能であることから,多様なユー ザ,多様な地域からのニーズが存在する為,結果として 環境条件を含む要求仕様も多種多様となっている。以上 から,コア技術としてのガスタービンはもとより,発電 システムとしてトータルパッケージの品質の高さ,信頼 性が今後とも重要になってくる。弊社としてもこれらの ニーズに対応するべく,今後とも更なる性能,信頼性及 び品質の向上を図っていく所存である。

5. 引用文献

- (1) 津村利光,強度設計データブック,第6版(1973),
 p. 118-119,裳華房.
- (2) 神田英蔵, 低温工学, (1981), p. 153-156, コロナ社.

特集:過酷な環境で使用されるガスタービン

寒冷地におけるマイクロ·ガスタービン・ コジェネレーション・システムの構築と課題

> 山田 貴延^{*1} YAMADA Takanobu

中西 喜美雄^{*1} NAKANISHI Kimio

論説◆解説

キーワード: 寒冷地, マイクロガスタービン, コジェネレーション, バイオガス, 下水処理場 Cold Region, Micro Gas Turbine, Cogeneration, Biogas, Sewage Treatment Center

1. はじめに

1970年代の第一次オイルショックを皮切りに,元より 資源に乏しい日本はエネルギー源の確保のみならず,環 境保全との両立を責務として果たしてきた実情は今以て 変わらない。とくに,四季を有する我が国の中にあって, 北方の積雪・寒冷地では,新たなエネルギー資源とその 有効利用法への探求は今後益々,重要度が増す課題であ る。

筆者の生活圏となる北見市は、オホーツク海地域に近 接し、人口12万、広大な敷地面積1,427m²(市区町村ラ ンキング第4位)を有する北海道東部の地方都市である。 年間の寒暖差が激しく、とくに厳寒期には-20℃以下に なることが珍しくない典型的な寒冷地である。この地で 12年前より、小型コジェネレーションシステムの研究を スタートさせた。もともと寒冷条件下では、人々の生活 に不可欠な電力確保のみならず、冬期にあっては厳しい 寒さを凌ぐための熱エネルギーの必要性は、他地域に比 べるとより重要である。一方、研究開始の当初は現在に 比べて、コジェネレーションへの共通認識とその設備の 普及は少なく、加えて大口のエネルギー需要先の少ない 当地では日常的にそれを目にする場所も機会もほとんど なかった。このような背景の下、一定の環境性能を保持 しつつ貴重な一次エネルギー資源を無駄なく活用できる これからのシステムとして、とくに規模の小さな地方都 市に最適な小型コジェネレーションシステムの導入とそ の性能評価を明らかにする試みを行ってきた^{(1),(2)}。これ まで,研究は主に時系列的に以下の2段階に分かれる。

1) 第1段階(寒冷環境下での性能確認)

厳冬期を通じて,非常用電源にも利用するための始動 性や本来のコジェネレーション性能を常に発揮できるか どうかの確認を屋外設置の実験で遂行。

2)第2段階(バイオガス燃料利用の試み) 将来を見据え,豊富な再生可能エネルギーとしてのバ

原稿受付 2014年9月3日

*1 北見工業大学工学部機械工学科 〒090-8507 北見市公園町165番地 イオマス燃料の有効利用を目的とした下水処理場でのコ ジェネレーション構築とバイオガス有効利用への試み。 以下,これらの研究経緯を踏まえて順に説明していく。

2. 寒冷地域におけるコジェネレーションの性能と課題 2.1 厳冬期における性能確認

これまで行われて来た同種の研究では、コジェネレー ション(CGS)構成機器の中心をなす原動機としては 種々選択できるが、寒冷地にとって利点となるであろう 熱電比の高いマイクロガスタービン(MGT)の使用を 第一に選択した。同研究を10年以上経た現在では、寒冷 環境下にあってもその性能は十二分に発揮できることを 実証しているが、当初は、国内外を問わずまだ導入され て間もないマイクロガスタービンの稼働状況がどのよ うなものになるか、寒冷地用として基盤となる身近な 実証データがほとんどなく、特性把握の段階から手探 り状態にあった。そのため、2003年の研究スタート時、 国内のある企業からレンタル利用できたCapstone社製 Model330を取り寄せ、道内でも冬の厳しさでは他所に も引けをとらないこの地で、しかも所属する大学構内に ある屋外用地の一角で通年稼働試験を行うこととした。

表1に、当時使用した液体燃料仕様のMGTの概要値 (公称値)を示す。図1には、屋外に設置した各機器の 外観を、図2にその際の実験機器の構成図を模式的に示 す。MGTおよび排熱回収器等一部の機器は小型の建築 用ハウス内に納めて稼働したが、とくに暖房設備は備え ていないため、機器類はほぼ外部の気温と同程度の周囲 温度条件で稼働するところとなった。ただし、当時は系

Table 1 Nominal specifications of MGT (Kerosene type)

Model No.	Model 330 (Capstone Co.Ltd.)
Engine Speed	96000 rpm
Maximum Output	29 (±1) kW
Generating Efficiency	26 (±2)%
Fuel Consumption	11.5 L/h
Size (L/W/H)	1924×762×1518 mm
Weight	405 kg

統連系の許可が関係部署から下りなかったため,もっぱ ら電力の負荷調整は5kWの負荷抵抗器を複数台組み合 わせて手動で行った。図3に,電力負荷を20kW一定と した際のデータ例を示すが,図に見られるとおり,ガス タービンの大きな特徴である吸気温度(周囲温度)の低 下につれて,直接的に発電効率の上昇につながるため, 当地でのとくに冬期では,内燃機関本来の特徴である吸 入空気の密度増加による性能向上の恩恵を,始動性が低

Fig. 1 Complete view of the system

Fig. 2 System configuration of MGT and other equipments

Fig. 3 Performance of MGT under each ambient temperature

下することなく受けられることがわかった。なお, 図中 での最低周囲温度は-24℃であるが, 実際にはこの年最 低を記録した気温-31℃まで屋外での始動およびその後 の安定稼働が可能であることを確認できたのは大きな成 果であった。なおこの時, 稼働対応できる液体燃料とし て他に廃プラスチック (EPS) 燃料の可能性を確認でき たが, リサイクル燃料利用への可能性を示唆する別の収 穫となった。

2.2 燃料としてのバイオガス利用と課題

産業用、民生用を問わずエネルギー資源の多くを海外 に依存せざるを得ない我が国において、2002年12月に政 府閣議でバイオマス・総合戦略が決定されて以来、さま ざまなバイオマス資源の開発と利用に関する具体策が立 案され試行されてきた。たとえば、バイオマス活用推進 基本計画で示されている対象項目の例としては,図4⁽³⁾ のとおりである。これによって、廃棄物系および未利用 系バイオマスの年間発生量の内、家畜排せつ物が8800万 トンで最多となり、ついで下水汚泥が7800万トンとその 他の項目に比して,この2種類で活用対象の大半を占め ていることがわかる.中でも下水を日々処理している下 水処理施設は、我が国においてはおよそ2100ヵ所あり、 標準活性汚泥法による処理場はそのうちおよそ840ヵ所 と言われている。ただし,バイオガスの発生処理と活用 を行っているのは300ヵ所あまりとも言われ、さらなる 有効利用の場が増えることが期待される。

Fig. 4 Annual amount of each biomass source listed in biomass (2010)

図5は、本研究が初めてバイオガスに関する実証実験 の場を求めた際に、快くその機会と場所をご提供くだ さった北見市企業局浄化センターの外観である。処理規 模としては、汚水処理量52,000m³/day,バイオガス発生 量4,800m³/day程の能力を有している。筆者らは、先に 述べた灯油駆動でのMGTコジェネレーションの基礎的 知見を元に、10年以上前から引き続き同センターでのバ

Fig. 5 View of Kitami-city sewage treatment center

イオガス駆動MGTコジェネレーションの構築に参画して、実証を兼ねて様々にデータ収集を行ってきた。

図6は、筆者らが当初バイオガス駆動のMGTについ てまったく実験データを持っていなかったことから、1 台のみを試験的に同センターに設置し、典型的なCGSを 構成して基本性能を調べたときの各装置の構成図である。 このときは、排熱回収器(EHE)からの排熱量は設置 室内の暖房または冷房に利用するのみにとどめ、消化ガ スタンクの加温はすべて既存のボイラシステムで行うこ ととした。

基本的なMGTの性能は,投入エネルギー量ベースで 灯油仕様(表1)とほとんど変わらないが,詳細は後掲 の表2に示す。先に液体燃料として,寒冷条件下で利用 した場合の結果について述べたが,下水処理施設では バイオガス中の可燃成分として約60v-%のCH₄をMGT用 燃料とすることになる(残りはほとんどCO₂)。もちろ ん気体での燃料供給であることから,低温条件に伴う燃 焼面での障害はほとんどないと予想されたがその一方で, バイオガスの生成過程に伴う寒冷地特有の弊害が生じた。

とくに大きな問題となったのは、バイオガス生成を行う消化タンクから比較的高い温度のガスがMGTの設置 されている建物に引き込まれるまでの間に接続されてい る送気経路中で、バイオガス中の含有水分の凍結によっ

Fig. 6 CGS configuration with MGT (biogas fueled) for experiments

て閉塞が生じたことである。通常、消化タンク内の汚 泥はそのほとんどが水分(95wt%~)であり⁽⁴⁾, また中 温消化温度(37~39℃)以上での温度管理を行うため、 この時点では相当量の水蒸気が発生ガス中に混入してお り、とくに1月~2月の極寒期には常に送気経路中に凍 結の危険性をはらんでいる。図7は、その際の様子を示 す写真である。同センターでは、一般的な2段消化方式 でのバイオガス発生法(4)を採用しており、この時は写真 のとおり1次・2次各消化タンク間の合流ガス配管中に 凍結が生じ、ガス送気ができなくなり、その結果ガス タービンが停止した際のものである。このため、凍結箇 所を特定し解氷作業が必要となるなど、バイオガス利用 故の寒冷地特有の問題に見舞われた。したがって、まず は消化タンクからの比較的高めの温度のガス配送は絶え ず続けていかなければならない。その上で、MGTへの バイオガス供給経路間には必ず除湿装置の設置が必要で あり, 同センターでは同装置に加えて経路中に脱湿器も 付属させ、厳冬期での凍結事故を未然に防ぐ工夫をして いる。

(a) Freezing inspection inside the horizontal pipe on the tank

(b) Frozen condition (see ice lump layer inside the pipe)Fig. 7 Freezing problem

3. 下水処理施設における熱需要の特徴

2008年4月より,北見市浄化センターにおいて図8お よび表2に示す2台のコジェネレーション用および4台 のモノジェネレーション(発電)用MGTが運用された。

現在まで、その形態を変えることなく、これら合計6 台のMGTが当地で通年稼働しており、各システム間の 接続状況について、簡単に図9に示しておく(ただし、 実際にはガスハイドレート生成装置は未実装)。寒冷地 において必須の熱エネルギー確保のためには、現状では まだ改善すべき点があると判断しており、以下に説明す る。

下水処理施設における主な熱需要先としては、通常そ

の多くが消化タンク内汚泥の加温となる。そして2番目 に,管理棟あるいは一部の処理系統が配置されている棟 への暖房や給湯が用途である。通常であれば,通年での バイオガス発生量からMGTの稼働可能台数を推定して, 常に最高台数でこれらを稼働させることが出来れば何ら 問題はない。しかし,実際には季節の違いによってはそ もそも燃料となるべきバイオガス自体を発生させるため の加温用エネルギーとして莫大な量のバイオガスを消費 するため,厳冬期を抱える寒冷地ではエネルギーの受給 バランスの関係から現実的には,その全てをMGT排熱 だけに依存すること自体,困難である。年間では実に発 生するバイオガスの40%近くのエネルギーが上記の所要 熱量となるため,熱エネルギーのみを効率よく供給でき るバイオガス専焼用ボイラの並行稼働が不可欠となる。

(a) 2 MGTs for CGS

(b) EHE installed behind each MGT

(c) 4 MGTs for electricity generationFig. 8 Each view of MGT and EHE

Table 2	Specifications	of CGS	(for	each	MGT	and	EHE)
---------	----------------	--------	------	------	-----	-----	------

Cogeneration system	
MGT	12(01-3)
Rated input fuel neat	126.9 KW
Rated output power	28±1 kW
Rated speed	96,000 rpm
Rated electrical efficiency	0.22 ± 0.01
Rated air mass flow	0.31kg/s
Pressure ratio	3.4
Turbine & compressor efficiency	0.76
Recuperator efficiency	0.74
Turbine exit temperature	866 K
Exhaust temperature	548 K
ЕНЕ	
Exhaust heat exchanger	1-Shell and 2-tube exchanger
Effectiveness of exhaust heat exchang	er 0.85
Coolant fluid flow rate	0.076 m ³ /min
Coolant input-output temperature	80-90 °C
Heat recovery	54 kW

Fig. 9 System configuration in the sewage treatment center (Hydrate storage system has not actually been installed yet.)

したがって, 寒冷地の下水処理施設に構築されたCGSを 可能な限り効率よく稼働させるためには, 現状のエネル ギーバランスを的確に分析しながら, 今後ますます効果 的な稼働方法を提案していかねばならず, 筆者らのこれ までの研究もその点に根ざしている。さらに, 実証デー タを使用しながら行った検討内容について説明する。

8. 寒冷地におけるバイオガスプラントとしての高 効率稼働への試み

これまで述べてきたように, 寒冷条件下ではメタン発 酵過程を要するバイオガス生成のために、消化タンク加 温に多くの熱エネルギーを割かざるを得ない。したがっ て、下水処理施設が設置されている地域の温度環境に よって,所要エネルギーの違いに基づく施設全体のエネ ルギーバランスが異なると言える。本研究では、まず 国内で異なる年間温度条件の地域に、当地と同一規模 のCGSを仮想的に設置した場合を仮定して性能の違いを 検討してみた。そのため、国内を便宜的に大きく3つの 地域の 1) 寒冷地域(北見) 2) 温暖地域(東京) 3) 亜熱帯地域(沖縄) に分けて,これらの過去5年 間にわたる年間気温の平均幅を調べてみた。図10にその 結果を示す。寒冷条件に向かうほど最高と最低の温度差 が大きくなり、寒冷地域の北見ではその差は35℃で、最 低気温の平均では-10℃と極端に低温条件に達している ことがわかる。もちろん、寒冷条件で平均気温-10℃の 際には、冬期間日常的に-20℃を下回る時があることを 意味する。この温度状況は、通常、屋外に設置せざるを 得ない消化タンクの加温量に直接的な影響を与える。

- 22 -

つぎに、気温条件がどのように下水処理施設のコジェ ネレーション性能に影響を与えるのかを推測するために、 前図9に示した北見市浄化センターの施設と同規模のシ ステムをそのまま上記各地域の温度条件に当てはめた際 のコジェネレーション性能の違いについて調べてみた。 なお、ここで熱需要の大半を占める消化タンクに対する 加温量は、図11に示すサイズ及び形状の2段消化タンク について、新たに流入する下水汚泥への加温量やタンク からの熱損失を推定するため、基礎的な伝熱計算を施し て求めた⁽¹⁾。また、表3に導入消化汚泥の計算条件(供 給量、温度範囲他)を示す。なお、この種のタンクは通 常地中にその一部分が埋設されることが多く、地上およ び地中の各温度分布の見積が重要である。

Fig.11 Schematic views of digester tanks

Table 5 Standard Specifications of digester tank mout	Table 3	Standard	specifications of	digester	tank	mode
---	---------	----------	-------------------	----------	------	------

Population covered	[people]	100000		
		Minimum	Maximum	Average
Wastewater amount	[m ³ /day]	38947	75138	51224
Sludge amount	[m ³ /day]	185	316	246
Biogas production	[m ³ /day]	3414	4954	4257
Sludge inlet temperat	ure			
Kitami	[°C]	9.3	18.6	14.2
Tokyo	[°C]	17.1	27.6	21.7
Naha	[°C]	23.2	29.8	26.8

図12は、以上の計算条件を前提に、対応する各地域の 温度範囲でのエネルギー収支を計算して比較したもので ある。縦軸は発生バイオガス全量の保有燃焼エネルギー (LHVベース)を1とみなして表記してある。各棒グラ フは上から順に、正味の利用可能分、プラント本体で の損失分、主に各種機械類の駆動に必要な電力分、ボイ ラでの損失分,消化タンク加温または暖房に必要な熱量 分としている。その結果、亜熱帯地域でのシステム稼働 では当然、消化タンクへの加温量が少なくて済む分、正 味に利用可能なエネルギーには全所要エネルギーの60% 以上を確保することが出来る。それに対して、寒冷地で は40%以下まで有効利用可能エネルギーが低減するため. 直接的に寒冷地でのエネルギー利用の点での不利な状況 がうかがえる。ただし、先の図10にも示されているとお り、最高温度側ではさほど大きな差がないので、やはり 冬期間での差が大きく影響している(5)。

つぎに、このような地域の温度特性を理解した上で

MGTによるCGSをそれぞれに設置・駆動させた場合には どのような差異が生じるか、調べてみた。とくに紙面量 の関係から、高・低各温度域の代表として、特徴的な寒 冷地(北見)と亜熱帯地域(沖縄)での推定結果に絞っ て、熱エネルギー収支を中心とした性能比較を行ってみ た。

図13(a)は寒冷地(北見)での結果を, また, (b)は亜 熱帯地域(沖縄)での結果をそれぞれ示す。各図では 上段にMGTの稼働台数を、中段には施設全体の熱需要 量(Q_{hd}:実線)と稼働しているMGTからの排熱回収 量(Q_{CGS}:破線)の各変化を、そして下段ではこの両者 の差(Q_{hd}-Q_{CGS}:破線)と使用し切れない残留バイオ ガス分の保有熱エネルギーを、2004年1月~2008年1 月の範囲で示している。稼働台数の推移について見てみ ると、季節の移り変わりに対応して2台~6台の範囲で 周期的に変化している様子がわかる。一見、どちらの地 域の結果とも同じ変化傾向に見えるが、それぞれの熱 需要量とCGSからの排熱回収量の間には亜熱帯地域では ほとんど差がない一方、寒冷地では施設の熱需要量が CGSからの排熱回収量を大きく上回っていることがわか る。その結果、寒冷地では夏期の発生バイオガスに余剰 が生じる一方、逆に冬期には不足が生じるといったアン バランスの状態が毎年避けられない。一方、亜熱帯地域 では、消化タンク加温用熱エネルギーにはごくわずかな バイオガス量の燃焼で済むため必要量が過不足なく満た されるだけでなく、年間を通して大量の未利用バイオガ スが残ることになる。ここで、寒冷地においては設定し たMGT台数での排熱回収量では明らかに消化タンクや 施設などへの加温・暖房に不足しているためであり、現 実にはこの分を併設する専焼ボイラの加温に頼らざるを 得ない背景がある。これに対して、亜熱帯地域では、寒 冷地での利用と同じMGT台数の上限値と同一のCGS構 成機器の条件ならば、バイオガス発生のために消費すべ きガス量が最小限で済むため、バイオガスの余剰量が増 えタンク加温や施設暖房以外にも有効利用することがで きるため、例えばMGTの台数を増加して一層の電力確 保を目指すこともできる。したがって、寒冷地でCGSを 展開するには、夏期に余剰となるバイオガスを不足する

(b) Results for subtropical region

Fig.13 Numbers of MGT operation and energy balance

冬期にどのように持ち越して利用し,発生するバイオガ スの利用状況の平準化を図るかがこの問題解決のキーポ イントとなる。現在,筆者らの研究では,消化タンクで 生成されたバイオガスを初めに燃料源のCH4と温暖化物 質であるCO2に分離貯蔵して,前者にあっては燃料とし て冬期に解離再生して,不足時の補充に利用するなど通 年での利用平準化を図る一方,後者についてはCCSでの 貯留を図る際の中間的な貯蔵媒体に利用する等を目指し, ガスハイドレート化法を用いたバイオガスの生成・貯蔵 実験を実験室レベルで遂行している⁽⁶⁾。詳細は別の機会 に譲るとして,今後新たな技術がさらに寒冷地のコジェ ネレーション研究に加わって,システム全体の総合性能 の向上につながっていくことを願うものである。

6. おわりに

今より10年以上も前にコジェネレーションの概念は存 在していても実例はさほど多くなかった。しかしこの後 10年,エネルギー源確保の機運が一気に高まるところと なり,昔では顧みられなかった廃棄エネルギーの有効利 用にまで多くの関心が集まっている。その中でも,エネ ルギー資源の効率的利用法がより一層望まれる寒冷地域 の者にとって,まさにコジェネレーションの利用を前提 としたエネルギーシステムの開発や改良のための技術の 創始や発展は,これからも求め続けられるであろう。お わりにあたって,この分野には,未解決の課題がまだ数 多く残っており,本稿をご一読いただいている皆さまの ご忠言やご指導を心より期するものである。

7. 謝辞

本研究を遂行するにあって、北見市企業局浄化セン ターの関係各位に多大なるご協力を賜ったこと、また、 本研究の一部がJSPS科研費 25340118の助成を受けたも のであることをここに明記し、謝意を表する次第である。

8. 引用文献

- フィルダウス・バスライ、山田貴延ほか、"下水処理施設 で稼働するバイオガスコジェネレーションシステムの 性能評価"、日機論、Vol.78, No.789, (2012), pp.111-115.
- (2) Naing,S., Yamada,T., et.al., "Performance Analysis with Optimized Arrangement of Cogeneration System", Int. Forum on Heat Transfer, No.230, (2008), pp.13-16.
- (3) 農林水産省HP, "バイオマス・ニッポン総合戦略推進会 議", http://www.maff.go.jp/j/biomass/b_strategy/, (2006).
- (4) タクマ環境技術研究会編,下水・汚泥処理の実際,
 (2005), p.84, オーム社.
- (5) Basrawi, M.F.B., Yamada, T., et.al., "Effect of Ambient Temperature on the Performance of Micro Gas Turbine with Cogeneration System in Cold Region", Applied Thermal Engg. in Elsevier, No.31, (2011), pp.1058-1067.
- (6) Basrawi, M.F.B., Yamada, T., et.al., "Optimization of a Biogas-Fuelled Cogeneration System in a Sewage Treatment Plant", ICOPE11 (USA), ASME Power2011, No.55357, (2011), pp.1-10.

特集:過酷な環境で使用されるガスタービン

航空用エンジンの着氷問題

榎 友謹^{*1} ENOKI Tomonori 室岡 武^{*1} MUROOKA Takeshi

キーワード:ガスタービン,ジェットエンジン,着氷,防氷,除氷 Gas Turbine, Jet Engine, Icing, Ice Crystal, Anti-Icing, De-Icing

1. 航空エンジンの着氷

1.1 着氷とは

着氷現象は、大気中の過冷却液滴が物体に衝突するこ とによって、表面に氷層を形成する現象である。航空機 では、主翼への着氷による揚力特性の悪化が原因で失速 し、墜落する危険性がある。航空エンジンでは、主に空 気温度の低いエンジン上流部の構成要素であるノーズ コーン、ファン動翼、ファン出口案内翼、スプリッタ、 コア側初段の静翼にて着氷が発生することが知られてお り、空気通路の閉塞による性能低下、流れの乱れによる 不安定作動、剥がれ落ちた氷の衝突によるハード損傷等 のリスクがある(図1)。特に小型エンジンでは、空気 流路面積に対し着氷部面積が占める割合が大きくなるた め、ファン部に深刻な被害を及ぼすことになる。

実際に,1990年代以降で240件を超える着氷に関連した航空機事故が報告されている⁽¹⁾。

Fig. 1 Ice accretion in aircraft engine⁽²⁾

1.2 着氷の種類

航空機で発生する着氷現象は以下のように分類するこ とができる。

1.2.1 Super-cooled Liquid Water

過冷却液滴(液滴径:15~40μm)が物体に衝突す ることによって、表面に氷層を形成する着氷現象である。 前述のとおり、航空エンジンでは過冷却液滴が存在する 高度22kft(6700m)以下で、上流部の構成要素への着 氷が発生する。従来、"着氷 "とはこの現象のことを指 していたが、近年では後述の着氷現象が話題となってい る。

1.2.2 Super-cooled Large Droplet (SLD)

通常サイズ(液滴径:15~40µm)よりも大きな数 百µm程度の液滴による着氷現象で,主に機体で問題と なる。液滴が大きいため,主翼に衝突した瞬間に凍らず, 小さな液滴に分裂して弾け飛んだ後に凍るため,防氷装 置の範囲外にも着氷する(図2)。このように,着氷形 状が通常の着氷と異なるため,パイロットが気付きにく いという特徴がある。

Fig. 2 Icing by SLD⁽³⁾

原稿受付 2014年9月25日 *1 (株)IHI 〒190-1297 西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

- 25 -

1.2.3 Ice Crystal

積乱雲・対流雲などの中を航空機が飛行した時に発生 する。雲中に多数存在する氷晶(Ice Crystal)をエンジ ンが吸い込み,通常は着氷が発生しない高圧圧縮機入口 など空気温度が30℃近くになる箇所に蓄積される現象 を指す(図3)。1980年代から,Ice Crystalが原因と考 えられるエンジンの推力低下が140件以上発生しており, このうち14件は複数のエンジンでフレームアウトが発生 している⁽⁴⁾。

最近ではB787機でIce Crystalが原因と考えられる推 力低下が発生し、運航中止やエンジン制御ソフトウェア の変更といった措置がとられている。

空気温度が氷点下以上の部位で氷が堆積するメカニズ ムは十分解明されていないが,以下の説が有力とされて いる。

- ① エンジン内部でIce Crystalが解ける
- ② 解けたIce Crystalが金属表面に水の膜を形成
- ③ 水の膜にIce Crystalが捕らえられ、その部分の温度 が氷点下になる
- ④ 水の膜が再度氷結し、後続のIce Crystalが蓄積されていく

Fig. 3 Potential Ice crystal accretion area⁽¹⁾

1.3 航空エンジンの耐着氷性

新規に開発した航空エンジンが運用を開始するために は、様々なエンジン試験により安全性を証明し型式承認 を取得する必要がある。耐着氷性については、例えば米 国では FAR (Federal Aviation Regulation) Part 25に よって、着氷が発生する大気条件として空気中の水滴含 有量 (Liquid Water Content:LWCまたはSupercooled water concentrations), 代表水滴径 (Median Volume Diameter: MVDまたはMean Effective drop Diameter), 大気温度などが規定されている (図4)。また、FAR Part 33では、防氷システム作動時のエンジンへの要求 が以下のように規定されている。

・IDLEを含めた推力範囲において、エンジン作動に影響する、あるいは深刻な推力低下を引く起こす着氷が あってはならない。 ・規定された条件下で30分間IDLEを保持し,保持中に 適切な推力への加速ができなければならない。

また,表1に示す条件下においてエンジン試験による 実証が求められている。

しかし、図5に示すように近年発生した着氷に起因す るイベントの多くはFAR Part 25 Appendix Cで規定さ れている高度・外気温度条件外で発生している。これは、 FAR Part 25 Appendix CがSLDやIce Crystalによる着 氷を想定していないためであり、SLDについてはFAR Part 25 Appendix Oにて高度・外気温条件(図6)が、 またIce CrystalについてはFAR Part 33 Appendix Dに て、エンジン作動を確認すべきエンベロープ(図7)等 が提案されている。

Fig. 4 FAR Part25 Appendix C : Atomosphic icing condition⁽⁵⁾

Table 1 Far Part33 : Icing condition for engine test⁽⁵⁾

Condition	Total air temperature	Supercooled water concentrations (minimum)	Median volume drop diameter (±3 microns)	Duration
1. Glaze ice condi- tions.	21 to 25 °F (- 6 to -4 °C).	2 g/m ³	25 microns	 (a) 10 minutes for power below sustainable level tlight (idle descent). (b) Must show repetitive, stabilized operation for higher powers (50%, 75%, 100%, MC).
Rime ice condi- tions.	- 10 to 0 °F (-23 to - 18 °C).	1 g/m ³	15 microns	 (a) 10 minutes for power below sustainable level tight (idle descent). (b) Must show repetitive, stabilized operation for higher powers (50%, 75%, 100%, MC).
 Glaze ice holding conditions (Tur- boprop and tur- bofan, only). 	Turbotan, only: 10 to 18 °F (-12 to -8 °C). Turboprop, only: 2 to 10 °F (-17 to -12 °C).	Alternating cycle: 0.3 g/m ³ (6 minute) 1.7 g/m ³ (1 minute).	20 microns	Must show repetitive, stabilized operation (or 45 minutes max).
 Rime ice holding conditions (Tur- boprop and tur- bofan, only). 	Turbotan, only: -10 to 0 °F (-23 to -18 °C) Turboprop, only: 2 to 10 °F (-17 to	0.25 g/m ³	20 microns	Must show repetitive, stabilized operation (or 45 minutes max).

Fig. 6 FAR Part25 Appendix O: SLD envelope⁽⁵⁾

Fig. 7 FAR Part 33 Appendix D : Ice crystal envelope⁽⁵⁾

1.4 着氷試験

航空エンジンは型式承認を取得するために,耐着氷性 を証明するエンジン試験を実施する必要がある。

エンジンでの着氷試験ではいくつかのエンジン作動条 件において、気温・LWC・MVDを変化させてエンジン への影響を確認しなければならない。このような試験条 件を達成するために、エンジンメーカーは図8に示すよ うな着氷試験用の大規模な試験設備を有している。

今後はSLDやIce Crystalに対する着氷性もエンジン試 験で実証する必要がでてくることから,これら試験設備 の改修も考えていかねばならない。

Fig. 8 Icing Test⁽⁶⁾

2. 航空エンジンの着氷対策

航空エンジンには着氷により飛行安全性が損なわれる のを防ぐために,防氷システムが備えられている(図 9)。航空エンジンの防氷システムに求められることは, 信頼性が高いこと,維持しやすいこと,軽量であること, 顕著な性能低下がないことなどである。防氷システムに は大きく2種類あり,ひとつは氷の形成自体を防ぐ(防 氷)システム,もう一方は形成された氷を除去する(除 氷)システムである。どちらも以下の2つの手段により 実現される。

2.1 高温空気による防氷/除氷

高圧圧縮機から抽気した高温空気を用いて着氷が予想 される部位の表面を加熱する方法であり、ターボジェッ トエンジンやターボファンエンジンで用いられることが 多い。高圧圧縮機からの抽気は調節弁をもつダクトを通 じて供給され、調節弁はマニュアルによる操作、あるい は機体からの防氷信号によって自動的に作動する。

2.2 電気による防氷/除氷

発電機による電力により対象部位を加熱する方法であ り、ターボジェットエンジンやターボファンエンジンと 比較して高温空気の供給量が少ないターボプロップエン ジンでしばしば採用される。近年では、航空機の電動化 の流れを受けて、ターボファンエンジンで採用される ケースもあるが、高温空気による防氷システムに対して コストと重量でメリットがだせるかどうかが課題となっ ている。

2.3 その他

積極的な防氷・除氷対策ではないが,航空エンジンで は吸い込んだ氷がエンジンコアに入るのを防ぐため,高 圧圧縮機上流のブリード・バルブから氷が排出されるよ う考慮して設計されることがある。

Fig. 9 Areas typically considered for ice protection⁽⁷⁾

3. 最近の研究トピックス

3.1 着氷シミュレーション

前述のように,航空エンジン開発における耐着氷性の 確認はエンジン試験によって行われる。しかし,着氷条 件でエンジン運転を実施するためには,気候の制約があ ること,また大規模な設備が必要になることなどから, 多大な時間とコストがかかる。そこで近年は,着氷現象 のシミュレーションに関する研究が行われている。

従来の過冷却液滴による着氷に対しては,航空エンジ ンのファン動静翼を対象としたシミュレーションが行わ れている。これらの解析では,(1)流れ場の解析,(2)液滴 軌道計算,(3)熱力学計算,(4)氷堆積計算,(5)着氷形状に 合わせた計算格子の再構築,といったプロセスにより, ファン動静翼に対する着氷現象がシミュレートされてい る。

さらに航空エンジンの着氷にとって重要な要素である 壁面に付着した氷層の剥がれについても,氷層にかかる 遠心力を考慮して氷の剥がれをモデル化したシミュレー ションも行われており,着氷および氷層の剥がれによる 吸込み空気流量の変化の時間履歴は試験結果をよく捉え られている(図10)。

Fig. 10 Ice shedding simulation⁽⁸⁾

SLDのシミュレーションでは、従来の着氷より液滴径 が大きいため、前述の着氷シミュレーションでは考慮 していない非球形液滴に対する抗力、壁面衝突による Splash、粘性力による分裂がモデル化されている。航空 エンジンを対象としたシミュレーションでは、翼との衝 突や空気のせん断力による分裂により、従来の着氷と比 較して吸い込まれた液滴の挙動にどのような違いが生じ るのか検討されている (図11, 12)。

Fig. 11 SLD simulation : SLD trajectory⁽⁹⁾

Fig. 12 SLD simulation : Comparison of droplet size between conventional icing and SLD⁽⁹⁾

エンジン試験での耐着氷性の確認は、開発の最終 フェーズで実施されるため、耐着氷性による設計変更が 生じた場合、大きな後戻りが発生し開発スケジュール・ コストに多大な影響がある。エンジン開発のリスク低減 のためにも着氷シミュレーションのエンジン設計への適 用が期待される。

3.2 防氷コーティング

エンジン性能を低下させずに着氷を防ぐ方法として, 防氷コーティングの適用が研究されている。

航空エンジンへの適用に関しては,航空機主翼向けに 開発された防氷コーティングを軸流ファンの表面に塗布 して着氷試験を実施することで,コーティングがない場 合と比較して着氷量が約半分まで低減されることが確認 されている(図13)。

Fig. 13 Effect of ice protection coating on axial fan¹⁰

また、電力供給量の問題から電気防氷の適用が困難で ある小型機向けに、コーティングと電気防氷の組み合わ せの基礎研究も行われている。図14に示すように翼の内 部にヒーターを埋め込み、さらに翼面にコーティングを 塗布することで、防氷に必要な電力量を計測しコーティ ングの違いによる防氷効果が定量的に確認されている。

(a) 着氷の様子: Glaze Ice Condition, 電気防氷なし

(b) 着氷の様子: Glaze Ice Condition, 電気防氷あり

	Ta	pe	StaCle	anтм	Wearlon	F1-Ice	HIREC	1450
Ice	W	%	W	%	P (W)	%	P (W)	%
Glaze	29.0	100	26.0	90	25.3	87%	19.5	67%
Rime	114	100	108	95	106	93%	99	87%

(c) 電力削減量の比較

Fig. 14 Power reduction by ice protection coating⁽¹¹⁾

このように防氷コーティングは航空エンジンの翼部品 に対しても有用な防氷対策となりうると考えられる。た だし,実用化に向けては耐久性やメンテナンス性の向上 が今後の課題である。

- 29 -

3.3 Ice Crystal

Ice Crystalは航空エンジンの着氷の中で近年最も注目 されている問題であり、メカニズム解明のための基礎的 な研究からエンジン試験による実証まで様々な研究が行 われている。

基礎的なメカニズムについては、NRC (National Research Council) にて風洞内にWedge型の翼を設置し、 試験条件による着氷特性が調査されている。ここでは、 Wedgeの正圧面を銅、負圧面をチタン(圧縮機翼を想 定)とすることで、それぞれと着氷試験と熱伝達率計測 試験を同時に行い、熱伝達と着氷の様子の相関関係を確 認する試みがなされている(図15)。

(b) 着氷後Fig. 15 Ice crystal test⁰²

また、NASAではGlenn Research Laboratoryの風洞を 改修した世界初のIce Crystal試験設備を有している。Ice Crystalの生成は、1本辺り200個のスプレーがついた10 本のバーから液滴を噴霧し、設備から供給する冷却空気 (最低で-51℃まで設定可能)で凍らせてIce Crystalに する(図16)。この設備ではフルスケールのエンジンで 試験が可能であり、実際にエンジン内部でのIce Crystal による着氷現象が再現されたと報告されている。今後、 さらなる試験を重ねることでIce Crystal発生条件の解明 やエンジンでの対策の実証といった成果が期待できる。

Fig. 16 Ice crystal generation equipment⁽¹³⁾

4. まとめ

航空エンジンの着氷は飛行安全性を脅かす重大な問題 であるが、メカニズムの解明や対応策など、まだ不十分 なことが多い領域である。今後も継続的な取り組みによ り、飛行安全性を高めていくことが重要である。

5. 引用文献

- (1) Mason, J.G., Strapp, J.W., Chow, P., "The Ice Particle Threat to Engines in Flight", AIAA 2006-206, (2006)
- McVey, L., "Aircraft Propulsion System Icing Challenges & Opportunities", AIRA Session at ASME Conference on Propulsion System Icing, (2007)
- (3) Weener, E.F., "Icing: Accident Driven Actions", SAE2011 Aircraft and Engine Icing and Ground Deicing, (2011)
- (4) Addy, H.E, Veres, J.P., "An Overview of NASA Engine Ice-Crystal Icing Research", SAE2011 Aircraft and Engine Icing and Ground Deicing, 2011-38-0017, (2011).
- (5) FAA Homepage, http://www.faa.gov/regulations_ policies/faa_regulations/ (参照 2014-09-25)
- (6) GE Report, http://www.gereports.com/post/74545134012/ some-like-it-cold-where-jet-engines-must-endure-icing
- (7) Rolls-Royce, "The Jet Engine", (2005), Rolls-Royce plc.
- (8) Hayashi, R., Yamamoto, M., "NUMERICAL SIMULATION ON ICE SHEDDING PHENOMENAN IN TURBOMACHINERY", GT2014-25839, ASME Turbo EXPO 2014.
- (9) Califf,C., Rodriguez,A., Lemini, E., Tan, C., "CFD Analysis of Supercooled Large Droplets in Turbofan Engines", SAE2011 Aircraft and Engine Icing and Ground Deicing, 2011-38-0080, (2011).
- (10) Murooka, T., Shishido, S., Hiramoto, R., Minoya, T., "Surface Coating Effect on Protection of Icing for Axial Fan Blade", SAE2011 Aircraft and Engine Icing and Ground Deicing, 2011-38-, (2011).
- (1) Fourtin, G., Adomou, M., Perron, J., "Experimental Study of Hybrid Anti-Icing Systems Combining Thermoelectric and Hydrophobic Coatings", SAE2011 Aircraft and Engine Icing and Ground Deicing, 2011-38-0003, (2011).
- (12) Struk, P., Currie, T., Wright, W.B., Knezevici, D.C., Fuleki, D., Broeren, A., Vargas, M., Tsao, T., "Fundamental Ice Crystal Accreation Physics Studies", SAE2011 Aircraft and Engine Icing and Ground Deicing, 2011-38-0018, (2011).
- (13) Hoffman, T.R., "Altitude Icing Testing of Jet Engines to begin at NASA Glenn Research Center Propulsion System Laboratory", SAE2011 Aircraft and Engine Icing and Ground Deicing, (2011).

特集:過酷な環境で使用されるガスタービン

大型航空機における補助エンジンの高高度 及び低温環境での運用について

山地 直太^{*1} YAMACHI Naota

キーワード:補助エンジン,空中始動検査プログラム,潤滑油 Auxiliary Power Unit, In-flight Start Program, Lubrication Oil

1. はじめに

近年の航空機とエンジンの性能及び信頼性と長距離進 出運航(Extended-range Twin-engine Operations,以 下ETOPS)の適用により,以前は3,4発機により運航 されていた長距離路線も、今日では双発機投入が一般的 になっている。近年の航空機エンジンの信頼性は大きく 向上しているが,双発機であるが故に空中停止に対する 備えが必要とされる為,補助エンジンの重要性は増して きている。本稿では双発機に搭載される補助エンジンに 求められる役割と高高度及び低温環境での実運用につい て紹介する。

2. 補助エンジンの運用

2.1 補助エンジンとは

補助エンジンは、民間大型航空機では一般に機体後部 に取り付けられており、地上または飛行中の航空機に電 力と圧縮空気を供給するガスタービンエンジンである。 図1にBoeing 767型機及びBoeing 787型機の補助エンジ ンを示す。補助エンジンは、ガスタービンによって駆動 される抽気用遠心圧縮機とGearboxを介して稼働する発 電機により、主に地上でメインエンジンが停止中、圧縮 空気と電力を機体に供給する。飛行中、圧縮空気と電力 は左右のメインエンジンから供給されるが、補助エンジ ンはメインエンジン、及び機体システムに不具合が発生 した際のバックアップとして機能する為、高高度での低 温低圧環境下でも確実で安定した作動性能が求められる。 (注) 787型機では他の航空機と異なり、メインエンジン からの圧縮空気はエンジンナセルの防氷のみに使用され る。また、787型機に搭載されるHamilton Sundstrand 社製APS5000は機体に電力のみを供給するよう設計さ れており、 圧縮空気を供給することはできない。

原稿受付 2014年9月11日

*1 JALエンジニアリング エンジン整備センター 整備技術グループ

〒282-8610 成田市成田国際空港内JALエンジン メンテナンスセンター

(a)GTCP 331-200 for Boeing 767 fleet

(b)APS 5000 for Boeing 787 fleet Fig. 1 Auxiliary Power Unit model

2.2 高高度での運用

補助エンジンの高高度での主な使用目的は,必要時の 電力供給である。電力はコックピットモニターやシステ ムコンピューター類の電源だけでなく,油圧ポンプや燃 料ポンプの作動にも使用されている。

Boeing 777型機では飛行中,機体に電力を供給するための交流電源として,発電機(定格容量:120kVA,左右のメインエンジンに1個ずつ,計2個),バックアッ

プ用発電機(定格容量:20kVA,計2個),及び補助エ ンジン発電機(定格容量:120kVA,1個)が装備され ている。各発電機は左右2系統ある電力システムに独立 して電力を供給している。

双発機では,飛行中に2つの発電機の内1つが不作動 となった場合,片方のシステムの電力不足を補うため、 補助エンジンを始動させ電力を供給する。また,双発機 では,補助エンジンに装備されている発電機から飛行可 能な高度において何時でも電力を供給することが可能で ある。

777型機では、メインエンジンから両方の電気システムに電力が供給されなくなった場合、自動的に補助エンジンが始動し、電力を供給するように設計されている。 これは非常時のパイロットへの負荷低減に寄与している。

また,補助エンジンは高高度において圧縮空気を供給 することが可能であるが,電力の周波数を機体側要求値 に合わせるべく,一定回転数を維持する設計となってい るため,圧縮空気を供給可能な高度には限界がある。

3. ETOPSに関わる補助エンジンの要件

ETOPSとは、無風状態において1つのエンジンが不 作動となった時の巡航速度で、着陸可能飛行場からの飛 行時間が60分を超える地点を含む経路において実施され る運航を指す。"120分ETOPS"と言う場合、事前に認 定を受けた航空機に対して最寄りの着陸可能飛行場から 120分以内のルートが飛行可能であることを意味する。

双発機では長距離洋上飛行中に1基のエンジンが停止 すると、残りの1基のエンジンで最寄りの着陸可能な飛 行場まで飛行し、緊急着陸しなければならない為、機体、 エンジンの信頼性が重要となるが、補助エンジンは機体 への電力供給の一端を担うことから、同様に高い信頼性 が要求される。

(注) FAR Part25⁽¹⁾では、ETOPSに関わる補助エンジンの設計要件としてAdequate Reliabilityと表現されている。

本邦では航空法 サーキュラー No.5-003²⁰「双発機によ る長距離進出運航実施承認審査基準」及び「双発機によ る長距離進出運航に係る飛行機及び整備体制の審査基準 細則」により,飛行機,整備体制,運航体制に関する詳 細な条件が課せられている。サーキュラーとは航空局技 術部航空機安全課より航空機の整備業務に関連する技術 的な周知事項や同課の航空機検査に対する一般方針等を 周知するために,航空会社,メーカー等に対して発行さ れるものである。

2010年には「双発機による長距離進出運航に係る飛行 機及び整備体制の審査基準細則」が改訂され、ETOPS における整備体制の一つとして、補助エンジンの空中 始動検査プログラムの設定が航空会社に義務付けられ た。これはFAA Advisory Circular 120-42B(*)に準 拠したものである。2014年現在、日本では207分までの ETOPSが航空局により承認されているが、ETOPS適 用時間に拘わらず、ETOPSを適用する航空会社は上記 サーキュラーに従い、補助エンジン空中始動検査プロ グラムを運用し、12ヶ月移動平均の空中始動成功率が 95%以上であることを示す必要がある。尚、本プログラ ムは低温環境下での始動と運転の能力を確認するための もので、サーキュラー上、各航空会社は特定の機番に偏 らないよう配慮しつつ、各補助エンジンモデルの空中始 動能力を定期的にサンプリングする必要があるが、シス テム性能や各社のフリート経験にてサンプリング期間を 調整可能とされている。

<u>*: FAA Advisory Circular 120-42B⁽³⁾一部抜粋</u>

301.m. (1) If the airplane type certificate requires an APU but does not normally require the APU to operate during the ETOPS portion of the flight, the certificate holder must develop an in-flight start and run reliability program to ensure that the APU will continue to provide the performance and reliability established by the manufacturer. Specifically, the program is intended to verify the start and run capability. It is not required to actually load the APU in flight with the generator and/or pneumatics. This monitoring program must include periodic sampling of each airplane's APU in-flight starting capabilities. Specifically, the certificate holder must ensure that each airplane's APU periodically is sampled rather than repeatedly sampling the same APUs. The certificate holder may adjust sampling intervals according to system performance and fleet maturity. The certificate holder and its CHDO should periodically review the certificate holder's APU inflight start program data to ensure that the in-flight start reliability is maintained. Should the rolling 12-month APU in-flight start rate drop below 95 percent, the certificate holder should initiate an investigation into any common cause effects or systemic errors in procedures.

4. 低温環境がもたらす潤滑油への影響

航空機が巡航する高高度では、外気温が約-50℃にも なるため、潤滑油の粘度が上昇し、補助エンジンの軸受 潤滑への悪影響が懸念される。

767型機に搭載されるHoneywell社製GTCP331-200の 駆動用ガスタービン部は、三菱重工業が製造したMU-2 型機に搭載されたエンジンTPE331-5と類似の構造であ る。通常、型式証明を取得した航空エンジンに対して は、基準適合の状況や限界事項(速度制限等)の情報 が記載されたType Certificate Data Sheetが発行され る。TPE331-5のType Certificate Data Sheet⁽⁴⁾ (図2 参 照)によれば、エンジンを始動する場合の潤滑油温度は -40C以上であることが求められている。これは、補助 エンジンに使用される潤滑油の規格の一つであるMIL-PRF-23699⁽⁵⁾に適合した潤滑油を使用する場合、-40C ~ 204 Cの温度範囲での使用しか保証していないため である。他のエンジンモデルにおいても同様の事項が Type Certificate Data Sheetまたはメーカーが発行する 別の書類に記載されている。

また,表1に補助エンジンに使用される潤滑油の代表 的ブランドであるMJO2 (Mobil Jet Oil 2)の特性を示す。 これによれば, -40℃での潤滑油の動粘度は40℃の場合 の約400倍にもなることから,地上に比べて低温となる 高高度では粘性抵抗が非常に大きくなる。

外気温約-50℃では動粘度は更に高くなることから, 補助エンジンは,潤滑油の規格で保証される温度範囲を 超えた過酷な環境に耐えられるものである必要がある。

動粘度, cSt(mm2/s) @ 40°C(102°F)	27.6
@ 100°C(212°F)	5.1
@ -40°C(-40°F)	11,000
変化率 % @ -40℃(72 時間後)	0.15
流動点, °C(°F), ASTM D 97	-59 (-74)
引火点*, ℃(°F), ASTM D 92	270 (518)
燃燒点, °C(°F)	285 (545)
自然発火温度, ℃(°F)	404 (760)
全酸価, mgKOH/g	0.03
密度@15°C, kg/L(g/cm3), ASTM D 4052	1.0035
蒸発損失,% 6.5 hr @ 204°C, 29.5" Hg	3.0
6.5 hr @ 232°C, 29.5" Hg	10.9
6.5 hr @ 232°C, 5.5" Hg (高度 40,000 7ィート相当圧力)	33.7
泡立ち度, mL シーケンス I (24°C)	8
シーケンス II (93.5°C)	10
シーケンス III 75 °C (200 F 試験後)	8

Table 1 Typical properties of MJO2⁽⁶⁾

5. 補助エンジンの機能

本項では高高度または寒冷環境で補助エンジンを使用 する際に使用される機能について紹介する。

5.1 De-oil Solenoid Valve

低温環境における潤滑油の動粘度の影響については前 項で述べた通りである。

767型機補助エンジンであるHoneywell社製GTCP331-200には軸受の潤滑及び潤滑油の冷却をするために潤 滑油を循環させるGear TypeのOil Pump(図3(a))が 装備されており、Gearboxを介して稼働する。また、 GTCP331-200にはDe-oil Solenoid Valveが取り付けられ ており、外気温または潤滑油温度が一定値以下の場合に 作動し、Oil PumpにGearbox内部の空気を吸入させる。 これによりOil Pumpにかかる負荷を小さくし、高高度、 低温環境下での補助エンジンの始動を容易にしているが、 潤滑油の泡立ちによる軸受への悪影響も考慮される必要 がある。

一方,777型機や737NG (Next Generationの略)型機 の補助エンジンでは,Trochoid TypeのOil Pump (図 3(b))が装備されており,De-oil Solenoid Valveは装備 されていない。

Trochoid Pumpは,一般的にGear Pumpに比べて 吐出圧を高くできないため,複数個のTrochoid Pump Rotorを一軸上に取り付けることで一定圧以上の潤滑油 を供給している。Trochoid Pumpの場合,Gear Pump と比較して潤滑油の吸入及び吐出が連続的に行われるた め,De-oil Solenoid Valveを必要としないとされており, 装備は見送られている。Trochoid Pumpを使用するこ とによりDe-oil Solenoid Valveの機能を必要とせず,補 助エンジンの構造を簡易化できる。尚,De-oil Solenoid Valveを整備作業にて交換した場合,過去には作動試験 として高高度での試験飛行を要求されるなど,航空会社 にとって頭の痛い問題であったが,現在では温度セン サーに低温を模擬して作動試験を行う事で交換が可能と なっている。

また,最新鋭のBoeing 787型機の補助エンジンに は,Hamilton Sundstrand社製 APS5000が装備されてい る。Oil PumpにはGear Pumpが採用されており,De-oil Solenoid Valveが取り付けられている。

5.2 Gearbox Pressurization System

高高度を飛行中,Gearbox内の圧力が外気圧にまで低下すると潤滑油に気泡が発生し、キャビテーションを誘発,補助エンジンの連続運転に支障を来す可能性があるため、767型機の場合、駆動用圧縮機の圧縮空気を使用してGearbox内を加圧する機構が備わっている。

777型機や737NG型機の補助エンジンでは、Gearbox Pressurization Systemは備わっていない。これは、 Trochoid Pumpに比べ、Gear Pumpの方がキャビテー ションの影響を受けやすいためとされている。

NOTE 1: Maximum Permissible Temperatures - ^oF(^oC) (Continued)

Ambient Air Temperature, ^oF(^oC)

	Starting	Operation
Minimum	-40 (-40)***	
Maximum	130 (55)	130 (55)

**Starting in ambient air temperatures below -40°F(-40°C) is acceptable provided the engine oil and electrical components' steady state temperatures are not less than -40 °F(-40°C).

Fig. 2 Extract of TPE 331-5 Type Certificate Data Sheet

(a) Gear type oil pump for GTCP331-200

(b) Trochoid type oil pump for GTCP331-500 Fig. 3 Oil pump type

5.3 Oil Heater

777型機導入当初,低温環境において潤滑油温度を一 定値以上に維持するために補助エンジンにはOil Heater (図4)が装備されていた。当該Heaterは,補助エンジ ンを一定時間内で立ち上げるための補助機能として元々 の設計に組み込まれていたが,補助エンジンの開発を進 める中で,作動性能を検証した結果,Oil Heater未装備 でも一定時間内のエンジン始動が可能であることが確認 されたため,取り外されることとなった。

各機体の整備マニュアルには、地上で潤滑油が一定温 度以下の場合、補助エンジンを温めるよう記されている。 補助エンジンを温めるためには、別のHeaterを用意す る必要があるため、整備作業に時間を要することとなる。 仮にOil Heaterが装備され続けていたとすると、そのよ うな整備作業の時間を短縮することができ、比較的容易 に補助エンジンの潤滑油を温める効果が期待できたと思 われる。

5.4 補助エンジン制御装置ソフトウェアの改良

過去,737NG型機では,寒冷多湿環境下で長時間補助 エンジンを使用した場合,抽気用圧縮空気が既定圧力に 達しないという不具合が報告された。メーカーの原因調 査の結果,当該不具合の主原因は抽気用圧縮機の可変入 口案内羽根が氷結,または氷塊により閉塞することによ

Fig. 4 Oil Heater

り, 抽気用圧縮機に十分な空気が供給されないためであ ることが判明した。

不具合防止策として,メーカーは補助エンジン制御装 置に搭載される新たなソフトウェアを開発し,外気温が 一定値以下の場合,案内羽根が開閉操作を繰り返し,着 氷を防止する機能を付加した。

現在の補助エンジンは、制御装置により電子的に制御 されており、上述の通り、ソフトウェアを改良すること で不具合が解消されるケースも見受けられる。

よって,ソフトウェアの改良が効果的であれば,比較 的容易に不具合対策を講じることができる。

6. おわりに

日本航空で保有する737NG,767,777及び787型機の内, 長距離国際線に使用する機体については,ETOPSの認 可を得て運航している。航空会社としては,特に補助エ ンジンに高い信頼性が求められるETOPSにおける重要 性を認識し,補助エンジンの信頼性を維持・向上させる 必要があることは言うまでもない。

空中始動検査プログラムによる空中始動成功率という 観点からは、どの補助エンジンも良好な成績を収めてい るが、高高度及び低温環境での運用に限らず、突然の故 障による取り卸しの原因となる問題に対して、メーカー からタイムリーな対策が講じられない場合も見受けられる。

航空エンジンや補助エンジンの整備コストの大半は部 品費であるため、突然の故障が発生した場合、二次的な 損傷により整備コストが大きな負担になるケースもある。 メーカーには速やかな原因調査への協力と再発防止策の 検討を期待すると共に、航空会社としては、今後もメー カーと連携し、航空機の安全性、及びガスタービンの信 頼性向上に努めていきたい。

7. 引用文献

- (1) FAR Part25 K25.1.4(b).(1)
- (2) 日本国航空法サーキュラー No.5-003
- (3) FAA Advisory Circular 120-42B Chapter 3, 301.m.(1)
- (4) Type Certificate Data Sheet for TPE331-5
- (5) MIL規格 MIL-PRF-23699
- (6) Mobil Jet Oil 2 Product Data Sheet

特集:過酷な環境で使用されるガスタービン

ロケットエンジン用ターボポンプのタービン技術

内海 政春^{*1} UCHIUMI Masaharu **川崎 聡***1 KAWASAKI Satoshi **島垣 満***1 SHIMAGAKI Mitsuru

キーワード: ロケットエンジン,ターボポンプ,タービン,部分挿入,超音速 Rocket Engine, Turbopump, Turbine, Partial Admission, Supersonic

1. はじめに

現在日本で運用中のH-IIA/Bロケットを始めとして一 般的なロケットは使い切り型であるので、そのエンジン のミッション・デューティ・サイクルは60分以下と短時 間である。したがって、ロケットエンジンのターボポン プに用いられるタービンは、産業用ガスタービン、発電 や船舶の蒸気タービン、航空用ガスタービンのように長 時間運転を想定した寿命やメンテナンス性への考慮は限 定的である。また、ロケットは総重量の低減が打上げ能 力の向上に直結するため、エンジンおよびターボポンプ に対してもシビアな軽量化が要求される。ターボポンプ の場合, 軸系の高速回転によって小型化が図られており, タービンにおいては小型仕様に対する性能・効率向上の ほか、高速回転に対する構造や振動(軸振動や翼振動) への対応が重要な技術課題となる。このように、短寿命 で小型・高速回転という条件のもとにロケット用タービ ンが開発されてきたため、一般的な産業用タービンとは 一線を画してタービン技術が構築されてきた。

本稿では、H-IIA/Bロケット用のLE-7A, LE-5Bエン ジンの開発過程におけるトラブル事例や解決方法などを 中心にロケット用タービン技術を紹介するとともに、諸 外国の技術動向や最新の研究動向についても解説する。

2. ロケットエンジンとターボポンプ

2.1 ロケットエンジン

液体ロケットエンジンは、酸化剤と燃料を供給する ターボポンプ(以下,OTPおよびFTPという),噴射器, 燃焼室,ノズルスカートなどから構成されている(図1)。 表1に主要な国産ロケットのエンジンとそのタービン の特徴を示す。運用中の基幹ロケットH-IIAには,推力 1100kN級の1段エンジンと推力140kN級の2段エンジ ンが搭載されている。1段エンジンLE-7Aは2段燃焼サ イクルという複雑な方式を採用しており,液体酸素と液 体水素の一部を予燃焼させた高温燃焼ガスによりタービ ンを駆動する点が特徴である。米国スペースシャトルの メインエンジンも同様なサイクルである。一方,2段エ ンジンLE-5Bはエキスパンダーブリードサイクルを採用 している。このサイクルでは,燃焼室やノズルスカート の壁面で熱交換した水素ガスによってタービンを駆動し, そのガスは再燃焼せずにノズルスカート内にブリードさ れる。熱交換のみで水素ガスの温度を上昇させるため, 2段燃焼サイクルほど水素ガスは高温にならない点が特 徴的である。なお,新型基幹ロケットに向け研究用に設 計された技術実証エンジンLE-Xにもエキスパンダーブ リードサイクルが採用されている⁽¹⁾。

Fig. 1 Schematic chart of LE-7A engine

Table 1 Turbines of domestic rocket engines

ロケット		エンジン		ターホッホンプ	タービン					
			2段燃焼	FTP(LH2)	1段衝動, 翼植込構造					
旧基幹	142	LE-/	サイクル	OTP(LOX)	1段衝動, 翼植込構造					
H-I	0.65		エキスハンダー	FTP(LH2)	2段衝動, ブリスク, 超音速, 部分挿入					
	212	LE-5A	フ゛リート゛サイクル	OTP(LOX)	2段衝動、ブリスク					
	現行基幹 1段 LE-7A		2段燃焼	FTP(LH2)	1段衝動, 翼植込構造					
現行基幹		LE-/A	サイクル	OTP(LOX)	1段衝動, 翼植込構造					
H-TA/B	0.65	LE-5B	エキスハンダー フ゛リート゛サイクル	FTP(LH2)	2段衝動、ブリスク、超音速、部分挿入					
	212			OTP(LOX)	2段衝動、ブリスク					
新型基幹 ロケット 技術実証	1段	LE-X	エキスハ`ンタ ⁻ ー フ ⁻ リート ⁻ サイクル	FTP(LH2)	2段衝動, プリスク, 超音速					
新型基幹	1段		開発中							
ロケット	2段									

原稿受付 2014年9月12日

^{*1} 宇宙航空研究開発機構

^{〒981-1525} 角田市君萱字小金沢1

2.2 ターボポンプ

液体ロケットエンジンでは、通常2台のターボポン プ(FTPとOTP)が使用されるが、エンジン要求によ りターボポンプの形態や仕様が異なる。

図2にLE-7AエンジンのFTP断面図を示す。液体水素 を昇圧させるインデューサとインペラ,それらを駆動す るタービン,ロータを支持する2組のアンギュラ玉軸受, およびポンプ部とタービン部を隔てるシールシステムで 構成されている。軸系の回転速度は42,000rpm,タービ ン動力は約20MWであり,極めてエネルギ密度の高い回 転機械である。LE-7Aエンジンでは,起動時の燃焼室内 の着火時にタービンガス温度は約1000Kに達し,遠心力 に起因する応力と起動・停止時の熱応力が極めて大きく なる。それらを低減するために、少量の液体水素を冷 却のためにタービンへ導く機能を有する特殊なシールシ ステムが採用されている。一方,エキスパンダーブリー ドサイクルであるLE-5Bエンジンの場合、タービンガス 温度はLE-7Aエンジンほど高くならないため、密封型の シールシステムが採用されている。

このようにエンジンサイクルによってターボポンプに 対する要求が異なり、それに対応した形態と構成部品や 要素技術を組み合わせて開発が進められてきた。

①: Inducer, ②: First impeller, ③: Second impeller
④: Turbine, ⑤⑥: Bearing, ⑦: Shaft seal system
Fig. 2 LE-7A liquid hydrogen turbopump

3. ロケット用タービン技術

日本におけるロケットエンジンの研究開発は、NASA がアポロ計画などにより蓄積した技術を参考にして進め られてきた。ロケット用タービンについても同様であり、 NASAの技術資料⁽²⁾を活用しながら基盤技術の研究開発 を進め、その成果を実機開発に適用してきた。開発過程 においては数多くの課題やトラブルを経験し、それらを 克服して国産ロケットの成功に至っている。

ロケット用タービンの場合,重量の制約などにより一 般のタービンで必要となる速度比U/C0より低い状態で 作動する必要があるため,1段もしくは2段の衝動ター ビンが採用されることが多い。設計思想や設計手法とし ては,産業用ガスタービンよりも蒸気タービンに近く, 技術的にも共通する部分が多くある。

3.1 高速回転および高温環境下の問題と対策技術

LE-7AエンジンのFTPにおいては、起動直前まで液体 水素によって十分に予冷が行われるため、起動過渡に おいてタービンに高温ガス(起動過渡時1000K, 定格中 710K)が流れた際に、極低温雰囲気から高温への急激 な温度変化が発生し、極めて大きな熱衝撃が加わる。ま た, 高速回転による遠心力に起因した応力のほか, 動静 翼干渉による非定常変動応力が発生する。この静的・動 的応力と熱応力に耐えうるために,材料は高温強度,耐 クリープ性に優れたNi基合金の一方向凝固材を採用し ている。構造の簡素化や共振対策を図るため中実翼を採 用しており、厳しい熱応力を緩和するために、ターボ ポンプが回転を始めてポンプ部の内部圧力が上昇すると シール面が自動的に開くリフトオフシール(図3)を採 用し、作動中に液体水素の一部をタービン側に流して タービンディスクを冷却する方法を用いている。さらに、 タービンは水素環境となるため、水素脆性対策として タービンディスクには金めっきが施工されている。

1章にてロケットエンジンは短時間の運用と説明した が、例えば40,000rpmクラスのFTPの場合、タービンノ ズルと動翼の動静翼干渉を考えると要求作動寿命2000 秒では、繰り返し数は10⁷オーダに達する。したがって、 熱衝撃による低サイクル疲労だけでなく、高サイクル疲 労への配慮も軽視することはできない。

現行基幹ロケットの前身であるH-IIロケットのFTP タービンでは、タービン動翼に生じる遠心力や圧力によ る一次応力、熱応力等の二次応力がともに厳しいため、 開発当初は熱衝撃対策とセレーション部分の負荷を低減 する目的で中空動翼が採用された。しかし、基本設計 フェーズの試験において、中空による薄肉個所にクラッ クが生じた。調査の結果、動翼の2次曲げモード固有振 動数とタービンノズル後流との共振による疲労が原因で あった。中空部形状変更のような対策による固有振動数 の変更では共振回避ができないことがわかり、以下の複 数対策を実施することで、要求寿命を達成することがで きた⁽³⁾。

- ・中実翼の採用
- ・振動低減のため動翼ダンパー採用(図4)
- ノズル枚数の変更による固有振動数と励起振動数
 との離調

なお,ノズルについても類似のトラブルが発生したた め対策を講じて要求寿命を達成したが,詳細については 文献(3)を参照願いたい。

Fig. 4 Rotor blade damper⁽³⁾

高温環境に対しては、リフトオフシールの適用による タービンディスク冷却や熱応力に応じた翼設計などの対 策が施されていたが、思わぬところでトラブルが生じた 経験がある。前述のH-IIロケットのFTPにおいて、エン ジン燃焼試験の際にタービン効率が徐々に低下する現象 が生じた。試験後の点検により、動翼外周側のハニカム が一部溶損して燃焼ガスの流れ方向に倒れていることが 確認され、効率低下は溶損と倒れによるクリアランス増 加が原因と判明した。ハニカム肉厚を増やして熱容量を 増加させる対策により、効率低下のトラブルは解消され た⁽³⁾。

エキスパンダーブリードサイクルの場合は、タービン ガス温度が低いため、2段燃焼サイクルの場合と比較し て熱応力は緩和される。そのため、低コスト要求に対し て動翼とディスクを一体構造とするブリスク構造を採用 することが多いが、翼部共振点を運転作動範囲から外す ことがタービン設計において重要となる。

3.2 流体力と軸振動に関する問題と対策技術

ロケット用タービンは、ロータダイナミクス特性や軽 量化の観点から少ない段数で必要動力を発生できる衝動 タービンとして設計される。通常は1段あるいは2段の タービンが採用されるため、段当たりの翼負荷が高くな る。このような高負荷タービンではThomas force⁽⁴⁾とよ ばれる不安定化力が生じて軸振動が問題になることがあ る(図5)。この問題は、高圧蒸気タービンにおけるス チームホワール⁽⁵⁾としても知られ、高圧ガス用圧縮機や 航空用タービンでも同様な現象が確認されている⁽⁶⁾。 LE-7AエンジンのFTP開発初期に、Thomas forceに よる過大な亜同期軸振動が発生した。試験データの解析 からロータシステムの1次のモード減衰(タービン側が ふれまわるモード)が過小であることが判明し、対策の 検討が進められた。チップクリアランスを3とおり変化 させてCFD解析を実施した結果からThomas forceを定 量的に評価し、Thomas forceによる非対角項の剛性増 加の影響により1次前回りモードの減衰比が負になりう ることが確認できた。対策は、軸受やタービンディスク 冷却用のシールリングに注入されている液体水素の流れ を利用した。液体水素が回転方向に旋回することで生じ る流体力はロータシステムを不安定化させる働きを持つ。 そこで回転と逆向きの旋回流を作り出すように液体水素 を注入する方法を採用し(図6)、ロータシステムの減 衰比を向上させて1次モードの自励振動を抑制した⁽⁷⁾。

本事例では、タービン自体の改良は実施していないが、 最近ではThomas force低減のためのタービン設計手法 の研究も進められている⁽⁸⁾。

Fig. 5 Thomas force⁽⁴⁾

Fig. 6 Injection of fluid to the seal⁽⁷⁾

3.3 部分挿入(パーシャルアドミッション)タービン 2段エンジンでは1段エンジンと比べて推力が低いた め、ターボポンプも小型になる。さらにタービン入口圧 力が高い場合、タービン翼高さは過度に小さくなり著し い効率低下が生じる可能性がある。これを回避するため に、タービンノズルを部分的に塞いで面積を減少させて 妥当なタービン翼高さに調整する方法が用いられる。こ の部分挿入方式は、国産ロケットのLE-5AやLE-5Bエン ジンのFTPに採用されている。蒸気タービンにおいて も部分挿入方式は採用されており、不安定振動に関する 研究⁽⁸⁾や効率低下に関する研究⁽⁹⁾が行われている。

全周挿入の場合, 翼高さの低下によりクリアランスが 相対的に増加して効率が低下するが, 部分挿入の場合, 動翼がノズル開口部と非開口部を交互に通過することに よる付加的な損失が発生して効率が低下する。この効率 低下量を定量的に把握できれば、適切な選択が可能にな る。ロケット用タービンの場合, NASAが部分挿入ター ビンの試験データを提示しているが⁽²⁾, それ以外の研究 報告や知見は皆無である。そのため、設計者は少ない知 見の中から検討・評価して採否を選択せざるを得なかっ た。最近ではCFDを用いた解析により部分挿入による 損失メカニズムを調べる研究が進んでおり¹¹¹,研究成果 のロケット用タービン設計への活用が期待されている (図7)。なお、部分挿入を選択した場合、分割数と動翼 との共振が問題となり、共振を避けるような設計が必要 となる。一方、全周挿入で翼高さが極端に低い場合、翼 高さに対して製造公差が相対的に大きくなり、ロバスト 性が損なわれるおそれがある。このような観点も総合的 に考慮して部分挿入方式の採否を判断する必要がある。

Fig. 7 Instantaneous entropy contours and normalized velocity vectors in partial admission turbine⁽¹⁾

3.4 超音速タービン技術

エキスパンダーブリードサイクルのようなエンジンで はタービンガス温度が比較的低いため、大出力を得るた めに圧力比を高くする必要がある。そうした場合、ノズ ルや動翼内部での流れが音速を超える超音速タービンが 採用される。国産ロケットではLE-5系エンジンのFTP やLE-XエンジンのFTP¹²が超音速タービンである。

LE-5系FTPの超音速タービンの開発は1970年代後半 から開始され,NASAの大型ロケットエンジンM-1の液 体水素ターボポンプの動翼形状を参考にして開発が進め られ,実機に適用された。その後,ロケット用超音速 タービンの開発機会がなかったため,国内のロケット分 野における超音速タービンの研究は活発ではなかった。 しかし,次世代ロケット開発の機運が高まるにつれて, 超音速タービンの設計技術向上の必要性が増してきた。

設計技術としては,詳細設計段階におけるCFD解析 技術も必要ではあるが,フロントローディング型の開発 のためには設計初期段階において性能を精度良く予測 できるロケットタービン用の1次元損失モデルが必要と なっている。例えば図8に示すように既存1次元モデル "AMDC+KOモデル^{(3),[4]}"を用いた1次元解析と3次元 定常CFD解析を比較した結果,良く一致した研究例⁽⁵⁾が あり,今後の損失モデルの精度向上が期待される。

Fig. 8 Prediction of JAXA M-1 turbine efficiency⁽¹⁵⁾

3.5 諸外国の技術動向

世界の宇宙事業は国策中心からスタートしたが,近年 では商業化の動きが活発となり,全世界規模の市場にお いて激しい国際競争が繰り広げられつつある。ロケット エンジンに対しても市場ニーズにマッチした能力,コス ト,信頼性が要求され,それに応じてターボポンプおよ びタービン技術の研究開発が行われている。例えば,低 コストと打上げ能力向上のためにはターボポンプの小型 軽量化が必要であり,上段エンジン用FTPの場合,米 国ではRL-50エンジン用ALHターボポンプが97,000rpm, 欧州のVINCIエンジン用ターボポンプが90,000rpm,ロ シアのRD-0146エンジン用ターボポンプが123,000rpm, というように高速回転による小型軽量化に向けた研究開 発が活発に進められている。

諸外国のロケット用タービン技術に目を向けると、米 国およびロシア(旧ソ連)が先行して開発を進めてきた が、近年では欧州が超音速タービンを中心に積極的に研 究開発を進めている。例えば、シュラウド付タービンは ロシアでは古くから採用され、米国でもアポロのサター ンV型ロケットに搭載された上段用エンジンJ-2やその後 継のJ-2X⁶⁶に採用されている。欧州でも、Arianeロケッ トのVulcainおよびVulcain 2エンジンにシュラウド付 タービンが採用されている。図9は.欧州の次世代用技 術実証エンジンVulcain Xのプロトタイプターボポンプ TPXに採用されたシュラウド付タービンである^{III}。シュ ラウド付タービンは、シュラウドが付くことにより動翼 に過大な遠心力がかかることや製造の難易度が上がるこ となどのデメリットはあるが、チップからの漏えいによ る損失を大幅に低減して高効率化を図れるメリットがあ り、3.2節で示したThomas forceによる不安定化力の低 減効果も期待できる。

また,欧州ではジェットエンジンなどで研究が進めら れているカウンターローテーティングタービンをロケッ ト用タービンに適用しようとする構想がある¹⁸。図10

Fig. 9 Shrouded blisk turbine of TPX LH2-turbopump prototype¹⁷⁾

に示すように、FTPタービンの下流側にFTPとは回転 方向と逆向きにOTPタービンが配置される方法である。 さらにFTPとOTPのタービン部を1つのケーシングで 共通化して部品点数を削減し、低コスト化を図るねらい もある。ただし、実用化されたとの報告はない。本方法 は設計要求どおりにターボポンプ回転数のマッチングを 取ることが難しいため、実用化のためには継続的な技術 蓄積および新規アイデアの導出が必要と考えられる。

Fig. 10 Counter-rotating turbine⁽¹⁸⁾

4. 最新の技術動向と将来の展望

4.1 高信頼化に向けた設計や最適化設計

諸外国では、依然として高効率化に向けた技術開発が 積極的に行われているが^(19),20),国内でのロケット用ター ビンの技術動向は、高効率化の追求から高信頼化や低コ スト化にむけた技術開発が盛んになりつつある。瀧田ら はタービン設計における設計空間の拡張性と市場ニーズ の取り込みに着目し、品質機能展開(QFD)とロバス ト設計手法との組合せ、およびパラメータ設計と遺伝的 アルゴリズムによる多目的最適化手法との組合せを適用 した設計法を試行している^(8),20)。最適化を実行するうえ で、要求品質にもとづく重要設計変数を選定するための ツールとしてQFDを用いている。この最適化手法の適 用により、例えば、効率と信頼性の要求に応じる最適形 状を選定する手法の有用性を示している。詳細は参考文 献(8)を参照されたい。

また,最適化に関する研究としては,格子形状が変わ るためモーフィングを援用した解析と多目的遺伝的アル ゴリズムとを組み合わせて,自己組織化マップにより目 的関数に対する設計変数の効果について調べた報告など がある^(20, 23)。このような手法では計算リソースが課題と なることも指摘されており、この課題への対応のため、 目的関数値の予測をおこなうSurrogate model (Metamodel)を最適化ループに導入することで、計算負荷を 軽減させる手法^{図4,65}も開発されてきている。

4.2 タービン設計からターボポンプのシステム設計へ の転換

タービンというサブシステムに着目した最適化をおこ なうのではなく、タービンの上位システムであるターボ ポンプのシステム最適化を図る設計手法の研究が行われ ている^{図0,27}。本手法では、タービン設計に用いられる設 計変数が、タービンの目的関数のみではなく、ターボポ ンプシステムの目的関数へどのような影響を及ぼすの かを可視化し、システム全体で最適化を図ることができ る。この考え方は、タービン効率(η_t)の向上にむけた 最適化にとどまらず、ターボポンプ効率($\eta_{tp} = \eta_p \times \eta_t$, η_p : ポンプ効率)の向上や軸系の振動低減を志向する ものである。従来の設計手法から転換を図り、ロケット ターボポンプ技術の更なるブレイクスルーを生み出すこ とが期待されている。

5. おわりに

ロケット用タービン技術について、トラブル事例から 最新の技術動向までを概説した。設計技術も製造技術も 課題が多く残されており、今後も継続的に研究開発を 行っていく所存である。なお、本稿においては製造技術 については余り触れなかったが、文献28などを参考にさ れたい。

ロケットの打上げ成功のニュースをご覧になったとき, ロケット用タービンが高速回転で作動しているようすを 思い描いていただけたら幸いである。

ロケット用という限定的な用途であり,読者の扱って いるタービン技術への寄与は少ないかもしれないが,少 しでも参考になれば望外の喜びである。

6. 引用文献

- (1) 渥美正博,吉川公人,小河原彰,恩河忠興,"LE-Xエンジン開発へ向けた取り組み",三菱重工技報, Vol. 48, No. 4 (2011), pp. 40-48.
- (2) NASA SP-8110, "Liquid Rocket Engine Turbines", NASA (1974).
- (3) 太田豊彦, 藁科彰吾, 上條謙二郎, 福島幸夫, "LE-7用 液水ターボポンプタービンの疲労問題と対策", ターボ 機械, Vol. 26, No. 6 (1998), pp. 347-353.
- (4) Thomas, H. J., "Instable Eigenschwingungen von Turbinenlaufern", Angefaucht durch die Spaltstromungen Stopfbuschsen un Beschaufelungen, AEG-Sonderdruck (1958), pp. 1039-1063.
- (5) 桧佐彰一,北村理,榊田均,"蒸気励振による軸系の自励振動",ターボ機械, Vol. 13, No. 6 (1985), pp. 329-334.

- (6) Alford, J. S., "Protecting Turbomachinery From Self-Excited Rotor Whirl", Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power, Vol. 87, No. 4 (1965), pp. 333-343.
- (7) Motoi, H., Kitamura, A., Sakazume, N., Uchiumi, M., Saiki, K., Nozaki, O. and Iwatsubo, T., "Sub-Synchronous Whirl in the LE-7A Rocket Engine Fuel Turbopump", 2nd International Symposium on Stability Control of Rotating Machinery (ISCORMA-2), (2003).
- (8) 瀧田純也,福田太郎,宇山遼一,船崎健一,内海政春, "ロケットターボポンプ用タービンのパラメータ設計 (第3報)",ターボ機械, Vol. 41, No. 6 (2012), pp368-377.
- (9) 神吉博,谷辻啓則,"高圧蒸気タービンの不安定振動に 関する研究(部分挿入の影響)",日本機械学会論文集 (C編), Vol. 72, No. 724 (2006), pp. 3711-3718.
- (10) 坂井直人、"蒸気タービン部分流入段の流速分布と段落 効率に関する研究",ターボ機械、Vol. 38, No. 4 (2010), pp. 240-247.
- (1) Tokuyama, Y., Funazaki, K., Kato, H., Shimiya, N., Shimagaki, M. and Uchiumi, M., "Computational Analysis of Unsteady Flow in a Partial Admission Supersonic Turbine Stage", Proceedings of ASME Turbo Expo 2014, GT2014-26071 (2014).
- (12) Kojima, M., Uchiumi, M., Kurosu, A., Noda, K. and Mizuno, T., "A Preliminary Design and Analysis for the LE-X turbopump", Proceedings of 28th ISTS (2011).
- (13) Ainley, D. G. and Mathieson, G. C. R., "A Method of Performance Estimation for Axial-Flow Turbines", British A.R.C. Technical Report, R&M No. 2974 (1957).
- (14) Dunham, J. and Came, P. M., "Improvements to the Ainley - Mathieson Method of Turbine Performance Prediction", Journal of Engineering for Power, Vol. 92, No. 3 (1970). pp. 252-256.
- (15) 瀧田純也,船崎健一,河津要,谷直樹,山西伸宏,内海 政春,"ロケットターボポンプ用タービンの空力損失に 対するマッハ数の影響",日本機械学会2011年度次大会 講演論文集,J051023 (2011).
- (16) Marcul, B., Tran, K., Dorney, D. J. and Schmauch, P., "Turbine Design and Analysis for the J-2X Engine Turbopumps", Proceedings of 44th AIAA/ASME/ SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2008-4660 (2008).
- (17) Fayolle, P., Fonteyn, P., Laithier, F., Olofsson, H., Forsberg, L., Dehouve, J., Pouffary, B. and Supie, P., "Manufacturing and Testing of TPX LH2-Turbopump Prototype", Proceedings of 46th AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2010-7049 (2010).

- (18) Pempie, P. and Ruet, L., "Counter-Rotating Turbine Designed for Turbopump Rocket Engine", Proceedings of 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2003-4768 (2003).
- (19) Eriksson, L., "Development of a Supersonic Turbine Stage for the HM60 Engine", Proceedings of AIAA/ SAE/ASME 20th Joint Propulsion Conference, AIAA 84-1464 (1984).
- (20) Trollheden, S., Bergenlid, B., Palmnäs, U. and Broodin, S., "Turbopump Turbines developed by Volvo", Proceedings of 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2004-3687 (2004).
- (21) 瀧田純也,福岡勝,國枝麿,船崎健一,内海政春,"ロ ケットターボポンプ用タービンのパラメータ設計(第1 報)",ターボ機械, Vol. 40, No.12 (2012), pp705-714.
- (22) Tani, N., Oyama, A. and Yamanishi, N., "Feasibility Study of Multi Objective Shape Optimization for Rocket Engine Turbopump Blade Design", Proceedings of 44th AIAA/ ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2008-4659 (2008).
- (23) Kawatsu, K., Tani, N., Shimagaki, M., Uchiumi, M., Yamanishi, N., Mitsuhashi, K. and Mizuno, T., "Multi Objective Optimization of a Rocket Engine Turbopump", Proceedings of 47th AIAA/ ASME/ SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2011-5784 (2011).
- (24) 増子仁美,船崎健一,加藤大雅,瀧田純也,島垣満,内海政春,"次世代ロケットエンジン用タービンの高効率化に関する研究",日本機械学会2011年度次大会講演論文集,J051022 (2011).
- (25) Kato, H., Mashiko, H., Tokuyama, Y., Funazaki, K. and Takida, J., "Robust Aerodynamic Shape Optimization of Supersonic Turbine Using Non-Intrusive Polynomial Chaos Expansion", 9th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization (2011).
- (26) Uchiumi, M., Shimagaki, M. and Kawasaki, S., "Integrated Design Method of a Rocket Engine Turbopump Sub-system for Suppressing Rotor Lateral Vibration", 28th International Congress of the Aeronautical Science, ICAS2012-918 (2012).
- (27) 内海政春,島垣満,川崎聡,"ターボポンプのダイナ ミック設計(その2)",ターボ機械, Vol41, No.10
 (2013), pp. 578-585.
- (28) 小口英男,川崎聡,"ロケットエンジン用ターボポン プのインデューサ,インペラ、タービンの製造技術", ターボ機械, Vol. 36, No. 5 (2008), pp. 271-274.

プラズマ気流制御2次元風車翼周り流れの位相同期PIV計測

Phase-locked PIV Measurements on Flow around Plasma Actuated 2D Wind Turbine Blade

寿*1 松田 MATSUDA Hisashi

竜朗 内田 UCHIDA Tatsuro

文雄*1 大友 OTOMO Fumio

尚彦*1 志村 SHIMURA Naohiko

元史*1 田中 TANAKA Motofumi

> 俊樹^{*1} OSAKO Toshiki

大迫

ABSTRACT

Leading edge separation flow control using a non-thermal dielectric-barrier-discharge plasma actuator for a NREL S825 airfoil of 400 mm chord length c was studied experimentally. Wind tunnel experiments were carried out under chord Reynolds number of $Re = Uc/v = 4.1 \times 10^5$ and angle of attack of 32 degree, where main velocity of U = 15 m/s. Effect of Strouhal number St = fc/U on the separation flow was investigated with phase-locked PIV measurements, where f means pulsed modulation frequency of the plasma actuator. When the actuator was driven under the condition of St=0.53, the leading-edge separation flow was controlled most effectively and an increased velocity field connected with span-wise vortices was induced by the plasma actuation. On the other hand, when the actuator was driven under the condition of St=0.13, the increased velocity field was weakened. Moreover, when the actuator was driven with steady mode (St=133), no plasma actuation effect was observed.

Key words : Plasma actuator, Wind tunnel experiment, Separation flow control, PIV measurement, Strouhal number

1. はじめに

今後の導入量増大が期待される再生可能エネルギーと して風力エネルギーがある。安定化を含めた風力発電シ ステムの更なる性能改善を目指し、各国でアクティブ流 体制御技術を用いたスマートロータ研究が進められてい $\mathcal{Z}^{(1),(2)}$

当社はアクティブ流体制御技術の一種として、プラズ マ気流制御技術に着目し、JAXAの協力も得ながら基礎 研究を進めてきた^{(3),(4)}。プラズマ気流制御技術は,1) 非常に薄い噴流を誘起できる,2)時定数の短い電気的 制御が可能である,3)故障の原因となる機械的駆動部 を持たない、4)装置をコンパクト化できる等の特長 を備えており、各種流体機器の高効率化・差別化に対し てブレークスルー的な役割を果たす可能性を秘めてい Z⁽⁵⁾⁻⁽⁸⁾

放電を非定常に制御するとき、プラズマ気流制御はよ り効果的であることが種々の翼型について報告されて いる(9),00。また周期的に振動する2次元翼についても同 様の非定常制御が有効であることが明らかにされてい

原稿受付 2013年12月3日 校閲完了 2014年10月15日 (株)東芝 * 1 〒230-0045 鶴見区末広町2-4 $\mathcal{Z}^{(9),(11)}$

回転翼に対する効果については垂直軸風車について Greenblatt et al.¹¹²が, また水平軸風車についてMatsuda et al.¹³が風車翼前縁に放電電極を取り付けた風洞実験研 究を行い、回転流れ場に対しても本技術が有効であり、 風車性能を大きく向上できる可能性があることを報告し ている。

その後, 松田ら¹⁴およびTanaka et al.¹⁵は本技術を三 重大学農場に設置された30 kW水平軸風車(ロータ直径 10 m) に適用し、プラズマ気流制御によって風車翼の 剥離流れを抑制でき, 放電入力より十分大きな発電量向 上が実風況下においても見込まれることを定量的に明ら かにしている。

なお,本技術を大型風車に適用するにあたっては,よ り詳細な剥離抑制制御メカニズムの検討が必要である。 薄型対称翼であるNACA0015翼を使った風洞試験では Re = 7.5 × 10⁵までプラズマ気流制御による剥離抑制効 果が観測されているがい。風車用の翼型に対してはどう なのか、今回、NREL(米国再生可能エネルギー研究 所)によって開発された大型風車の標準翼の一つである NREL S825翼¹⁰を対象にした風洞試験を実施した。S825 翼は揚力向上を狙った非対称翼であり、迎角の増加に応 じて後縁剥離を伴い迎角25度程度で前縁剥離に至る特徴 を持つ。本研究では主流速度Uとコード長cに基づくRe = 4.1 × 10⁵条件において,風洞に設置した2次元S825 翼周り流れに対し,渦発生(プラズマON)に位相同期 したPIV(画像粒子流速計)計測を行うことで,プラズ マ気流制御時の剥離剪断層挙動を詳しく調べた。位相同 期PIV計測手法によって,プラズマ気流制御が効果的に 働いている時の風車翼周り流れの様子を明らかにするこ とができたので報告する。

2. 実験装置

2.1 風洞と試験部

実験には定格風量1200 m³/min・定格圧力11.8 kPaの 大型風洞を用いた。風洞出口には一様出口速度分布を持 つ縮流部(幅800 mm高さ1200 mm)が設けられている。 試験部には翼コード長:c = 400 mm, 翼スパン800 mm のアルミ製のNREL S825翼が設置されている。またPIV 計測が可能なように片側側壁は透明アクリル製となって いる(図1)。翼の迎角を大きくしたときのブロッケー ジの影響を避けるため,試験部は上下壁を設けない構造 である。

Fig. 1 Test section and test blade

2.2 試験翼とプラズマ電極

試験翼には迎角を適宜変更できるよう回転機構が備え られている。なおPIV計測実施のため背腹が逆になった (仰向け)状態で試験翼は設置されている。また試験翼 のスパン中央周囲には φ 0.5 mmの静圧孔が合計50点設 けられており,各条件下における翼周りの圧力分布が計 測できるようになっている。

試験翼自体を埋め込み電極とし、露出電極としてポ リイミドを基材とするエッチング電極(基材厚さ25 μ m:20 mm × 800 mm, パターン厚さ21 μ m:2 mm × 800 mm)を設置し,誘電体として厚さ250 μ mのポリイ ミドテープを用いた。ポリイミドテープとエッチング電 極を厚さ50 μ mの両面テープで接着し,さらにそれらを 厚さ50 μ mの両面テープテープを用いて,露出電極の下 流が翼の前縁と一致するように固定した。プラズマ電極 からの誘起噴流は前縁から翼Suction側に沿って吹き出 される。なお翼Pressure側の電極端は放電が発生しない ように、幅5mm、厚さ $80 \mu m$ (ポリイミド基材 $50 \mu m$, 粘着剤 $30 \mu m$)のテープで覆ってある。電極の両端部は それぞれ接続処理に応じて10mm程度カットされ有効 部長さは780mm程度である。図2に電極構成を示す。

2.3 計測装置

計測には西華産業社製の2D-PIV計測システムを用い た。レーザーにはNewWave社のSoloⅢ-15(YAG532 nm, 50 mJ, 35 nsec, 15 Hz)を,計測カメラにはPCO社 製のPCO1600(1200×1600 pixel, 30 fps)を用い,デー タ解析ソフトとしてKoncerto(西華産業)を使用した。 シーディング装置はPIV Part21(西華産業)を用いト レーサーとしてDOS(セバシン酸ジオクチル)を用いた。 PIV計測用カメラをダンテック社製の3次元トラバー サーにセットし画像領域の微調整を行った。

3. 試験結果

3.1 パルス変調周波数の選定

 $Re = 4.1 \times 10^5$ 条件 (U = 15 m/s) において、プラズ マOFF時に前縁剥離流れとなる迎角26度に翼を固定し、 翼周りのCp分布を調査した。Cpの定義を(1)式に示す。 ここに ρ は空気密度 (kg/m³)、Uは風洞出口のピトー 管で計測された主流速度 (m/s)、Psは局所静圧 (Pa) である。なお大型風車翼根部では迎角30度を超えること も頻繁であり、迎角26度は現実的な迎角範囲である。

 $Cp = 2P_{e} / \rho U^{2} \cdots (1)$

図3にプラズマOFF時の翼弦長に沿った正規化長さ に対する*Cp*分布を示す。図中上側が翼のPressure側の データであり、下側が翼Suction側のデータである。X 軸の0が翼前縁に該当する。翼先端近傍のSuction側2 点の静圧孔はプラズマ電極で塞がれているため、これら の点の値は無視してよい。Suction側の*Cp*分布が前縁か ら平坦になっており、流れがほぼ前縁から剥離した状態 となっているのがわかる。

プラズマ気流制御技術においては、誘起流を間歇的

Fig. 3 Cp distributions for angle of attack of 26 $^\circ$ $(Re=4.1\times10^5,\,{\rm plasma~OFF})$

(連続放電ではなく流れの変動に同調したパルス変調制 御)に活用することが種々の流れ制御に有効である^{(3).} ^{(4),(9)-06}。図4にパルス変調制御とDuty比の概念図を示す。 基本高周波に低周波のパルス変調を加えてプラズマ放電 をON-OFFさせる。全時間に対する放電ON時間の割合 をDuty比と呼ぶ。

プラズマ基本周波数を15 kHzとし,駆動電圧5.5 kV_{0p},パルス変調周波数f = 20Hz (St数 = fc/U = 0.53), Duty比10%でプラズマONにした場合の翼周りのCp分布 を示したのが図5である。プラズマ気流制御によって Suction側のCpが大きく負側にふれていることがわかる。 前縁剥離流れが抑制されたのが明らかである。

図3と図5のCp分布を比較してわかるように, Suction側のCp値をモニタリングすることで剥離抑制の 効果を評価することができる。そこでSuction側の前縁 から3番目の静圧データをモニター圧力として,パルス 変調周波数(St数)を変えながらCp値の変化を調べた。 St数に対するCp変化を図6に示す。St = 0.5 ~ 1.0の時 にCpが最も小さな値(最大負圧)を取っていることが わかる。St数の増大とともにCpの絶対値は小さくなっ ていきSt = 10くらいで変化がなくなる。一方,Stを0.5 よりも小さくすると急激にCpの絶対値が小さくなって いくことがわかる。剥離抑制に好適なSt数範囲があるこ とが明らかである。

3.2 位相同期PIV計測の概要

本研究で用いたPIVシステムはフレームストラドリン グ¹⁸⁸を使った2次元ダブルパルスレーザーシステムであ る。このシステムは連続するカメラフレームの第1フ レームの終端近くで第1レーザーを発振させ、続く第 2フレームの開始付近で第2のレーザーを発振させて、 この2時刻間における画像の相関から速度場を求める。 レーザーの繰り返し周波数は15 Hzと低速であるが、第 1のレーザーと第2のレーザーの発信タイミングを調整 することで高速流れ(~400 m/s)に対しても瞬時の面 速度場計測が可能となっている。ただしカメラのフレー ムレートが30 fpsしかないため原理的に15 Hzまでの非 定常現象しか追えず、通常は時間平均計測に用いられる。

Fig. 4 Pulsed operation mode and duty ratio

frequency

Fig. 6 St number effect on Cp at monitoring point

これに対し流れ場の特徴的挙動に着目し、2次元定常 PIVシステムに条件抽出手法(位相同期)を組み合わせ ることで、いわばコマ送り状に高速の流動現象を把握し ようとするのが位相同期PIV計測である。すなわち、あ るイベント(ここではプラズマ放電ON)をトリガーに、 そのイベントからのズレ時刻ΔTを刻々と変えながら、 定常PIV計測を繰り返し実施していくものである。

ここでは前項で示した結果をもとに、St = 0.53 (f = 20 Hz) およびSt = 0.13 (f = 5 Hz) 時のときの翼前縁 周りの流れを、プラズマONの立上り時刻を外部位相 同期信号として設定し、位相同期PIV計測を実施した。 測定領域は前縁近傍の140 mm ×105 mm範囲である。 PIV計測実施時の状況を測定領域と共に図7に示す。

Fig. 7 PIV measurement region

3.3 プラズマOFF時の流れ場

プラズマOFF時のPIV計測結果を図8に示す。図は PIV計測時にカメラのメモリに蓄えられた約170セット のPIV計測画像を平均処理して速度の等値面図として示 したものである。前縁近傍より流れが大きく剥離してい るのが良くわかる。なお主流域の速度場計測のばらつき 誤差は平均2%程度であった。

Fig. 8 Contour map of time-averaged velocity magnitude for plasma OFF

3.4 プラズマON (St = 0.53) 時の流れ場

次に剥離抑制効果が顕著に見られたSt = 0.53 (f = 20Hz) 条件でパルス変調制御した場合の翼周り流れを 調べた結果を図9~14に示す。Tをパルス変調周波数の 一周期とした時,図9aはプラズマONから0.06T (3ms) 後の位相同期平均した速度分布図(約170セットの平均 値)を示したものであり,図9bは同時刻における瞬時 ベクトル図(領域拡大)を示したものである。

図9aで剥離剪断層には20~25 m/sになっている増 速領域が認められ、これらの領域のベクトル図には明瞭 な2つの渦構造が観察されることがわかった(図9b)。 プラズマ気流制御によって翼スパン方向に軸を持つ強い 横渦が誘起されるとともに、この横渦によって剪断層内 には増速流れが形成されるものと推察される。

(a) Contour map of phase-locked velocity magnitude

(b) Vector map of instant velocity (zoom up)

プラズマ気流制御によって誘起された横渦①は時間の 経過とともにその勢いを強め、剪断層を翼面寄りにひき つけるように作用していく。時間の経過とともに増速域 が翼面に沿うように伸びていくのがわかる。一方②の 渦は壁面から離れ主流の方に放出されていく(図10, 11, 12)。

Fig. 10 Contour map of phase-locked velocity magnitude for plasma ON (St = 0.53, Δ T = 7 ms = 0.14 T)

Fig. 11 Contour map of phase-locked velocity magnitude for plasma ON (St = 0.53, Δ T = 11 ms = 0.22 T)

- 44 -

Fig. 12 Contour map of phase-locked velocity magnitude for plasma ON (St = 0.53, Δ T = 15 ms = 0.3 T)

翼面に沿って延びた増速域はΔT = 0.4T (20 ms) く らいまで強まっていくが(図13),その後,剪断層は壁 面から少し離れるようになり、次のプラズマON直前 には安定した位置まで引き戻されるようである (図14)。 ただし次のプラズマON直前の時刻においても、プラズ マOFFには見られない増速域が剪断層内に明瞭に認め られる。図10に見られた第2の渦はこの剪断層内の増速 域に相当するものと考えられる。パルス変調周期に応じ て図9から図14の動きは繰り返し出現することになるか ら、この増速域の形成がSt = 0.53条件における強い剥離 抑制につながっていると判断できる。剥離抑制メカニズ ムとして、プラズマ気流の非定常制御によって発生する スパン方向に軸をもつ渦構造が重要な役割を担ってい ることが高精度のCFD研究によって指摘されているが¹⁹ 今回観測された渦発生とこれに伴う増速域の形成は、こ うした解釈と整合する実験事実と思われる。

Fig. 13 Contour map of phase-locked velocity magnitude for plasma ON ~(St = 0.53, $\Delta\,T$ = 20 ms = 0.4 T)

Fig. 14 Contour map of phase-locked velocity magnitude for plasma ON $~(St=0.53,~\Delta\,T=50~ms=1.0T)$

3.5 プラズマON (St= 0.13) 時の流れ場

次に、剥離抑制効果が低下したSt = 0.13 (f = 5Hz) でパルス変調制御した場合の翼周り流れを図15 ~ 17に 示す。図15はプラズマONから0.1T (20 ms)後の位相 同期平均した速度図を示したものであり、図16は0.3T (60 ms)後の流れを、図17は0.6T (120 ms)後の流れ を示したものである。図15および図16の剪断層内には22 ~ 23 m/sの増速域が観察されるが、St = 0.53の時に比 べてこれらの増速域は弱く、その領域も小さいことがわ かる。 Δ T = 120 ms = 0.6T (図17)になると増速領域 がようやく確認できる程度になってしまうことがわかっ た。剥離抑制効果と剪断層内の増速域には強い相関があ ることが確認された。

Fig. 15 Contour map of phase-locked velocity magnitude for plasma ON $(St = 0.13, \Delta T = 20ms = 0.1T)$

Fig. 16 Contour map of phase-locked velocity magnitude for plasma ON (St = 0.13, Δ T = 60 ms = 0.3 T)

Fig. 17 Contour map of phase-locked velocity magnitude for plasma ON $(St = 0.13, \Delta T = 120 \text{ ms} = 0.6 \text{ T})$

- 45 -

3.6 プラズマON (St = 133)時の流れ場

最後に 5 kHzで連続放電した場合 (St = 133)の, プ ラズマONから0.75T (150 μ s)後の翼周り流れの様子を 図18に示す。連続放電では流れ場に変化を与えられずプ ラズマOFFとの違いが認められないことがわかる。

Fig. 18 Contour map of phase-locked velocity magnitude for plasma ON (St = 133, $\Delta T = 150 \ \mu s = 0.75T$)

4. まとめ

プラズマ気流制御が2次元風車翼(NREL S825翼)の 前縁剥離流れ制御に及ぼす影響をプラズマON信号を同 期信号とした位相同期PIV計測により調べた。プラズマ 誘起流の発生周期(St数)を変えながら前縁剥離剪断層 の挙動を詳細に調査した。得られた結論は以下の通りで ある。

・位相同期PIV計測手法によって、プラズマ気流制御時の2次元翼周り流れを明瞭に把握できる。外部位相同期 PIV計測は同期信号が明確な非定常流れ場の把握に極め て有用である。

・剥離抑制が最も効果的なSt = 0.53 (f = 20Hz) の場合 は、プラズマ気流制御により強い横渦が生成され時間平 均場として剪断層に増速域が形成されることを確認した。 ・剥離抑制があまり効果的でないSt = 0.13 (f = 5Hz) の場合は、剪断層の増速域が弱くなることがわかった。 ・プラズマ連続放電:St = 133 (f = 5kHz) の場合は、 プラズマ気流制御による流れ場の変化が認められなかっ た。

参考文献

- Berg, D., Berg, J., Wilson, D., White, J., Resor, B., and Rumsey, M., "Design, Fabrication, Assembly and Initial Testing of a SMART Rotor", AIAA2011-0636 (2011).
- (2) Johnson, S.J., Case, C.P. van Dam, Berg, D.E., "Active Load Control Techniques for Wind Turbines", SANDIA Report, SAND2008-4809 (2008).
- (3) 松田寿・大友文雄・田中元史・林和夫・野田伸一・水野 末良・内田竜朗・青木一義・新関良樹・野田悦夫,"非 平衡プラズマによる気流制御(パルス変調制御の効果)", 機論B,74巻,744号(2008), pp.1667-1672.
- (4) 松田寿・田中元史・五嶋祥平・大久保辰郎・跡部隆・ 小林宙、"プラズマアクチュエータを用いた後向きステッ

プ流れの制御に関する実験的研究", ながれ, 第29巻, No.6 (2010), pp.411-416.

- (5) Moreau, E., "Airflow control by non-thermal plasma actuators", Journal of Physics D: Applied Physics, 40 (2007), pp.605-636.
- (6) 藤井孝蔵・松野隆, "DBDプラズマアクチュエーターバリア放電を利用した新しい流体制御技術", http://www.jsme-fed.org/newsletters/2007_12/no2. html#ctop, (2007).
- (7) 田中元史・野田悦夫,"非平衡プラズマを用いた気流 制御技術の動向",電気学会論文誌A, Vol.128, No.12 (2008), pp.699-702.
- (8) 深潟康二・瀬川武彦・石川仁, "プラズマアクチュエー タの基礎と研究動向", ながれ, 第29巻, No.4 (2010), pp.243-250.
- (9) Post, M.L. and Corke, T.C., "Flow Control with Single Dielectric Barrier Plasma Actuators", AIAA 2005-4630 (2005).
- (10) Göksel, B., Greenblatt, D., Rechenberg, I., Nayeri C.N. and Paschereit C.O., "Steady and Unsteady Plasma Wall Jets for Separation and Circulation Control", AIAA 2006-3686 (2006).
- (11)満尾和徳,渡辺重哉・跡部隆・大久保辰郎・内田竜朗・ 田中元史,"プラズマアクチュエータによる2次元動的 失速翼の揚力改善",日本航空宇宙学会第43期年会講演 会講演論文集,(2012) A-05.
- (12) Greenblatt, D., Schulman, M. and Ben-Harav, A., "Vertical Axis Wind Turbine Performance Enhancement using Plasma Actuators", Renewable Energy, Vol. 37 (2012), pp. 345-354.
- (13) Matsuda, H., Tanaka, M., Goshima, S., Amemori, K., Nomura, M. and Osako, T., "Experimental Study on Plasma Aerodynamic Control for Improving Wind Turbine Performance", Asian Congress on Gas Turbines 2012, P.R. China (2012), ACGT 2012-1058.
- (14) 松田寿・田中元史・雨森清行・大迫俊樹・前田多佳夫・ 鎌田泰成, "プラズマ気流制御風車翼周り流れのタフト 法可視化",第41回可視化情報シンポジウム講演論文集, Vol.33, Suppl.No.1 (2013), pp.241-246.
- (15) Tanaka, M., Amemori, K., Matsuda, H., Shimura, N., Yasui, H., Osako, T., Kamada, Y. and Maeda, T., "Field Ttest of Plasma Aerodynamic Controlled Wind Turbine", EWEA 2013 (2013), Vienna.
- (16) 松田寿・田中元史・大迫俊樹, "NACA0015翼前縁剥離 流れ制御に関する大型風洞試験", 日本ガスタービン学 会誌, Vol.41, No.4 (2013), pp.35-40.
- (17) Sommers, D.M., "Design and Experimental Results for the S825 Airfoil, Period of Performance : 1998-1999", NREL/SR-500-36346 (2005).
- (18) (社)可視化情報学会編, PIVハンドブック (2002), pp.53.
- (19) 佐藤充・岡田浩一・阿部圭晃・青野光・野々村拓・藤井 孝蔵, "DBDプラズマアクチュエータを用いた翼剥離流 れ制御の非定常流れ場解析", 第 26 回数値流体力学シン ポジウム (2012), D10-3.

International Advisory Committee Meeting 開催報告

国際委員会が管轄するInternational Advisory Committee は20名の海外委員で構成される。2008年以降,毎年 ASME Turbo Expoの期間中に開催地で委員会を開催し ており,IGTCやACGTをはじめとする学会の国際活動 に対し,国際的に広い視点から助言をいただくとともに, 各国でガスタービン学会の情報を発信していただくなど, 国際活動にご協力をいただいている。本年はDüsseldorf で開催されたTurbo Expoの3日目,6月18日(水の昼食 時に委員会を開いた。下記の11名の委員会メンバー(代 理を含む)と1名のオブザーバが参加して下さり,国際 委員会関係者6名と討論を行って,様々な助言をいただ いた。主な内容は以下の通りである。

(1) IGTC2015について

IGTC2015について、1st Circularを配布して内容を紹 介した。今後PDF版を送付するので各国で配信して欲 しいと要請し、委員各位の同意を得た。

(2) 学会の国際活動全般について

- ASME/IGTIとの協力関係について以下の現状を報告した。
 - GTSJはTurbo ExpoにParticipating Organizationと して協力しており、このMOAが2014年で期限切れ となるので、延長の手続きを行う。
- 今回のTurbo Expoでは初めてGTSJの展示ブースを 出している。今後も継続を検討している。
- ・ソウルで8月に開催するAsian Gas Turbine Congress (ACGT) 2014 について説明した。
- ・昨年の委員会で、「学会の国際活動の目的や目指すべきところを明確化し、それに向けて活動戦略をきちんと練るべきである」、「日本はガスタービンの分野でもっと強いリーダーシップをとるべきで、アジアでもリーダーとして活動すべきである」との指摘を受けたことを踏まえ、英文の学会紹介パンフレットを作成したことを報告し、その中で表明したミッションステートメントを説明した。

(3) 自由討論

- ・日本のエネルギー事情や政策の状況などについて質問 された。
- ASME Turbo Expoのアジア開催や日本の今後の対応
 について種々の意見交換があった。

Turbo Expoを北米・ヨーロッパ・アジアで回すのが よい,アジアの会議を充実させるのが望ましい,日本 は中国・韓国との会議共同開催により,アジアの会議

渡辺 紀徳 WATANABE Toshinori

のレベルを上げることにリーダーシップを発揮すると よい,などの意見が聞かれた。

 ・委員各位には更にコメントがあればメールでいただき たいと要請した。

いただいた様々な助言に関しては,国際委員会や企画 委員会,運営委員会などで対応を検討する。

今後も毎年委員会を開催し,学会の国際活動をより充 実発展させるための議論を継続していく予定である。

出席委員(順不同):

Prof. Hany Moustapha (École de technologie supérieure, Pratt & Whitney Canada)

Prof. Feng Lin (Chinese Academy of Sciences)

Prof Xiaofeng Sun (Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Prof. Jörg R. Seume (Leibniz Universität Hannover)

Dr. Alexander Wiedermann (MAN Diesel & Turbo SE)

Dr. Alessandro Sorce (University of Genoa, Prof. Traverso代理)

Prof. Shin-Hyoung Kang (Seoul National University) Prof. Reza Abhari (ETH Zürich)

Prof. John D. Denton (University of Cambridge)

Prof. Edward M. Greitzer (Massachusetts Institute of Technology)

Dr. Chunill Hah (NASA Glenn Research Center) オブザーバ:

Prof. Seung Jin Song (ASME/IGTI Board Vice-Chair, Seoul National University)

(国際委員会委員)

第25回ガスタービン教育シンポジウム報告

2014年9月11日(木),12日金の二日間にわたり,第25回 ガスタービン教育シンポジウムが,兵庫県高砂市の三菱 日立パワーシステムズ株式会社(MHPS)高砂工場にて 開催された。

この教育シンポジウムは学生や若手技術者などガス タービン初学者を対象に,ガスタービンの基礎知識を学 んで頂く目的で,第一線で活躍されている各専門家によ る講義と,実際のガスタービンとその関連の製造及び研 究開発施設等の見学を併せた企画である。今回も,1日 目に講義2テーマと特別講義および高砂タービン工場な どの見学を実施し,2日目に講義4テーマを実施した。

今年度は7月に株式会社東芝京浜事業所タービン工場 でも教育シンポジウムを開催しており,関東方面からの 参加者はほとんど無く,参加者数は60名(学生13名,社 会人47名)と,例年と比べると学生の参加者がやや少な かった。

1日目は集会行事委員会の山根委員長による開会挨拶 の後、講義2テーマと特別講義、(1)ガスタービン概論 (石坂浩一氏)、(2)ガスタービンと流体工学(坂元康朗 氏)、(3)三菱日立パワーシステムズにおけるガスタービ ンの開発(正田淳一郎氏)が行われた。その後、官学参 加者は二班に分かれて、(a)基礎技術の研究・開発を行っ ている高砂研究所、(b)ガスタービンブレードの製作を 行っているブレード工場、およびガスタービンの組立を 行っている組立工場、(c)実際に発電しながら長期実機検 証を行っている実証発電設備(T地点)の見学を行った。 一方、企業参加者はMHPSの会社紹介のビデオ、および 3件の技術講演を聴講した。

設備見学終了後,高砂社員クラブ内の洋室にて懇親会 が行われた。シンポジウム出席者の約8割の方が懇親会 に参加し,また,MHPS関係者の方のご参加もあり,会

講義風景

西村 英彦 NISHIMURA Hidehiko

場の各所で参加者同士の活発な議論と相互交流がなされ, 参加者の方には有意義な時間を過ごしていただけたと思う。

2日目は、前日に引き続きガスタービン関連の4テーマの講義、(4)ガスタービンと伝熱工学(石田克彦氏)、 (5)ガスタービンと燃焼工学(木村 武清氏)、(6)ガス タービンと材料工学(高橋孝二氏)、(7)ガスタービンと 制御工学(足利貢氏)が行われた。

それぞれの講義ではガスタービンの基礎から最新の技 術動向までを専門家の立場から説明がなされ,受講者に とって今後の研究・仕事などを進める上で多いに役立つ 内容となっており,熱心な聴講・質疑応答が行われた。

全講義終了後,2日間の講義に出席した参加者に受講 証が手渡された。また、参加者には、今後の教育シンポ ジウムの運営及び教材に関するアンケートに御協力頂い た。アンケート結果は次回以降の企画及び教材の改訂に 反映する予定である。

本シンポジウムでは昨年出版された「ガスタービン工 学」を教材として用いており、これに沿った講義を講 師の方にお願いしている。「ガスタービン工学」は学会 ホームページから購入することができ、今回の参加者の うち事前に教材を購入し受講していた方もいた。講義で は時間の都合もあり、教材の一部しか扱うことができな かったが、参加された皆様にはこの教材を有効に活用し、 ガスタービンの知識をさらに深めるのに役立てて頂けれ ば幸いである。

最後に,講義,資料等の作成・準備にご尽力して頂い た講師の先生方々に感謝すると共に,会場の提供,見学 会及び懇親会についてご協力を頂いた三菱日立パワーシ ステムズ株式会社/三菱重工業株式会社の関係者各位に 深く感謝いたします。 (集会行事委員会委員)

懇親会風景

- 48 -

「ガスタービンの最新技術と各種タービン技術の動向」をテーマに,第43回ガスタービンセミナーを下記の通り開催致します。 学会の会員,非会員を問わず,皆様のご参加をお待ちしております。

1. \square 時 : 2015年1月22日 (木)10:00 ~ 16:50 (受付開始 9:30)1月23日 (金)9:30 ~ 17:20

- 場所: 三菱重工横浜ビル 33階 3310 会議室 〒220-8401 神奈川県横浜市西区みなとみらい 3-3-1 *会場地図は、日本ガスタービン学会ホームページに掲載。
- 3. 主催 : 公益社団法人 日本ガスタービン学会
- 4. 協 賛 : エネルギー・資源学会,可視化情報学会,火力原子力発電技術協会,計測自動制御学会,自動車技術会, コージェネレーション・エネルギー高度利用センター,スマートプロセス学会,ターボ機械協会,電気学会, 日本エネルギー学会,日本ガス協会,日本機械学会,日本金属学会,日本航空宇宙学会,日本航空技術協会, 日本材料学会,日本セラミックス協会,日本鉄鋼協会,日本伝熱学会,日本トライボロジー学会, 日本内燃機関連合会,日本内燃力発電設備協会,日本燃焼学会,日本非破壊検査協会,日本品質管理学会, 日本マリンエンジニアリング学会,日本流体力学会,腐食防食協会,溶接学会
- 5. セミナープログラム テーマ: 「ガスタービンの最新技術と各種タービン技術の動向」

第1日目〔1月22日(木)〕

```
※講演時間には質疑応答の時間を含む。
```

会

「セッ	「セッション I : 最新技術動向(1)」								
1	10:00-11:00	JAXAにおける航空エンジン環境適合性向上技術の研究開発計画	(独)宇宙航空研究開発機構 西澤 敏雄 氏						
2	11:00-12:00	PW1100G-JM のエンジン開発	(一財)日本航空機エンジン協会 佐藤 篤 氏						
「セッションⅡ:最新技術と各種タービン技術動向(1)」									
3	13:30-14:30	小型ビジネスジェット用 HF120 ターボファンエンジンの開発	(株)本田技術研究所 野田 悦生 氏						
4	14:30-15:30	ロケットエンジン用ターボポンプのタービン技術	(独) 宇宙航空研究開発機構 内海 政春 氏						
5	15:50-16:50	車両過給機用タービンの空力性能開発	(株) IHI 山方 章弘 氏						

第2日目〔1月23日(金)〕

「セッ	「セッションⅢ:最新技術動向(2)」									
6	9:30-10:30	次世代大型燃料電池SOFCとGTコンバインド発電の 可能性	三菱日立パワーシステムズ (株) 小林 由則 氏							
7	10:30-11:30	6F Gas Turbine Flange to Flange Upgrade at Hitachi Zosen Ibaraki Power Station, to Improve Plant Performance and Meet Market Needs	GE Power & Water Jean Rebeille 氏							
8	13:00-14:00	水素燃料焚き燃焼器の開発	川崎重工業(株) 小田 剛生 氏							
9	14:00-15:00	石炭ガス化複合発電向けドライ低 NOx 燃焼器の開発	三菱日立パワーシステムズ (株) 浅井 智広 氏							
10	15:20-16:20	中低温熱回収 Variable Phase Cycle 発電システム	三井造船(株) 難波 浩一 氏							
11	16:20-17:20	蒸気タービンの現状と将来の動向	(株)東芝 富永 純一 氏							

(1) 「JAXAにおける航空エンジン環境適合性向上技術の研究開発計画」

(④) 宇宙航空研究開発機構(JAXA)航空本部では、将来の超高バイパス比エンジンの環境適合技術と我が国の国際競争力の向上を目指し、ファンおよび低圧タービンの空力効率向上と軽量化の技術に関する研究開発(高効率軽量ファン・タービン技術実証)、コアエンジンの熱効率向上、NOx 排出低減,排気ジェット騒音低減の各技術に関する研究開発(グリーンエンジン技術研究開発)を進めている。本講演では、そのエンジン環境適合性向上技術の研究開発計画について紹介する。

(2) 「PW1100G-JMのエンジン開発」

(一財)日本航空機エンジン協会 佐藤 篤 氏) PW1100G-JMエンジンは、エアバス社が開発中のA320neo (New Engine Option)の搭載エンジンの一つに選定された次世 代エンジンであり、米日独間で国際共同開発を開始した。本エンジンは、先進ギヤシステムを適用したGTF (Geared Turbo Fan)形態を採用して高い推進効率を実現し、かつ先進複合材技術や最新要素技術を組み合わせ、燃料消費率・排気ガス・騒 音レベルの改善を図っている。本講演では、PW1100G-JMエンジンのプログラムと技術を紹介する。

(3) 「小型ビジネスジェット用HF120ターボファンエンジンの開発」

((株) 本田技術研究所 野田 悦生 氏)

会

Honda Jetに搭載されるHF120ターボファンエンジンをGeneral Electric社と共同で開発した。両社の優れた技術を投入し、 小型エンジンでトップクラスの軽量、低燃費、低エミッションをねらった。Honda単独で開発したHF118エンジンに対して HF120は燃費3%, 推重比17%の向上を達成し、エミッションについては、このクラスの小型エンジンでは規制対象になって いない、大型エンジンに対する規制値を満足した。本講演では、2013年12月に米国連邦航空局の型式認定を取得したHF120 エンジンについて紹介する。

(4) 「ロケットエンジン用ターボポンプのタービン技術」

(独) 宇宙航空研究開発機構 内海 政春 氏) ロケットエンジンの心臓部であるターボポンプは、軸系の高速回転によって小型化が図られており、打上げ能力向上に寄与し ている。タービンにおいては小型仕様に対応した性能・効率向上のほか、高速回転に対する構造や振動への対応が重要な技術 課題となる。本講演では、ロケットエンジンの開発過程におけるトラブル事例や解決方法などを中心にロケット仕様に対する タービン技術を紹介するとともに、諸外国の技術動向や最新の研究動向について述べる。

(5) 「車両過給機用タービンの空力性能開発」

((株) IHI 山方 章弘 氏) 近年,自動車のCO₂排出量規制に伴い,欧州を中心にダウンサイジングによる低燃費化が進んでおり,小排気量化に伴う出力 の低下を改善する手段として,過給機の需要が増加している。特に乗用車では,街乗りで頻度の高いエンジン低速域から定格 出力を発生する高速域までの全域で,燃費および加速性の改善が求められており,過給機メーカー各社ともワイドレンジで高 応答な過給機の開発に注力している。本講演では、上記ダウンサイジング過給エンジン向けに,近年弊社で行なっている車両 過給機の空力性能開発事例について紹介する。

(6) 「次世代大型燃料電池SOFCとGTコンバインド発電の可能性」

(三菱日立パワーシステムズ(株) 小林 由則 氏) SOFC(固体酸化物形燃料電池:Solid Oxide Fuel Cell)は高温作動の次世代燃料電池であり、その高温排熱と残燃料を他の 発電システム(例えばGT)と複合利用することで、より高効率の発電システムを構成することができる。当社ではこのような SOFCの大型高効率発電システムとしての可能性に注目して、これまでに要素・システム両面の開発を進めてきた。本講演で は、NEDO研究にて取り組んできたSOFC-MGTハイブリッドシステム、及びトリプルコンバインドシステムに向けた要素技 術開発の進捗状況について紹介する。

(7) 「6F Gas Turbine Flange to Flange Upgrade at Hitachi Zosen Ibaraki Power Station, to Improve Plant Performance and Meet Market Needs」

(GE Power & Water Jean Rebeille 氏)

ガスタービンコンバインドサイクル発電所を長期に渡って運営する際,発電所の経年劣化や法令の改訂(特に排気など環境関 連)など適宜対応していく必要があるが,対応策の1つとしてガスタービンの交換がある。最新技術の投入により出力,効率, 排出量の大幅改善のみならず,最新制御システムによる最適な運用が可能となる。本講演では,その手法と利点を,日立造船 殿茨城発電所で行ったガスタービン交換事例を参考に具体的に紹介する。

(8) 「水素燃料焚き燃焼器の開発」

(川崎重工業(株) 小田 剛生 氏) ガスタービンで水素ガスを利用する場合、ガスタービン本体の中では、燃焼器の水素対応可否が主な技術課題となる。水素ガ スは燃焼速度が速いことから、希薄予混合燃焼方式を採用したDLE(Dry Low Emissions)燃焼器では逆火のリスクが増加し、 利用が困難とされている。一方で、拡散燃焼器を使用する場合は、燃焼ガス温度が高いことから、天然ガス焚き時と比べて、 NOx排出が大幅に増えることが分かっている。本講演では、当社の水素ガス利用に向けたガスタービン燃焼器の開発への取り 組みと現状について紹介する。 (9) 「石炭ガス化複合発電向けドライ低NOx燃焼器の開発」

(三菱日立パワーシステムズ(株) 浅井 智広氏) 石炭ガス化複合発電向けドライ低NOx燃焼技術として「マルチクラスタ燃焼器」の開発を進めている。この燃焼器は、同軸に 配置した燃料ノズル1本と空気孔1個を基本構成要素とし、この組合せを多数備える。燃料と空気の同軸噴流を用いた急速混合 による低NOx燃焼、および火炎浮上による逆火防止の2つの技術から成る。本講演では、この技術の概要と石炭ガス化発電パ イロットプラントの試験結果を中心に、燃焼器の開発状況を紹介する。

(10) 「中低温熱回収Variable Phase Cycle発電システム」

(三井造船(株) 難波 浩一氏) 工場排熱や温泉熱源などの70℃から250℃程度の中低温熱エネルギーを利用する三井造船のバイナリー発電システムについて 述べる。米国Energent社との技術提携により導入したVariable Phase Cycleでは、加圧・加熱した低沸点作動媒体を管状ノズ ルに通して、細かい均質な気液2相流をつくりタービンを駆動する。本講演では、本発電システムを舶用低速ディーゼルエン ジンの陸上試験機へ搭載して排熱回収を行った事例を紹介し、本システムの有効性を示す。

(11) 「蒸気タービンの現状と将来の動向」

((株) 東芝 富永 純一 氏)

会

発電プラントの中核機器である蒸気タービンは、19世紀に原動機として初めて実用化されて進歩してきたが、近年のグローバル化による競争激化やCO2排出量削減の社会的要求などの要因により、現在もその技術開発が盛んに行われ、発展し続けている。本講演では、蒸気タービンの効率向上および信頼性向上に関する技術の現状と将来の動向について紹介する。

7. 参加要領

1) 参加費(税込)	: ◆主催および協賛団体会員	2日間 27,000円 1日のみ 19,440円
	◆学 生 会 員	5, 400円
	◆会 員 外	2日間 37,800円 1日のみ 27,000円
	◆会員外 (学生)	8, 640円
	◆資料のみ	1冊 5,400円(残部ある場合)

2)申込方法: 申込書に所属,氏名,加入学協会名,GTSJ会員は会員番号等必要事項を明記の上,下記事務局宛 2015年1月15日(木)までにお送り下さい。 日本ガスタービン学会ホームページからも申込ができます。 また,参加費につきましては2015年1月21日(水)までに以下の方法にてお支払い下さい。 支払い期日に間に合わない場合には事務局までご連絡ください。
・郵便振替 00170-9-179578
・銀行振込 みずは銀行 新宿西口支店 (普)1812298
・現金書留
* 口座名はいずれも,「シャ)ニホンガスタービンガッカイ」です。

 〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13-402

 Tel. 03-3365-0095
 Fax. 03-3365-0387

 URL. http://www.gtsj.org
 E-Mail gtsj-office@gtsj.org

資料集・ネームカードは当日受付にてお渡しします。

次号予告 日本ガスタービン学会誌2015年1月号 (Vol.43 No.1) 特集「ガスタービンに関わる国内外の学術会議等」 ガスタービン・ジェットエンジンに関する主要な国内会議の俯瞰と整理 船崎 健一(岩手大学)他 ガスタービン・ジェットエンジンに関する主要な国際会議の俯瞰と整理 国際委員会 日本ガスタービン学会主催会議・行事の歴史と概要 学術講演会委員会・集会行事委員会 ACGT2014報告 ACGT実行委員会/ACGT2014の見聞記 畠谷 尊明(東京理科大学) IGTCの歴史とIGTC2015の予告 IGTC2015実行委員会 アーヘン工科大学におけるターボ機械研究見聞 井上智博(東京大学),佐久間康典(東京大学) 「第42回定期講演会(熊本)特集」 「パネルディスカッション報告」船橋 信之(火力原子力発電技術協会),渡辺 紀徳(東京大学),壹岐 典彦 (産業技術総合研究所),高橋 徹(電力中央研究所),伊藤 栄作(三菱重工業)・岸部 忠晴(三菱日立パ ワーシステムズ),合田 真琴(川崎重工業),米澤 克夫(IHI),齊藤 大蔵(東芝) 「特別講演報告」マグネシウム新時代の到来 -KUMADAIマグネシウム合金- 河村 能人(熊本大学) ※タイトルは変更する可能性があります。

第43回ガスタービンセミナー (2015年1月22,23日) 申込書

日本ガスタービン学会 行 <u>FAX 03-3365-0387</u> TEL 03-3365-0095

会社名	
所在地	Ŧ
ΤΕL	
FAX	

参加者名(所在地・連絡先が所属により異なる場合には、本用紙をコピーして別シートにご記入下さい。)

フリガナ 氏 名	所	属	T E L F A X E-MAIL	所属学協会 GTSJの加会員 No.をご記入下さい	参加日 O印をっけて下さい
					22 • 23
					22 • 23
					22 • 23
					22 • 23
					22 • 23

【事務局への連絡事項】

	2日間	人数	1日のみ	人数	合計金額		
正 会 員	27,000円		19,440円		円		
学生員	5,400円		5, 400円		円		
会員外	37,800円		27,000円		円		
会員外(学生)	8,640円		8,640円		円		
支払予	定日:	月	日	支払金額	円		
 払込方法 : (○をつけてください。) 1. 銀行振込(みずほ銀行 新宿西口支店 普通 1812298) 2. 郵便振替(00170-9-179578) 3. 現金書留 * 口座名はいずれも、「シャ)ニホンガスタービンガッカイ」です。 							
請求書の発行:	要	(宛名:) ・ 不要		
領収証の発行(当日対	お渡しします): 要	(宛名:) · 不要		

IGTC2015実行委員会

会

既にご案内しておりますように、『2015年国際ガスタービン会議東京大会(IGTC2015)』は、虎ノ門ヒルズを会場として、2015年11月15印~20日金の日程で開催されます。

下記にお示しする重要日程のとおり、アブストラクトの受付(註※)を開始いたしました。

会員のみなさまからの講演申込を心よりお待ちしております。

また,国内外の関係者の方にもご案内いただけましたら,幸甚に存じます。

なお、国際会議詳細は下記のホームページをご覧下さい。

記

- 会議名
 : International Gas Turbine Congress 2015 Tokyo (2015年国際ガスタービン会議東京大会)
- 2. 会議場所 : 虎ノ門ヒルズ フォーラム (虎ノ門ヒルズ4階・5階)
- http://toranomonhills.com/ja/
- **3. 会期** : 2015年11月15日(日)-20日(金)
- **重要日程(論文関係)**:
 2015年1月31日 アブストラクトの締め切り
 2015年2月28日 採択通知
 2015年4月30日 ドラフト論文提出

 2015年8月31日 最終論文提出
- 5. ホームページ:

http://www.gtsj.org/english/igtc/IGTC2015/ 講演アブストラクト受付ページへは,

https://controls.papercept.net/conferences/scripts/start.pl の [Submit a contribution to IGTC2015] をクリックしてください。

(註※) IGTC2015では、電子投稿・査読システム(PaperCept)を採用しています。講演申込に際しては、共著者を含む著者全員にPersonal Identification Number (PIN)を取得して頂く必要があります。代表著者が、共著者のPINを代理登録することも可能ですが、PINは一人一つが原則ですので、共著者のPINを登録する際は、共著の方がすでにPINを取得されているかどうか、確認いただくようお願いします。

2014年度第2回見学会開催のお知らせ(予告)

2014年度第2回見学会を下記のように計画しております。 詳細につきましては,決まり次第,当学会webページでお知らせいたします。

- 1. **日 程** : 2015年2月初旬を予定
- 2. 見 学 先 : 防衛省技術研究本部 航空装備研究所 (東京都立川市栄町1-2-10)
- 3. 参加資格 : 日本ガスタービン学会会員。日本国籍の者に限る。
- 4. 参加要領 : 参加費, 申込方法などは後日当学会webページに掲載いたします。

○本会共催・協賛・行事○

主催学協会	会合名	共催 /協賛	崔 開催日 会場		詳細問合せ先
日本機械学会 関西支部	ステップアップ・セミ ナー2014「イノベーショ ンと価値創造のための技 術経営」	協賛	2014/11/25	大阪科学技術センター 8階中ホール	日本機械学会関西支部 TEL:06-6443-2073,FAX:06-6443-6049 E-MAIL:info@kansai.jsme.or.jp
日本機械学会 関西支部	第335回講習会「切削加工 の基礎から最新技術まで~ 切削加工の基礎理論を理解 して最新技術を学ぶ~」	協賛	2014/12/4-5	大阪科学技術センター 8階中ホール	日本機械学会関西支部 TEL:06-6443-2073,FAX:06-6443-6049 E-MAIL:info@kansai.jsme.or.jp
日本マリンエンジ ニアリング学会	技術者継続教育2014「先 進コース」講習会(「舶用 燃料とその燃焼」「推進軸 系」「機装設計II」)	協賛	2014/12/4-5, 2015/1/15-16, 2015/2/26-27	東京海洋大学 越中島会館多目的教室, 三宮研修センター 会議室, サンポートホール高松 6階62会議室	日本マリンエンジニアリング学会 http://www.jime.jp
東京大学 生産技術研究所	文部科学省HPCI戦略プロ グラム第5回「分野4 次世代ものづくり」シン ポジウム	協賛	2014/12/5	理化学研究所 計算科学研究機構 1F セミナー室	東京大学生産技術研究所革新的シ ミュレーション研究センター事務局 TEL:03-5452-6661,FAX:03-5452-6662 E-MAIL:office@ciss.iis.u-tokyo.ac.jp
日本航空宇宙学 会	第55回航空原動機・宇宙 推進講演会	共催	2015/3/9-10	富山国際会議場	日本航空宇宙学会 http://www.jsass.or.jp/propcom
日本工学会	第5回世界工学会議 (WECC2015)	回世界工学会議 CC2015) 協賛 2015/11/29-		国立京都国際会館	日本工学会 WECC2015担当 http://www.congre.co.jp/wecc2015/ja/
日本機械学会	第12回動力エネルギー 国際会議(ICOPE2015)	協賛	2015/11/30-12/4	パシフィコ横浜	ICOPE-15 実行委員会 icope15@jsme.or.jp

▷入会者名簿 <

〔正会員〕

高橋	聰(I	Н	I)	中西	佑太(I	Н	I)	白石松	太郎(安 積	濾 紙)	入交昭	了一郎((有)入交昭一郎)
岡田竜	式期(川幅	う 重 工	業)	久保	博史(川	崎重コ	【業)	林	浩平(川崎)	重工業)	武藤	吉彦(川崎重工業)
向井	康弘(関 i	西 電	力)	小林	大輔(中	部 電	力)	吉葉	史彦(電力中	中央研究所)		
長沼	宏一(東京	建設コ	ンサルタント)	都築	宣嘉(東)	京工業フ	大学)	平山	龍(東	芝)	田浦	裕生(長岡技術科学大学)
佐藤	英夫(富	士石	油)	鴨志田	徹也(三	菱重긬	[業)	長谷	貴昭(三菱)	重工業)	藤原	宏介(三菱重工業)
岡峰	龍之介(三	菱日玉	とパワーシス	(テムズ)	齋萠	憲憲	作(三菱H	日立パワーシ	(ステムズ)	若松	宏史(三菱日	立パワーシステムズ)

〔学生会員〕

久保田貴大(関	」西	大	学)	高野	圭治(関 西 大 学)	藤原	司(関西大学)	前原	知浩(関西大学)
和久本 剛(関	」西	大	学)	安藤	宏晃(高知工科大学)	松本	貴大(高知工科大学)	廣瀬	大紀(芝浦工業大学)
岩村 拓哉(東	〔京	大	学)	衣川	輝(立命館大学)				

2014年度役員名簿

会長 藤谷 康男 (MHPS)

- 副会長 田沼 唯士 (帝京大)
- 法人管理担当執行理事 伊東 正雄(東芝), 鈴木 健(IHI), 幡宮 重雄(日立), 正田 淳一郎(MHPS)
- 公益目的事業担当執行理事 壹岐 典彦(産総研), 岡崎 正和(長 岡技科大), 佐藤 哲也(早大), 武 浩司(川崎重工), 辻田 星 歩(法政大), 春海 一佳(海技研), 姫野 武洋(東大), 山根 敬(JAXA), 山本 誠(東京理科大)
- 理事 桂田 健 (JAL), 松崎 裕之 (東北電力), 渡辺 和徳 (電中 研), 渡邉 啓悦 (荏原), 藁谷 篤邦 (本田技術研究所)
- 監事 塚越 敬三 (MHPS), 藤綱 義行 (東京農工大)

2014年度委員名簿(順不同)

2014年6月26日現在 ○は委員長

- 倫理規定委員会 ○幡宮 重雄(日立), 鈴木 健(IHI), 伊東 正雄(東芝), 正田 淳一郎(MHPS), 山根 敬(JAXA), 春海 一佳(海技研)
- 自己点検委員会 ○幡宮 重雄(日立), 鈴木 健(IHI), 伊東 正雄(東芝), 正田 淳一郎(MHPS), 山根 敬(JAXA), 春海 一佳(海技研)
- 運営委員会 ○鈴木 健(IHI),幡宮 重雄(日立),正田 淳一郎(MHPS),伊東 正雄(東芝),山根 敬(JAXA),壹岐 典彦(産総研),春海 一佳(海技研),太田 有(早大),酒井 義明(東芝),村田 章(東京農工大),堀内 直人(東京電力),渡辺 紀徳(東大),安田 聡(MHPS),塚原 章友(MHPS)
- **企画委員会** ○正田 淳一郎 (MHPS), 鈴木 健 (IHI), 幡宮 重雄 (日立), 山根 敬 (JAXA), 壹岐 典彦 (産総研), 春海 一佳 (海技研), 渡辺 紀徳 (東大), 塚原 章友 (MHPS)
- 国際委員会 ○仲俣千由紀(IHI), 岡井 敬一(東大), 太田 有 (早大), 小森 豊明(三菱重工), 葉狩 智子(川崎重工), 福田 雅文(高効率発電システム研), 船崎 健一(岩手大学), 松田 寿 (東芝), 三好 市朗(MHPS), 山根 敬(JAXA), 山本 誠(東 京理科大), 渡辺 紀徳(東大)
- 学術講演会委員会 ○春海 一佳(海技研),山本 武(JAXA),楠田 真也(IHI),斉藤 圭司郎(三菱重工),渋川 直紀(東芝),高橋 康雄(MHPS),武田 淳一郎(富士電機),玉井 亮嗣(川崎重工),姫野 武洋(東大),平野 孝典(拓殖大),松沼 孝幸(産総研),渡辺 裕章(電中研)
- 集会行事委員会 ○山根 敬 (JAXA), 尾関 高行 (電中研), 木村 武清 (川崎重工), 澤 徹 (東芝), 鈴木 正也 (JAXA), 瀬川 武彦 (産総研), 辻田 星歩 (法政大), 中村 友行 (防衛省), 西 江 俊介 (三井造船), 西村 英彦 (MHPS), 浜辺 正昭 (IHI), 藤井 達 (日立), 細川 哲也 (JALエンジニアリング), 山形 通史 (富士電機), 吉田 征二 (JAXA), 藁谷 篤邦 (本田技術研究所)
- ガスタービン技術普及委員会 ○岡崎 正和(長岡技科大),秋山 陵 (日立),賀澤 順一(JAXA),木村 武清(川崎重工),齊藤 大蔵(東芝),檜山 貴志(三菱重工),福山 佳孝(JAXA),古 川洋之(IHI),細川 哲也(JALエンジニアリング),宮原 忠 人(エネルギーアドバンス),村田 章(東京農工大),屋口 正次 (電中研),山本 誠(東京理科大),渡辺 紀徳(東大)
- 学会誌編集委員会 ○壹岐 典彦(産総研), 荒木 秀文(MHPS), 有岡 和也(三井造船), 石川 揚介(東芝), 加藤 千幸(東大), 阪井 直人(川崎重工), 櫻井 一郎(元JAL), 佐藤 哲也(早大), 潮崎 成弘(MHPS), 鈴木 康文(防衛省), 辻田 星歩(法政大),

寺澤 秀彰 (東京ガス), 寺本 進 (東大), 中野 健 (IHI), 中野 剛 (JALエンジニアリング), 新関 良樹 (東芝), 野原 弘 康 (ダイハツディーゼル), 北條 正弘 (JAXA), 堀内 直人 (東 京電力), 松崎 裕之 (東北電力), 三鴨 正幸 (中部電力), 山下 一憲 (荏原製作所), 吉野 展永 (IHI), 渡辺 和徳 (電中研), 渡邉 啓悦 (荏原製作所)

会

- 論文委員会 ○寺本 進 (東大), 壹岐 典彦 (産総研), 石田 克 彦 (川崎重工), 太田 有 (早大), 加藤 大 (IHI), 幸田 栄 一 (電中研), 柴田 貴範 (MHPS), 田頭 剛 (JAXA), 姫野 武 洋 (東大), 船崎 健一 (岩手大学), 山根 敬 (JAXA), 山本 武 (JAXA), 山本 誠 (東京理科大), 吉岡 洋明 (愛媛大), 渡 辺 紀徳 (東大)
- 統計作成委員会 ○武 浩司 (川崎重工),恵比寿 幹 (三菱重工),
 澤 徹 (東芝),野村 藤樹 (ターボシステムズユナイテッド),
 原田 純 (川崎重工),山上 展由 (MHPS),山上 舞 (IHI),
 吉田 知彦 (MHPS),米田 幸人 (ヤンマー)
- 產官学連携委員会 ○渡辺 紀徳(東大), 壹岐 典彦(産総研), 岡崎 正和(長岡技科大), 金津 和徳(IHI), 幸田 栄一(電 中研), 佐々木 隆(東芝), 永井 勝史(川崎重工), 西澤 敏雄 (JAXA), 幡宮 重雄(日立), 平野 篤(防衛省), 福泉 靖史 (三菱重工), 藤岡 順三(物材研), 船﨑 健一(岩手大), 古川 雅人(九州大), 本阿弥 眞治(東京理科大), 吉田 英生(京大)
- 広報委員会 ○村田 章 (東京農工大),酒井 義明 (東芝),佐藤 哲也 (早大),高橋 康雄 (MHPS),岡崎 正和 (長岡技科大), 姫野 武洋 (東大),吉田 征二 (JAXA),山根 敬 (JAXA)
- 表彰委員会 ○田沼 唯士(帝京大),春海 一佳(海技研),壹岐 典彦(産総研),児玉 秀和(IHI),幡宮 重雄(日立),山根 敬(JAXA),姫野 武洋(東大)
- 情報システム化推進委員会 ○村田 章 (東京農工大),酒井 義明 (東芝),佐藤 哲也 (早大),高橋 康雄 (MHPS),岡崎 正和 (長岡技科大),姫野 武洋 (東大),吉田 征二 (JAXA),山根 敬 (JAXA)
- 調査研究委員会 ○壹岐 典彦 (産総研), 松沼 孝幸 (産総研), 伊藤 栄作 (三菱重工), 岸部 忠晴 (日立), 合田 真琴 (川崎重 工), 齊藤 大蔵 (東芝) 高橋 徹 (電中研), 原田 広史 (物材 研), 米澤 克夫 (IHI), 渡辺 紀徳 (東大)
- ACGT2014 実行委員会 ○山本 誠 (東京理科大),小森 豊明 (三菱重工),葉狩 智子 (川崎重工),山根 敬 (JAXA)
- IGTC2015Tokyo 実行委員会 ○渡辺 紀徳 (東大), 姫野 武洋 (東大), (総務委員会) 〇西澤 敏雄 (JAXA), 牧田 光正 (JAXA), 小見 淳介 (IHI), 沼田 祥平 (MHPS), (論文委員会) 〇太田 有 (早大), 寺本 進 (東大), 山本 誠 (東京理科大),西岡 卓宏(日立),辻田 星歩(法政大),山根 敬(JAXA),山本 武(JAXA),吉岡 洋明(愛媛大),岡井 敬 一 (東大). 新関 良樹 (東芝). 玉木 秀明 (IHI). 仲俣千由 紀(IHI), 葉狩 智子(川崎重工), 福田 雅文(高効率発電シス テム研), 三好 市朗 (MHPS), 幸田 栄一 (電中研), 田頭 剛 (JAXA), 檜山 貴志 (MHPS), 長谷川 武治 (電中研), 茨木 誠一(三菱重工),三浦 信祐(防大),小田 豊(関西大),(展示 委員会) 〇松田 寿 (東芝), 北山 和弘 (東芝), 猪亦 麻子 (東 芝), 岡村 直行 (東芝), 石川 智貴 (東芝), 種橋 信哉 (GE), 井上 俊彦 (川崎重工), 原田 純 (川崎重工), 吉國 孝之 (I HI),藤木 貴子 (IHI),西村 真琴 (MHPS),吉田 知彦 (MHPS), 山形 通史 (富士電機), 牧野 敦 (JAXA), (行事委員 会) ○大石 勉(IHI), 山上 舞(IHI), 酒井 英司(電中研), 藤本 秀 (IHI), 堀川 敦史 (川崎重工), 吉田 征二 (JAXA), (財務委員会) 〇井上 洋 (MHPS), 後藤 仁一郎 (MHPS), 鎌 田 直人 (MHPS), 廣川 順一 (IHI)

日本ガスタービン学会入会のご案内

日本ガスタービン学会は、「エネルギー」をいかにして効率よく運用し、地球規模の環境要請に応える かを、ガスタービンおよびエネルギー関連分野において追求する産学官民連携のコミュニティーです。

会員の皆様からは,「ガスタービン学会に入会してよかったと思えること」の具体例として次の様な声 が寄せられています:

- タテ(世代)とヨコ(大学,研究機関,産業界)の交流・人脈が広がった。
- ・学会誌が充実しており、学会・業界・国外の専門分野の研究動向や技術情報が効率的に得られた。
- ガスタービンに熱い思いを持った人達と、家族的雰囲気で階層を意識せず自由な議論ができ、専門家の指導を得られた。

学会の概要(2013年3月現在)

会員のメリット

個人会員(正・学生会員):

学会誌無料配布(年6回),学術講演会の論文発表・学会誌への投稿資格,本会主催の行事の参加 資格と会員参加費の特典,本会刊行物の購入資格と会員価格の特典,調査研究委員会等への参加 賛助会員:

学会誌の無料配布,学会誌広告・会告掲載(有料),新製品・新設備紹介欄への投稿,本会主催行 事参加および出版物購入について個人会員と同等の特典

入会金	会費 (年額)	後期入会時 会費(初年度のみ)
500円	8,000円	4,000円
500円	5,000円	2,500円
500円	2,500円	1,250円
1,000円	一口 70,000円とし,一口以上	一口 35,000円
	入会金 500円 500円 500円 1,000円	入会金会費(年額)500円8,000円500円5,000円500円2,500円1,000円-口70,000円とし,一口以上

入会金と会費(2013年度から)

※当該年度3月1日現在

後期・・・9月1日~翌2月末まで

会

入会方法

学会ホームページにて入会手続きができます(http://www.gtsj.org/index.html)。 学会事務局にお電話いただいても結構です。申込書を送付致します。

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402 電話番号:03-3365-0095 E-mail: gtsj-office@gtsj.org

- 56 -

秋も深まり肌寒さが徐々に増す中で、本格的な冬の到 来を感じる季節になりました。昨年から今年にかけての 冬は関東甲信地方を中心に記録的な大雪に見舞われまし た。近年、世界各地で豪雨、豪雪、干ばつ、猛暑などの 人々の生活に大きな影響を与える異常気象が起きており, その頻度が増しております。この原因として、地球温暖 化との関連性が取り沙汰されています。温暖化が大気中 の水蒸気量を増加させるとともに、異常気象が起こる頻 度を数十年単位から、特に中緯度の地域において短期化 させているなどの報告がみられます。ガスタービン関連 設備においても、このように頻発する異常気象への対策 を講じる必要性が、今後一層増していくものと予想され ます。実際に昨年の冬は各地での例年にない降雪量のた めに、電力会社のガスタービンは吸気フィルタ凍結等に より、設備に出力の制約がかかるような事例が生じたと の情報もあり、安定的な電力供給のためにはガスタービ ンコンバインドサイクル発電設備の大雪に対する対策強 化が望まれます。一方で地球温暖化については、その要 因の一つとされている二酸化炭素などの温室効果ガスの 排出量の削減のために,世界的な取組みが進められてお ります。ガスタービンに関してもその削減のために、さ らなる高効率化が要求されており、精力的な研究開発が 各国で行われております。温暖化を引き起こすことによ り自然現象に影響を与えた代償として、異常気象に伴う 新たな課題への対応を迫られる構図となっております。 温暖化と異常気象の因果関係については未だ研究の段階 にあるようですが、これらに関わるガスタービンに課せ られた問題を解決していくには、やはり自然にやさしい 高効率なガスタービンおよびそのシステムを開発してい くことが最善策であることは明らかです。

本特集では大雪対策が必要な寒冷環境下を中心として, 海洋や砂漠地域なども含む過酷環境で使用される発電用 ガスタービンに対する,ユーザーやメーカーの知見およ び関連する研究開発の現状について紹介しました。また, 高高度で低温定圧環境下での安定運転が要求される航空 用のガスタービンに関する,着氷などを含む寒冷環境で の問題への対策および研究開発の動向,さらに小型軽量 化のために過酷な高速回転下での駆動を強いられる,ロ ケットエンジン用ターボポンプのタービン技術の動向に ついても紹介しました。

最後になりましたが、本号刊行にあたり執筆者の方々 にはお忙しい中、原稿執筆を快くお引受け頂いたことに 編集担当者一同感謝いたします。 (辻田星歩)

●11月号	テアン	シエイ	トエディター	
辻田	星歩	(法政)	大学)	
●11月号	計担当約	扁集委員	員	
石川	揚介	(東芝))	
北條	正弘	(宇宙)	航空研究開発	機構)
堀内	直人	(東京管	電力)	

(表紙写真) 今回の表紙については、【論説・解説】の著者より流用 またはお借りしております。 詳細については、各記事をご参照ください。 ・「上越火力発電所 ガスタービン吸気フィルタの防雪・ 凍結防止対策について」 (P.495 ~ 500) ・「過酷環境に対する中小型ガスタービンについて」 (P.507 ~ 512) ・「寒冷地におけるマイクロ・ガスタービン・コジェネ レーション・システムの構築と課題」… (P.513 ~ 518) ・「ロケットエンジン用ターボポンプのタービン技術」 (P.529 ~ 534)

マンドリアンドリアンドリアンドリアンドリアンドリアンドリアン

今年も残すところ,一ヶ月あまりとなりました。みなさま にとって2014年はどのような年でしたか?

今年はオリンピック冬季大会がソチで開かれました。フィ ギュアスケートでは若い人たちの活躍が目立っていました。 これは昨年,2020年夏季オリンピックが東京で開催されるこ とが決定したことと合わせて,鍛練の日々を送る若者たちに とって一層の励みとなったことでしょう。スポーツでは他に, サッカーのワールドカップもブラジルで開催されました。大 会期間中は,寝不足のまま,職場へ,大学へ向かわれた方も いらしたのではないかと思います。また,文化面で言えば, ディズニー映画『アナと雪の女王』が大ヒットしました。そ の主題歌「Let It Go」は社会現象になったほどです。

私自身はこれといって大きな変化もなく,おそらく変化も ないまま,2014年を終えることになりそうです。ただ,2014 年の元日にたてたいくつかの個人的な目標は,なんとかクリ アできそうです。ささいな目標ではありますが,それでも達 成感を味わうことは「次」を始める原動力となります。

さて、ちょうどー年後には、本学会主催の国際会議 「IGTC2015Tokyo」が虎の門ヒルズで開催されます。事務局 スタッフとして微力ながらお手伝いしたいと思っております。 (川崎)

学会誌編集および発行要領(抜粋)

2014年6月25日制定

- 1. 本会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 依頼原稿:学会誌編集委員会(以下,編集委員 会)がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原 稿。執筆者は本学会会員(以下、会員)外でもよい。
 - 投稿原稿:会員から自由に随時投稿される原稿。 執筆者は会員に限る。
 - C. 学会原稿:本学会の運営・活動に関する記事(報 告,会告等)および会員による調査・研究活動の成 果等の報告。
- 2. 依頼原稿および投稿原稿は、論説・解説、講義、技 術論文,速報(研究速報,技術速報),寄書(研究だ より、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、 情報欄記事の掲載欄に掲載することとし、刷り上がり ページ数は原則として以下のとおりとする。

論説・解説 講義	6ページ以内
技術論文	技術論文投稿規定による
速報	4ページ以内
寄書,随筆	3ページ以内
書評	1ページ以内
情報欄記事	1/2ページ以内

- 3. 依頼原稿の執筆者は、本会誌の原稿執筆要領に従っ て原稿を執筆し、編集委員会事務局(以下、編集事務 局)まで原稿を提出する。編集事務局の所在は付記1 に示す。
- 4. 依頼原稿は、編集委員会の担当委員が、原稿の構成、 理解の容易さ等の観点および図表や引用文献の書式の 観点から査読を行う。編集事務局は査読結果に基づい て、執筆者への照会、修正依頼を行う。
- 5. 投稿原稿のうち技術論文以外のものは、編集委員会 が審査し、本会誌への掲載可否を決定する。
- 6. 投稿原稿のうち技術論文の審査, 掲載については, 技術論文投稿規定に従う。
- 7. 依頼原稿の執筆者には、本学会の事務局(学会事務 局)から原則として謝礼(図書カード)を贈呈する。
- 依頼原稿および投稿原稿の執筆者には、抜刷を10部 贈呈する。
- 9. 本会誌に掲載された著作物の著作権は原則として本 学会に帰属する。本学会での著作権の取扱いについて は別途定める著作権規程による。
- 10. 他者論文から引用を行う場合,本会誌に掲載するた めに必要な事務処理及び費用分担は著者に負うところ とする。

付記1 原稿提出先および原稿執筆要領請求先(編集事務局) ニッセイエブロ(株) PM部 学会誌担当:山田 衿子 〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4 TEL: 03-5733-5158 FAX: 03-5733-5167 E-mail : eblo_h3@eblo.co.jp

技術論文投稿規定

2010.8.27改訂

- 1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件 を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過 給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投 稿のものであること。ただし、要旨または抄録と して発表されたものは差し支えない。
- 2. 使用言語は原則として日本語とする。
- 3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めて A 4 版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1 ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の 増ページをすることができる。
- 4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場 合にはカラー印刷とすることができる。
- 5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副 原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿 には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付 する。
- 6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
- 7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編 集委員会で採否を決定する。
- 8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
- 9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては. 学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.42 No.6 2014.11

発行日	2014年11月20日				
発行所	公益社団法人日本ガスタービン学会				
	編集者 壹岐 典彦				
	発行者 藤谷 康男				
	〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13				
	第3工新ビル402				
	Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387				
	郵便振替 00170-9-179578				
	銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店				
	(普) 1703707				
印刷所	ニッセイエブロ(株)				
	〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4				
	Tel. 03-5733-5158 Fax. 03-5733-5167				

©2014, 公益社団法人日本ガスタービン学会

複写をご希望の方へ 本学会は、本誌掲載著作物の複写に関する権利を一般社団法人学術著 作権協会に委託しております。

本誌に掲載された著作物の複写をご希望の方は,一般社団法人学術著 作権協会より許諾を受けて下さい。但し、企業等法人による社内利用目 的の複写については、当該企業等法人が公益社団法人日本複写権セン (一般社団法人学術著作権協会が社内利用目的複写に関する権利を 再委託している団体)と包括複写許諾契約を締結している場合にあっ~ は、その必要はございません(社外頒布目的の複写については、許諾が 必要です)。

一般社団法人 学術著作権協会 権利委託先

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル3F FAX:03-3457-5619 E-mail:info@jaacc.jp

複写以外の許諾(著作物の引用、転載、翻訳等)に関しては、社学術 著作権協会に委託致しておりません。直接、本学会へお問い合わせくだ さい

-58 -