平成27年度戦略的基盤技術高度化支援事業

「チタンアルミ合金切削加工技術の確立による

環境対応型先進UAV用ターボジェットジェネレーターの開発」

研究開発成果等報告書

平成28年3月

委託者　関東経済産業局

委託先　公益財団法人新潟市産業振興財団

目次

第 1 章　研究開発の概要 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 1
1-1　研究開発の背景・研究目的及び目標 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 1
1-2　研究体制 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 3
1-3　成果概要 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 9
1-4　当該研究開発の連絡窓口 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 10

第 2 章　本論 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 11
2-1　概要 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 11
2-2　研究内容 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 12
2-2-1　チタンアルミ合金の高精度高速切削加工技術の開発 ・・・・・・・・・・ 12

2-2-2　チタンアルミ合金製タービンの開発 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 20
(1)高効率小型タービンに関する研究 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 20
(2)チタンアルミ合金製タービンの開発 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 22

2-2-3　チタンアルミ合金を用いたターボジェットジェネレーターの設計・試作・組立・計測 ・・・ 26
(1)ターボジェットジェネレーターの設計 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 26
(2)部品製作・組立・調整 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 32
(3)評価技術の開発 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 38

最終章　全体総括 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 40
(1)複数年の研究開発成果 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 40
(2)研究開発後の課題 ・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 40

第１章　研究開発の概要

1-1　研究開発の背景・研究目的及び目標

１）研究の背景・研究目的

輸送産業において、構成部品の軽量化は燃費の向上及び航続距離に直結する大きな課題である。

産業用ＵＡＶ（Unmanned Air Vehicle：無人航空機）分野でも、騒音対策と並んで燃費向上、航続距離の延長が課題となっている。そのため、エンジン部品の一部に軽量・高強度な新材料を採用して軽量化するとともに、エンジンパーツの高精度化により振動や摩擦損失を低減させる等の対応が求められている。

本研究開発では、従来の金属材料に比べ高硬度・脆性材料であり、耐力が小さいことから機械加工が極めて困難であるが、「高耐熱」・「高硬度」・「軽量素材」という優れた素材特性をもつチタンアルミ合金の切削技術の確立を目指す。それによりエンジンのタービン部をチタンアルミ合金に置き換えることが可能となり、エンジン重量を従来比 20％以上削減し、エネルギー変換効率を従来比 20％以上向上させることを目標とする。

また、上記の実現により航続距離を従来比 20％以上向上させ、騒音値を従来比 20dB 低減可能なターボジェットジェネレーターを開発することも目的とする。

２）研究の目標

本研究開発では、材料の欠損や引張り残留応力を生じさせない工具形状及び切削条件等、量産を可能とするチタンアルミ合金の高精度高速切削加工技術を確立し、この技術を用いてチタンアルミ合金製タービンの開発を行う。チタンアルミ合金製のタービンを使用することで、エンジン重量を従来の 20%以上削減し、タービンの軽量化及び高精度加工により振動や摩擦損失を低減させることでエネルギー変換効率を向上させ、従来比 20%以上燃費を向上させることを目標とする。

また、上記を達成することにより、航続距離を従来比 20%以上向上させ、騒音値を従来比 20dB 低減することが可能な、コストダウンと高効率化を実現するチタンアルミ合金を用いたターボジェットジェネレーターの開発も目標とする。

３）開発項目ごとの技術的目標値

①チタンアルミ合金の高精度高速切削加工技術の開発

（実施：ＹＳＥＣ株式会社、新潟県工業技術総合研究所）

±30 ミクロン以内の精度を確保するためのチタンアルミ合金の切削加工条件を把握し、上記精度をドライ、またはセミドライで加工能率 1cm^3/min 以上において 30 分以上の工具寿命を可能とする比較的小径（直径 2～6mm 程度）のエンドミルを開発する。

②チタンアルミ合金製タービンの開発

（実施：ＹＳＥＣ株式会社、新潟県工業技術総合研究所）

重量を従来比 20%減にした上で、燃費を従来比 20%向上可能な軸出力交換を実現するタービンの切削技術・工具形状を確立する。

③チタンアルミ合金を用いたターボジェットジェネレーターの設計・試作・組立・計測
（実施：ＹＳＥＣ株式会社、有限会社小林製作所、佐渡精密株式会社、国立大学法人新潟大学、新潟県工業技術総合研究所、国立研究開発法人産業技術総合研究所）

ターボジェットジェネレーター単体のグロス試験と、使用する機器に搭載した状態でのネット試験により、ターボジェットジェネレーターの搭載方法の最適化や搭載後の性能評価、搭載方法評価などのシステム技術の開発を行い、ユーザーの求めるスペック、騒音値従来比 20%低減させながら、エンジン推力 50kgf を実現する領域であることを計測評価する。

④プロジェクトの管理・運営　（実施：公益財団法人新潟市産業振興財団）

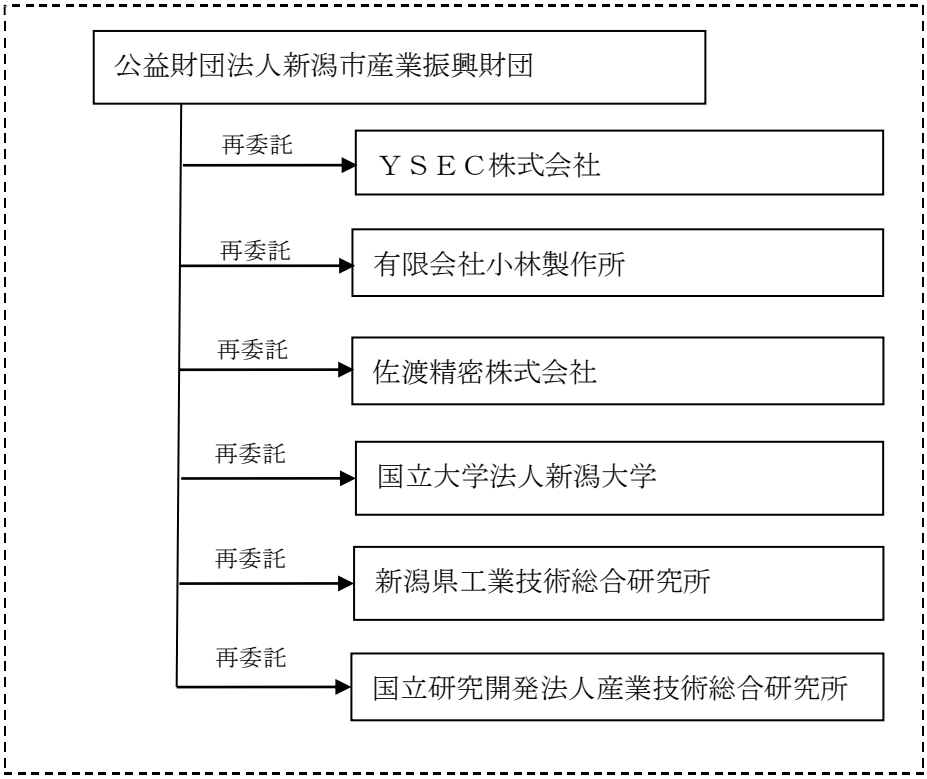
本プロジェクトの管理を行う。プロジェクトの研究進捗と成果について取りまとめ、本研究の実用化に向けた到達の度合いを検証するとともに、事業化に向けての課題等について研究実施者と調整を行う。また、導入する機械装置について、研究実施機関やアドバイザー等と調整を行い、本研究開発の実施に最適な仕様を決定する。

さらに、再委託先事業者が作成する証憑書類について、指導・確認を行う。研究開発推進委員会を委託契約期間内に 3 回程度開催する。

1-2　研究体制

（１）研究組織及び管理体制

１）研究組織（全体）



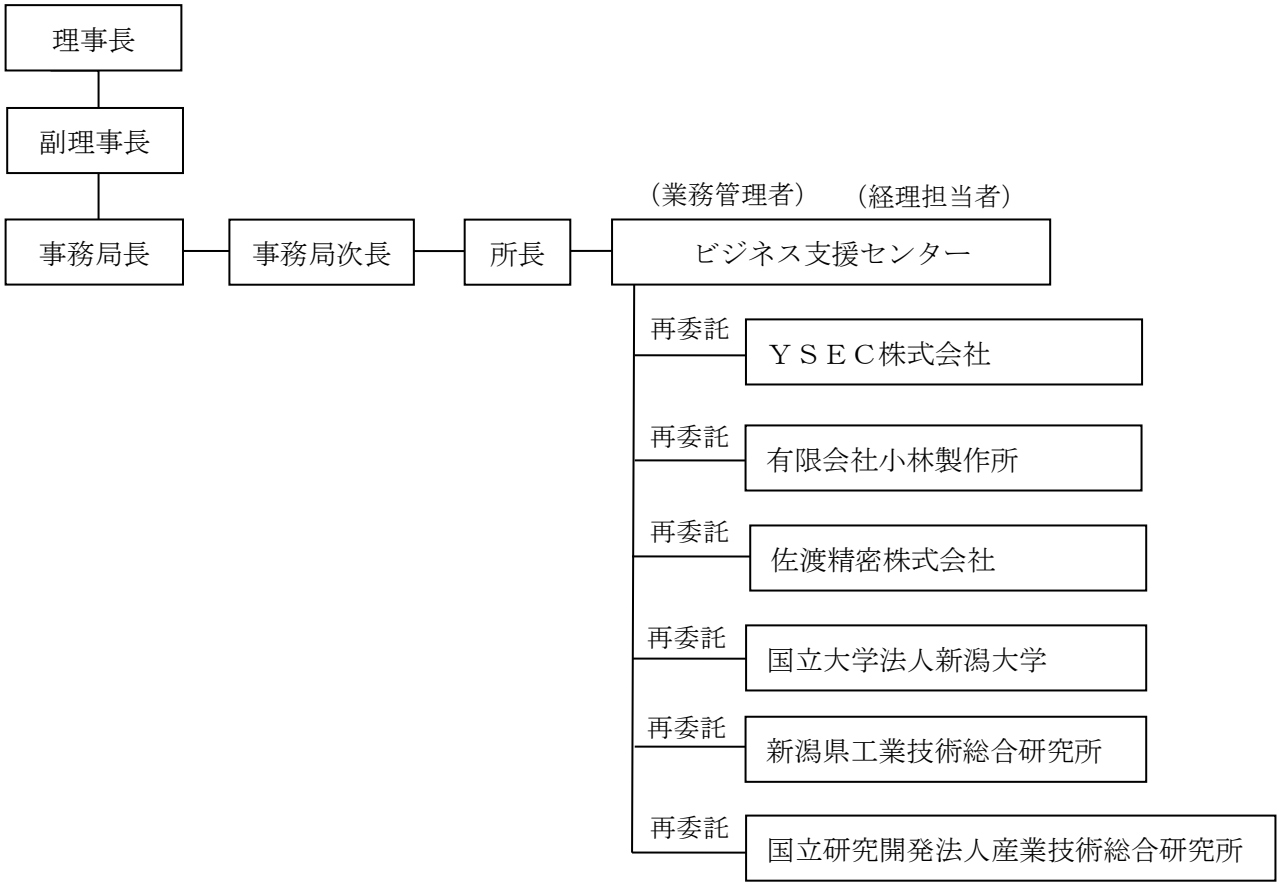
総括研究代表者（ＰＬ）
国立研究開発法人産業技術総合研究所
知能システム研究部門
フィールドロボティクス研究グループ
主任研究員　岩田　拡也

副総括研究代表者（ＳＬ）
ＹＳＥＣ株式会社
工作部　開発室　室長　阿部　和幸

２）管理体制

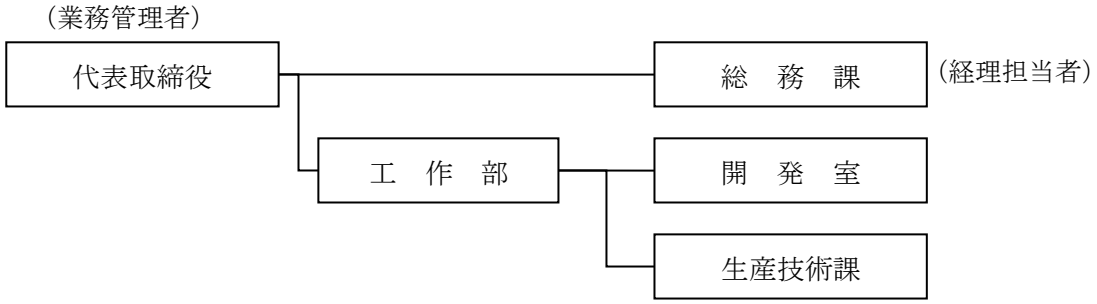
①事業管理機関

［公益財団法人新潟市産業振興財団］

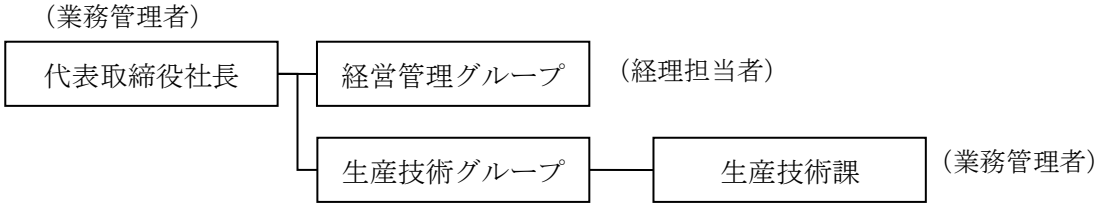


② 再委託先

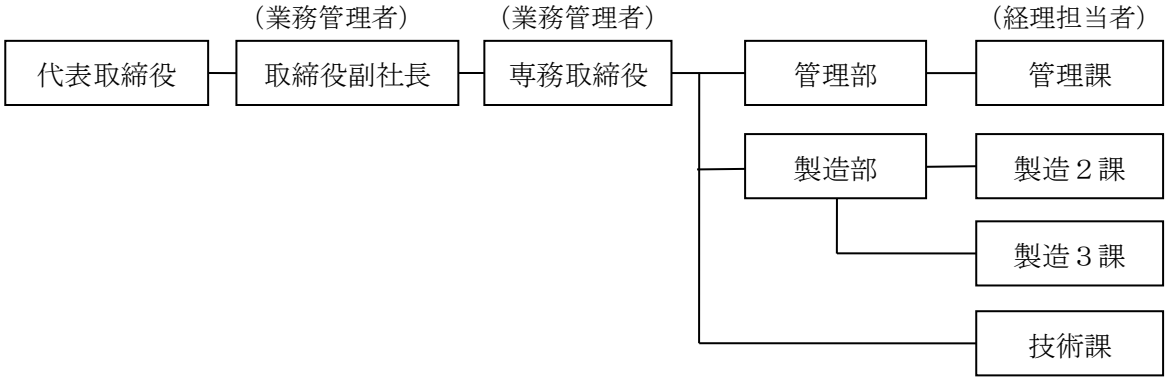
［ＹＳＥＣ株式会社］



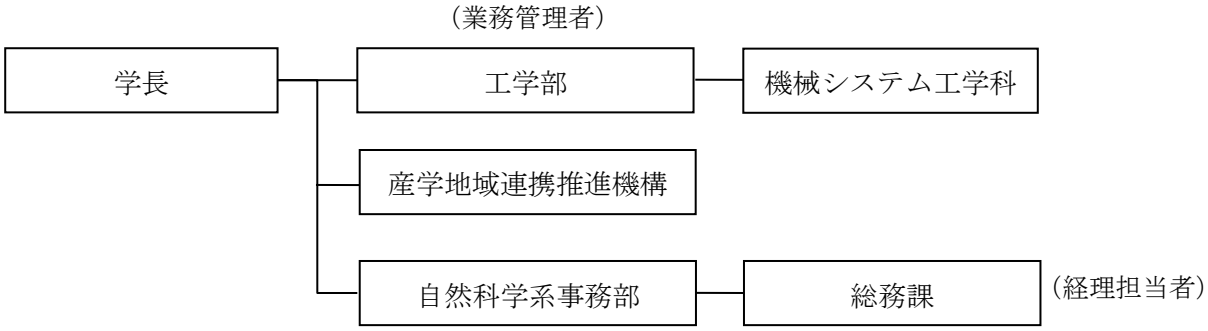
［有限会社小林製作所］



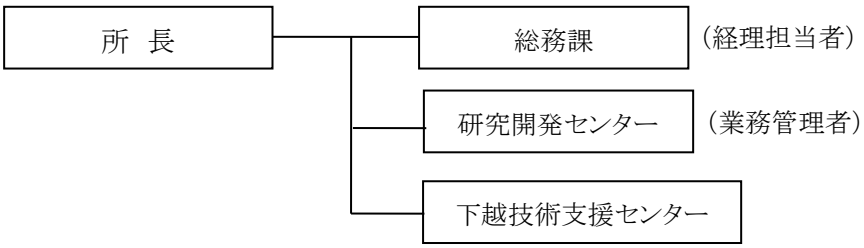
［佐渡精密株式会社］



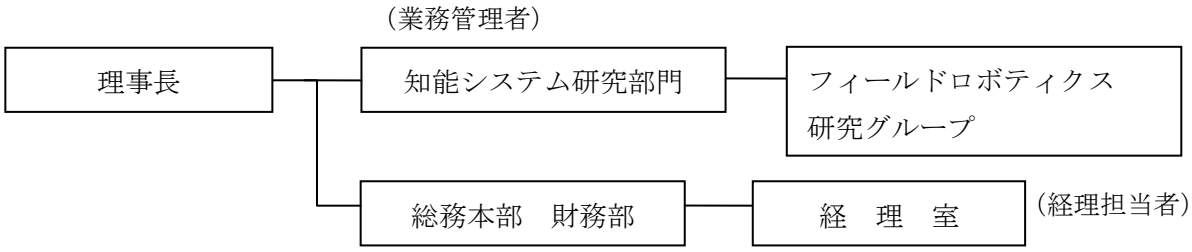
［国立大学法人新潟大学］



［新潟県工業技術総合研究所］



［国立研究開発法人産業技術総合研究所］



（２）管理員及び研究員

【事業管理機関】公益財団法人新潟市産業振興財団

①　管理員

氏名	所属・役職	実施内容（番号）
小林　正幸	ビジネス支援センター　所長	④
生浦　純	ビジネス支援センター　チーフ	④
平賀　恵一	ビジネス支援センター　スタッフ	④
坪谷　壮祐	ビジネス支援センター　スタッフ	④
大橋　澄子	ビジネス支援センター　スタッフ	④

【再委託先】

（研究員）

ＹＳＥＣ株式会社

氏名	所属・役職	実施内容（番号）
阿部　和幸	工作部　開発室　室長	①－２,②,③－１ ③－２,③－３
小式澤　広之	工作部　開発室　主任	①－２,②,③－１ ③－２,③－３
米山　秀和	工作部　課長	①－２
相田　徹	工作部　技師長	①－２,②
久保　知巳	工作部　生産技術課　課長	②

有限会社小林製作所

氏名	所属・役職	実施内容（番号）
小林　直樹	代表取締役社長	③－１,③－２,③－３
冨田　祐樹	生産技術グループ　生産技術課　課長	③－１,③－２,③－３
小野塚　真也	生産技術グループ　生産技術課　レーザー主任	③－１,③－２,③－３
吉沢　克巳	生産技術グループ　生産技術課　旋盤主任	③－１,③－２,③－３
登坂　隆行	生産技術グループ　生産技術課	③－１,③－２,③－３

佐渡精密株式会社

氏名	所属・役職	実施内容（番号）
末武　和典	取締役副社長	③－２,③－３
山田　幸男	専務取締役	③－２,③－３
川端　実嗣	製造部　製造２課　課長	③－２,③－３
樋口　司	製造部　製造３課　課長	③－２,③－３
山田　祥貴	製造部　製造３課　課長代理	③－２,③－３

坪山　一義	製造産　製造３課　主任	③－２,③－３
大平　透	製造部　製造３課　主任	③－２,③－３
坂下　弘将	技術課	③－２,③－３

国立大学法人新潟大学

氏名	所属・役職	実施内容（番号）
平元　和彦	工学部　機械システム工学科　教授	③－１,③－２,③－３
松原　幸治	工学部　機械システム工学科　教授	③－１,③－２,③－３
佐々木　朋裕	工学部　機械システム工学科　准教授	③－１,③－２,③－３
松平　雄策	工学部　機械システム工学科　技官	③－１,③－２,③－３
川崎　一正	産学地域連携推進機構	③－１,③－２,③－３

新潟県工業技術総合研究所

氏名	所属・役職	実施内容（番号）
相田　収平	研究開発センター　研究主幹	①－１,①－２ ③－２,③－３
石川　淳	研究開発センター　専門研究員	①－１,①－２ ③－２,③－３
須藤　貴裕	研究開発センター　主任研究員	①－１,①－２ ③－２,③－３
大川原　真	下越技術支援センター　主任研究員	①－１,①－２ ③－２,③－３

国立研究開発法人　産業技術総合研究所

氏名	所属・役職	実施内容（番号）
岩田　拡也	知能システム研究部門　フィールドロボティクス研究グループ　主任研究員	③－１,③－２,③－３

（３）経理担当者及び業務管理者の所属、氏名

（事業管理機関）

公益財団法人新潟市産業振興財団

（経理担当者）　ビジネス支援センター　スタッフ　平賀　恵一

（業務管理者）　ビジネス支援センター　チーフ　生浦　純

（再委託先）

ＹＳＥＣ株式会社

（経理担当者）　総務課　佐藤　明彦

（業務管理者）　代表取締役　白木　和範

有限会社小林製作所

（経理担当者）　経営管理グループ　小林　清美

（業務管理者）　代表取締役社長　小林　直樹

生産技術グループ　生産技術課　課長　冨田　祐樹

佐渡精密株式会社

（経理担当者）　管理部　管理課長　矢野　守幸

（業務管理者）　取締役副社長　末武　和典

専務取締役　山田　幸男

国立大学法人新潟大学

（経理担当者）　自然科学系事務部　総務課　学系研究支援係長　佐々木　孝一

（業務管理者）　工学部長　田邊　裕治

新潟県工業技術総合研究所

（経理担当者）　総務課　総務係長　佐藤　強

（業務管理者）　研究開発センター長　桂澤　豊

国立研究開発法人産業技術総合研究所

（経理担当者）　総務本部　経理部　経理決算室長　山口　洋二

（業務管理者）　知能システム研究部門長　横井　一仁

1-3　成果概要

【概要】

チタンアルミ合金の高精度高速切削加工技術の確立による「チタンアルミ合金製タービン」の開発や、製造したタービンを用いてコストダウンと高効率化を実現する「ターボジェットジェネレーター」の開発において、最終年度までに以下の成果が得られた。

・チタンアルミ合金材料の最適切削速度の把握や、傾斜切削の有効性の評価、特許技術を基にしたエンドミルの開発

・チタンアルミ合金製タービン及び排気整流の設計完了と、5 軸マシニングセンターによる加工の実施

・ターボジェットジェネレーター用の減速機や制御装置の開発、部品等の製作を行い、数値解析や燃焼試験などの結果を踏まえて、ターボジェットジェネレーターの試作を実施

【成果内容】

①チタンアルミ合金の高精度高速切削加工技術の開発

・チタンアルミ合金の高精度高速切削加工に適する直径 3mm のボールエンドミルを開発した。

・加工能率 1cm^3/min 以上かつ工具寿命 30min 以上を満たす加工条件を把握した。さらに加工条件を最適化することにより、同様の加工能率において加工時間 300min（切削除去量 300cm^3）の切削加工が可能となった。

・タービンブレード翼モデルを切削加工し、ブレード翼断面の形状精度評価を行った結果、目標とする形状精度±30μm 以内であることが確認できた。

②チタンアルミ合金製タービンの開発

(1) 高効率小型タービンに関する研究

・組み立ての際の精度、回転バランス修正のための削り代などを考慮し、1 次排気タービンの設計を行った。

・減速機との結合部分の形状や、寸法などを考慮し、2 次排気タービンの設計を行った。

(2) チタンアルミ合金製タービンの開発

・切削加工によるチタンアルミ合金製タービンの試作及び性能テストを実施し、軽量化、推力の向上、燃費の向上について効果があることを確認した。

③チタンアルミ合金を用いたターボジェットジェネレーターの設計・試作・組立・計測

(1) ターボジェットジェネレーターの設計

・ジェットエンジンの排熱から装置を保護するため、2 次タービン、外殻、減速機の連結設計に、冷却層を追加した。

・2 次排気タービンについて、インコネルによる試作を行った。

・ターボジェットジェネレーターを安全に動作させるための補機類等の部品の調整や、製作を実施した。
・ジェットエンジンによる発電試験の結果から、発電機に最適な負荷トルクを自動的に与えるシステムを構成した。

(2)部品製作・組立・調整
・設計した冷却機構と防音機構を製作した。
・特注横型釣合試験機を導入し、アセンブル状態でのアンバランス量を JIS 等級で G2.5 等級相当に調整することが可能になった。。
・2 次排気タービンケースについて、変形を抑えた形で十分な強度が出るように TIG 溶接及びレーザー溶接を実施した。
・ジェットエンジンと軸出力ジェネレーターを結合し、冷却機構やバッテリーなどを追加して、ターボジェットジェネレーターの改良を行った。
・ターボプロップ化が現時点で最も効果的であることを把握した。
・ターボプロップエンジンの設計、部品製作を実施し、ターボプロップエンジンの試作を実施した。
・試作したターボプロップエンジンの性能評価を行い、1.7 倍の推力向上を確認した。

(3)評価技術の開発
・ターボプロップエンジンの機上評価用無人航空機を開発した。
・試作した無人航空機の飛行試験を安全に実施するためのセーフティーガイドワイヤー式飛行試験法を開発した。

1-4　当該研究開発の連絡窓口

公益財団法人新潟市産業振興財団　ビジネス支援センター　スタッフ　平賀　恵一
Tel: 025-226-0550　　Fax: 025-226-0555
E-mail: k.hiraga@niigata-ipc.or.jp

第 2 章　本論

2-1　概要

本研究開発では、材料の欠損や引張り残留応力を生じさせない工具形状及び切削条件等、量産を可能とするチタンアルミ合金の高精度高速切削加工技術を確立し、この技術を用いてチタンアルミ合金製タービンの開発を行う。チタンアルミ合金製のタービンを使用することで、エンジン重量を従来の 20%以上削減し、タービンの軽量化及び高精度加工により振動や摩擦損失を低減させることでエネルギー変換効率を向上させ、従来比 20%以上燃費を向上させることを目標とする。

また、上記を達成することにより、航続距離を従来比 20%以上向上させ、騒音値を従来比 20dB 低減することが可能な、コストダウンと高効率化を実現するチタンアルミ合金を用いたターボジェットジェネレーターの開発も目標とする。以上のことを踏まえ、3 つの項目に分類して各項目について研究開発を行った。項目は以下に示す通りである。

１．チタンアルミ合金の高精度高速切削加工技術の開発
２．チタンアルミ合金製タービンの開発
３．チタンアルミ合金を用いたターボジェットジェネレーターの設計・試作・組立・計測

2-2　研究内容

2-2-1　チタンアルミ合金の高精度高速切削加工技術の開発

①加工能率と工具寿命を満たす加工条件の検討

本事業におけるチタンアルミ合金の高精度高速切削加工技術開発では、加工能率 1cm^3/min 以上を維持しながら、工具寿命は 30min 以上を達成できる加工技術であることを目標としているが、基礎試験において導出した最適切削条件では、加工能率は 0.428cm^3/min であり、目標を満たしていない。

そこで、表 1 に示すとおり基礎試験での最適条件におけるパラメータを基準として、加工能率 1cm^3/min 以上を満たす A～D の 4 通りの加工条件を提案した。

条件 A は基礎試験での最適条件に対して、最高切削速度 Vc と 1 刃あたりの送り量 fz を増加させることにより、加工能率 Q を 1cm^3/min 以上である Q=1.024cm^3/min としている。同様に条件 B と条件 C は 1 刃あたりの送り量 fz と軸方向切込み Ad と径方向切込み Rd、条件 D はすべてのパラメータを増加させることにより、加工能率 Q が 1cm^3/min 以上となるような条件となっている。

これら 4 通りの加工条件について、工具寿命が 30min 以上に達するか、表 2 に示す共通条件の下、平面切削試験を行い検証した。切削試験は図 1 に示すとおり、平面寸法 72mm×110mm のチタンアルミ合金ブロック材を用いて、一方向に平面切削を行った。工具については、本事業で開発した試作工具を用い、各加工条件において、ブロック材 1 断面切削ごとに工具逃げ面最大摩耗幅 Vb を測定し、工具寿命について評価した。

	基礎試験での最適条件	条件案（基礎試験条件を1とした場合の比率）			
		A	B	C	D
最大切削速度Vc	1	1.33	1	1	1.17
1刃あたりの送り量fz	1	1.8	1.5	1.8	2.0
軸方向切込みAd	1	1	1.2	1.2	1.2
径方向切込みRd	1	1	1.4	1.2	1.2
加工能率Q　cm^3/min	0.428	1.024	1.003	1.032	1.003

表 1 切削加工条件案

工具	R1.5mm超硬ボールエンドミル(試作品)
切削方向	ダウンカット
クーラント	オイルミスト

表 2 切削試験共通条件

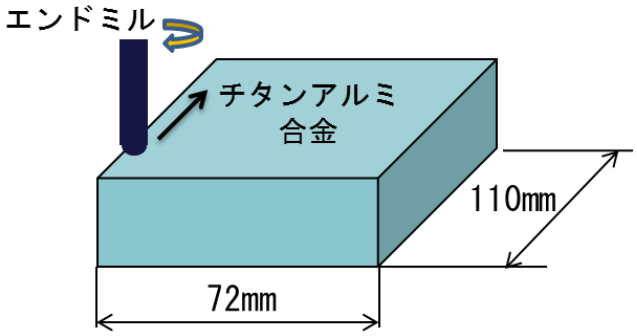


図 1 切削試験の概要

本切削試験の経過を切削時間と工具逃げ面最大摩耗幅 Vb の関係としてまとめたグラフを図 2 に示す。仮に Vb=0.1mm を工具寿命の判断基準としても、いずれの条件においても 90min 切削しても工具寿命には達していない。また、条件 A の Vb が一番大きく推移し、次に条件 D が大きい。条件 B と条件 C はほぼ同じで、相対的に Vb は小さいことから、工具寿命に対して有利な加工条件であることがわかる。

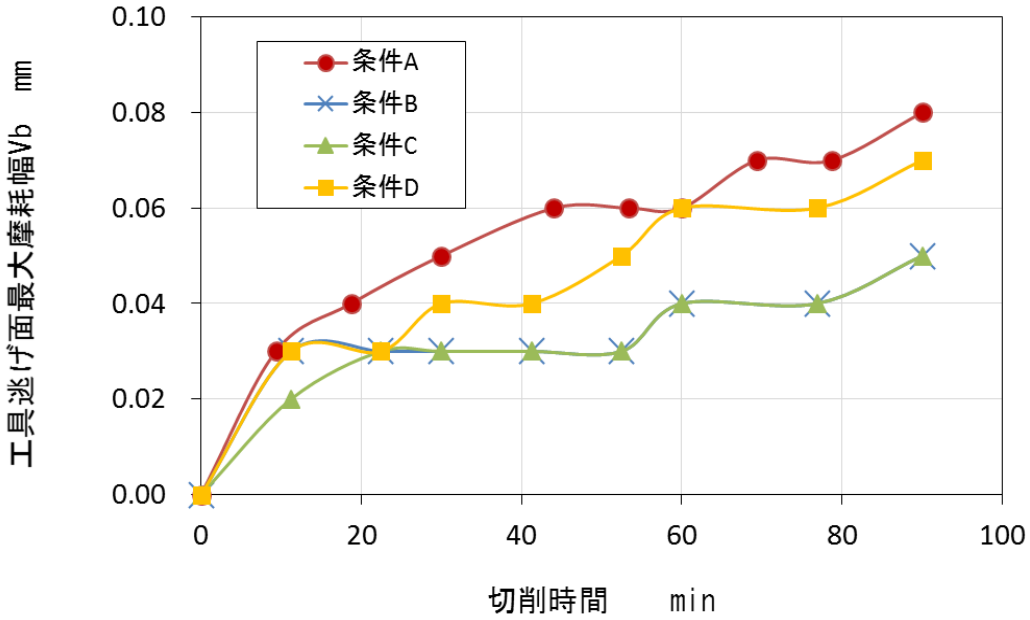


図 2 切削時間と Vb の関係

ここで、チタンアルミ合金に対する本開発技術における切削条件と工具寿命の関係について考察する。本試験では表 1 に示したとおり、ベースとなる切削条件から加工能率を向上させるために切削条件パラメータである切削速度、送り、切込みを複数組み合わせて上げている。これらパラメータを組み合わせた A～D の 4 つの条件とそれら条件による工具寿命を評価する切削試験の結果である図 2 から、図 3 に示すような工具寿命に対する切削条件パラメータの相対的な影響度合いが考えられる。つまりチタンアルミ合金に対する本開発技術においては、工具寿命に対して

切削速度が最も影響し、送り、切込みの順にその影響度が小さくなるといえる。

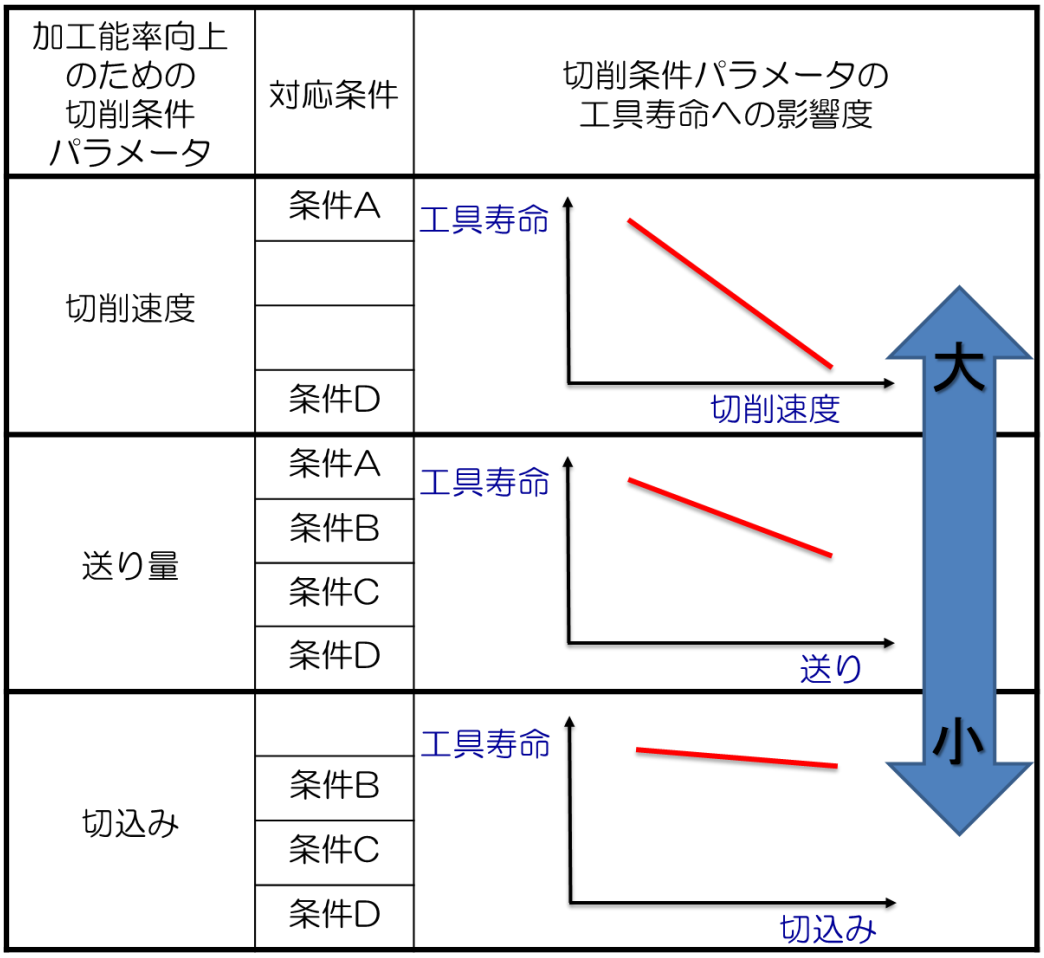


図 3 切削条件パラメータの工具寿命への影響

さらに工具寿命に至るまでの切削時間を確認するために、条件 C について切削試験を継続し、切削時間と工具逃げ面最大摩耗幅 Vb の関係を求めたグラフを図 4 に示す。切削時間 300min において工具寿命の判定とする Vb＝0.1mm に達している。このことから難削材であるチタンアルミ合金ではあるが、工具開発と適切な切削加工条件の設定により長時間の切削加工が実現できることが明らかとなった

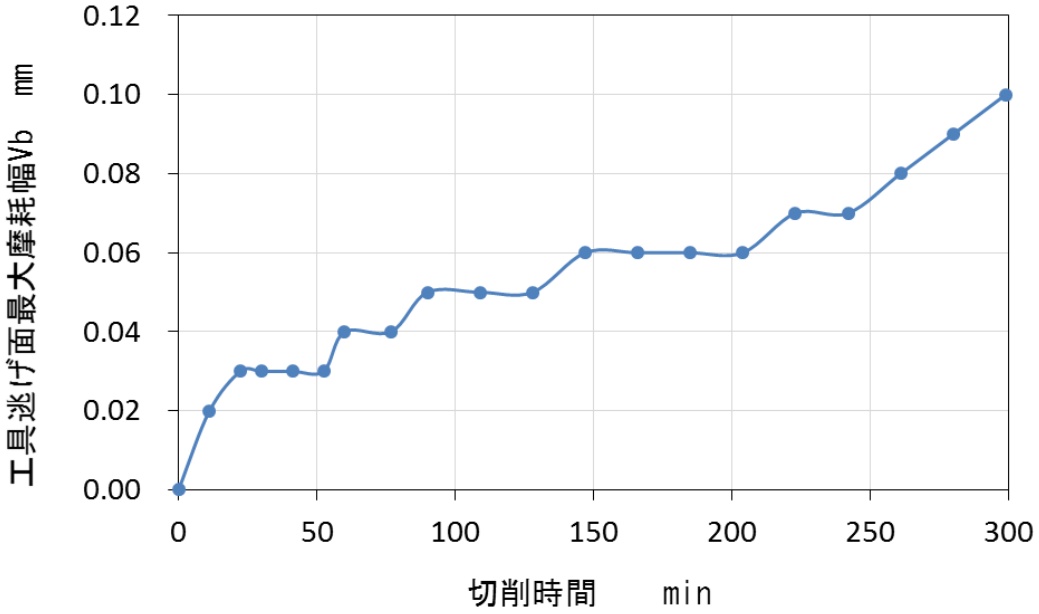


図 4 工具寿命までの切削時間と Vb の関係（条件 C）

②加工形状精度の検証

これまで開発してきたチタンアルミ合金の切削加工技術による加工物が、目標とする形状精度を満たすか確認するために、図 5 に示すジェットエンジンのタービン翼を想定したモデル形状を切削加工し、その形状精度を評価した。

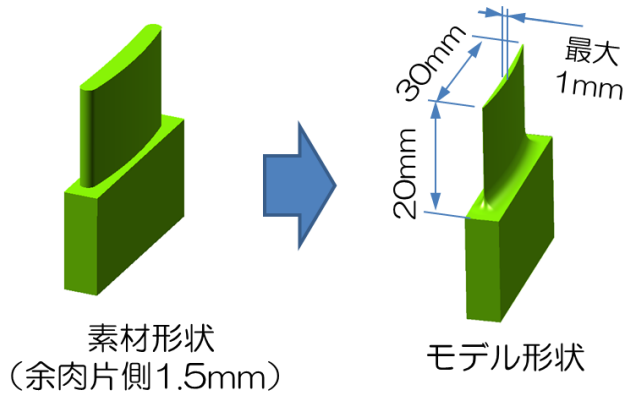


図 5 加工形状精度評価用モデル形状

幅 40mm×高さ 50mm×厚さ 7mm のチタンアルミ合金ブロック素材を用いて、荒加工により図 5 に示すようにモデル形状に対して翼部の余肉片側 1.5mm となるような素材形状とした。その後、開発技術を基にした切削加工条件にて、図 6 に示すようにエンドミルを素材に対して傾斜させながら切削を行い、約 10 分程度で、仕上がり翼弦長 30mm×翼高さ 20mm×最大翼厚 1mm の翼部を加工した。

加工した翼モデルの外観写真を図 7 に示す。この翼面について、モデル CAD データを設

計値として、Z=-2mm ならびに Z=-10mm の断面形状を、三次元測定機を用いて測定し、設計値と測定値の照合を行い誤差を評価した。

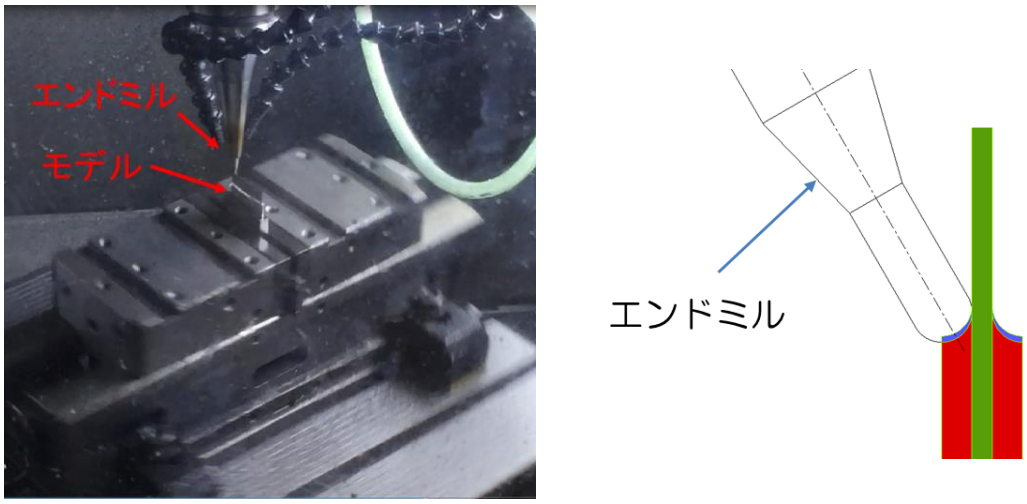


図 6 モデル翼部の切削加工の様子と切削イメージ

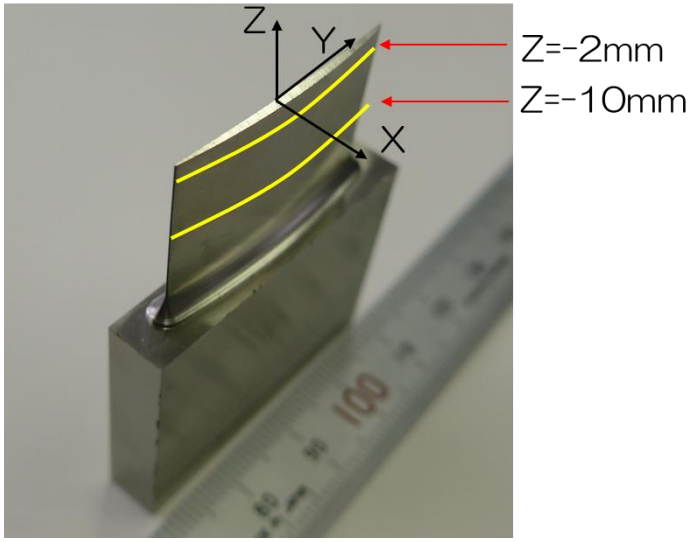
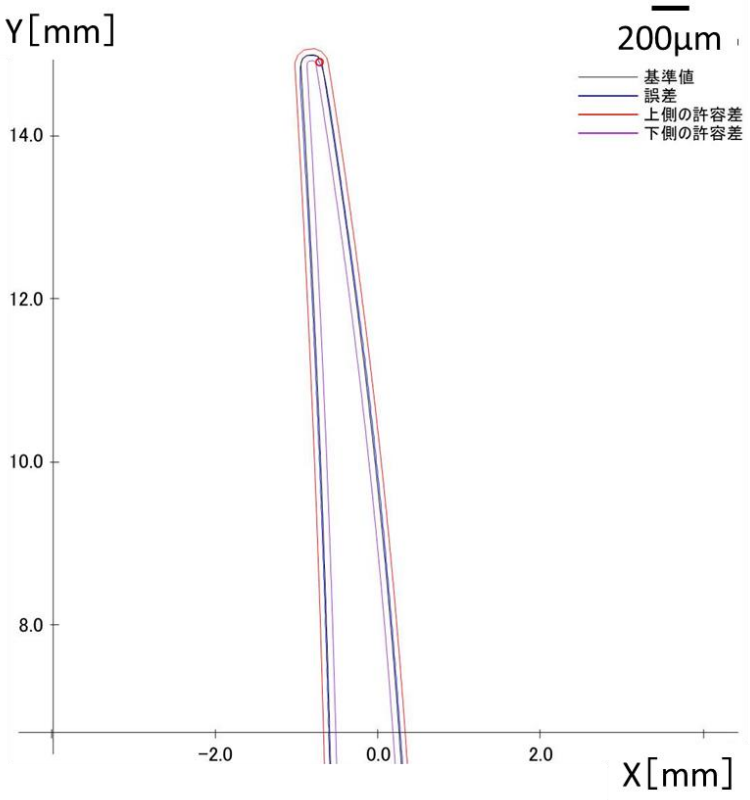
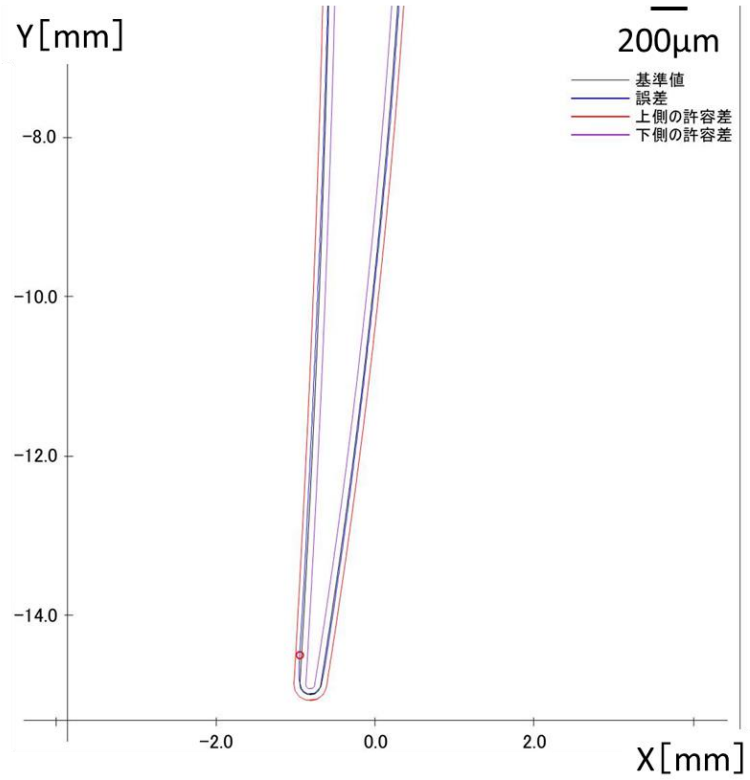


図 7 加工した翼モデルと形状評価位置

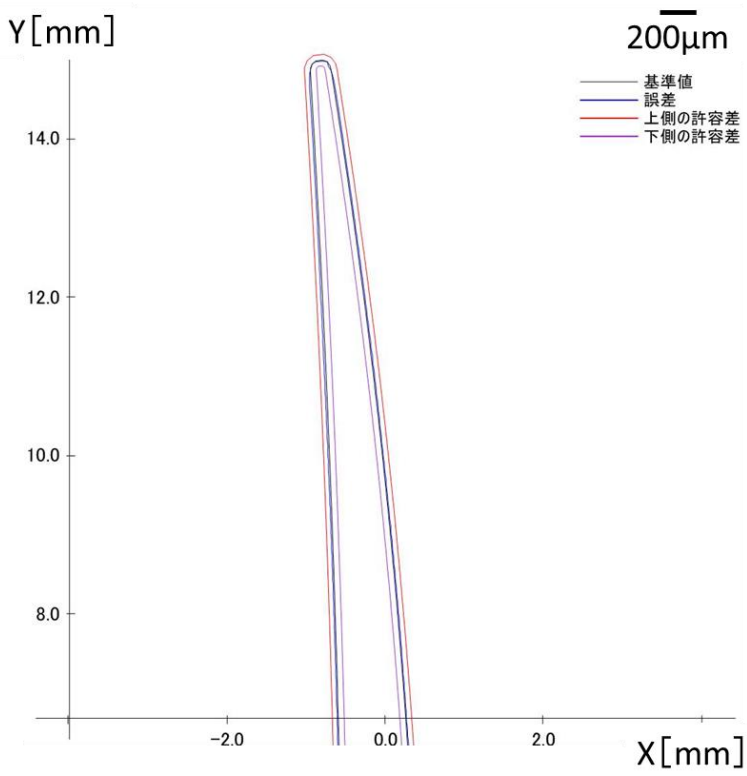
三次元測定機による形状誤差の測定評価結果を図 8 と図 9 に示す。測定評価チャートは紙面の都合により翼両端部のみ記載しているが、各断面全体の形状誤差としては翼断面 Z=-2mm においては最小-12.9μm、最大 10.3μm、また翼断面 Z=-10mm においては最小-16.9μm、最大 15.1μm であった。このことから本開発技術による加工形状精度が目標である±30μm 以内を満たすことが確認できた。

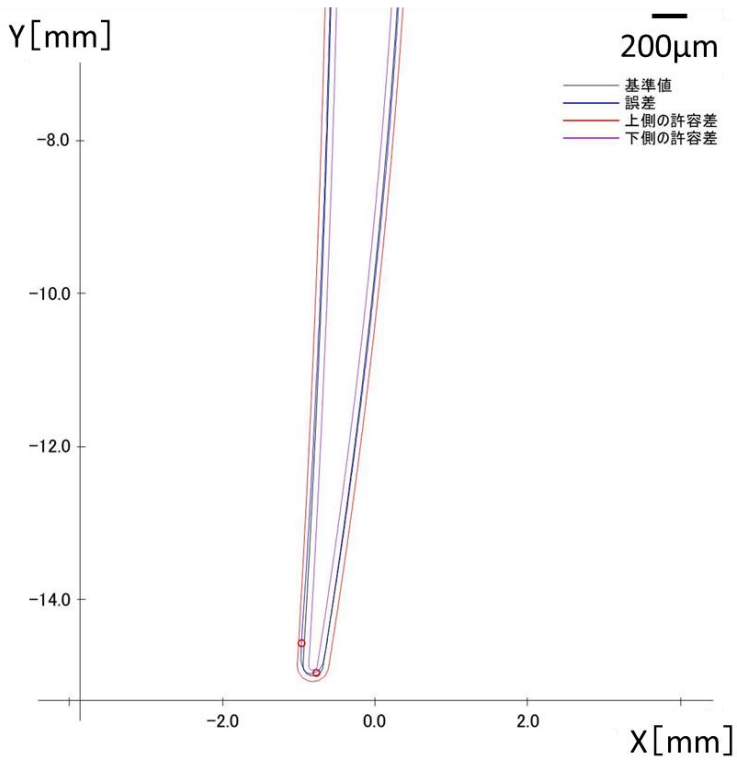




標準偏差	形状	点数	下 許容差	上 許容差	NO.	Min	NO.	Max
0.0060	0.0232	999	-0.0300	0.0300	498	-0.0129	988	0.0103

図 8 切削加工した翼モデルの形状誤差測定評価結果（Z=-2mm）





標準偏差	形状	点数	下 許容差	上 許容差	NO.	Min	NO.	Max
0.0062	0.0320	999	-0.0300	0.0300	2	-0.0169	991	0.0151

図 9 切削加工した翼モデルの形状誤差測定評価結果（Z=-10mm）

チタンアルミ合金の高精度高速切削開発について、技術の実用化を目的に、加工能率と工具寿命および加工物の形状精度の観点から検討し、以下の結果を得た。

1)試作開発した工具を用いて切削試験を行い、加工能率1cm^3/min以上かつ工具寿命30min以上を満たす加工条件を把握した。さらにチタンアルミ合金に対する本開発技術においては、工具寿命に対して切削速度が最も影響し、送り、切込みの順にその影響度が小さくなることがわかり、加工条件を最適化することにより、前記加工能率において加工時間300min（切削除去量300cm^3）の切削加工が可能となった。

2）本開発技術によりタービンブレード翼モデルを切削加工し、ブレード翼断面の形状精度評価を行った結果、目標とする形状精度±30μm以内であることが確認できた。

2-2-2　チタンアルミ合金製タービンの開発

(1)高効率小型タービンに関する研究

①チタンアルミ合金製 1 次排気タービンの設計

チタンアルミ合金製タービン動翼の 3D 図を図 10 に示す。組み立ての際の主軸（シャフト）との接合は圧入とし、部品回転バランスを取るための削り代についても考慮している。

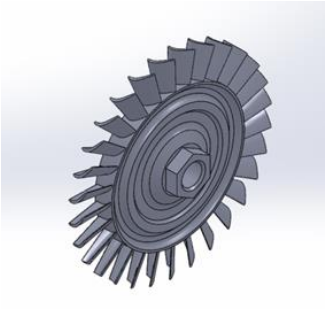


図 10 チタンアルミ合金製タービン動翼 3D 図

設計したチタンアルミ合金製タービン静翼については、「内側（図 11)」及び「外殻（図 12)」の 2 部品で構成し、接合設計とした。

図 11 チタンアルミ合金製静翼（内側）3D 図

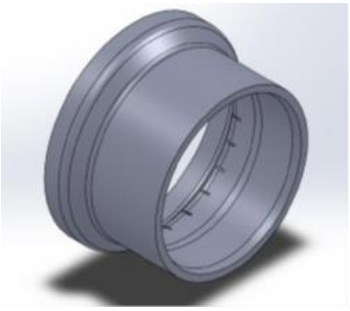


図 12 チタンアルミ合金製静翼（外殻）3D 図

②2 次排気タービンの設計

2 次排気タービンについては、3D プリンタによるモデル試作、デザインレビューを経て、減速機を連結するためにステンレス合金とし、結合部分の形状・寸法などを考慮しながら試作を完了した（図 13）。

図 13 ステンレス合金にて試作した 2 次タービン静翼(左)及び動翼(右)

本部品について、当初は軽量化のためチタンアルミ合金での試作を検討していたが、直結した減速機の振動によって動翼が破裂するリスクを考慮し、まずは破裂リスクが少なく実績のあるインコネルを採用することとした。

(2)チタンアルミ合金製タービンの開発

①チタンアルミ合金でのタービン試作

旋盤及び5軸マシニングセンターによるチタンアルミ合金でのタービン(動翼及び静翼)の試作を実施。(図 14～16)。

図 14 5 軸マシニングセンターによるタービン動翼の加工及び仕上がり品

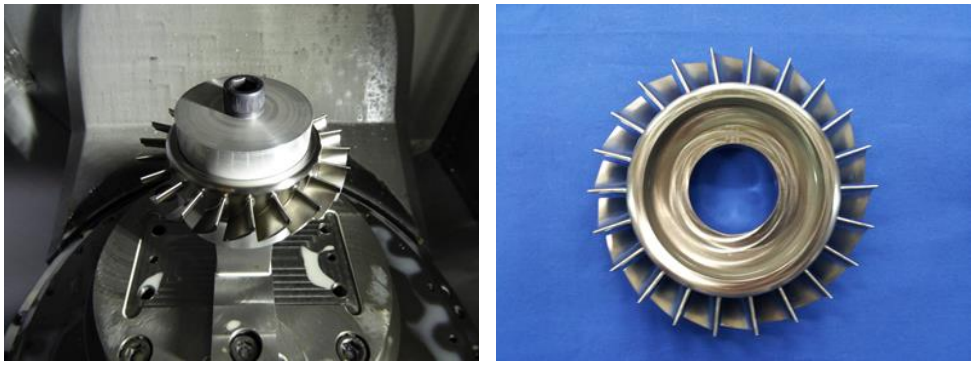


図 15 5 軸マシニングセンターによるタービン静翼（内側）の加工及び仕上がり品

図 16 チタンアルミ合金製タービン静翼（左）外殻（右）内側

②チタンアルミ合金製タービンの性能テスト

1）重量比較

試作したチタンアルミ合金製タービン（動翼及び静翼）の重量を測定し、従来品のインコネル製と比較したところ、動翼 184g、静翼 397g と合計 581g の軽量化となった（表3)。

	TiAl 合金製 （開発品）	インコネル製 （従来品）
動翼	**151g**	335g
静翼	**324g**	721g

表 3 タービン重量比較表

つぎに、試作したチタンアルミ合金製タービン動翼及び静翼を、図 17 のように小型ジェットエンジンに組込み、試運転を実施した。

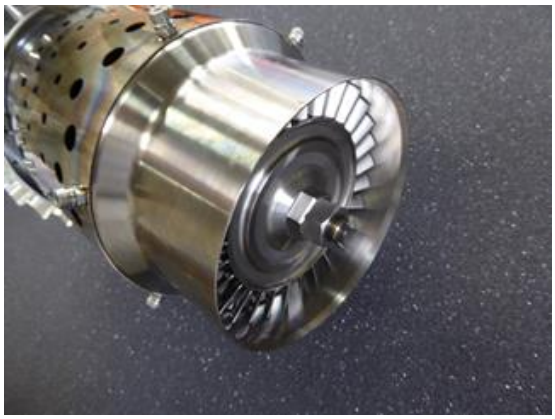


図 17 チタンアルミ合金製タービンを組み込んだ小型ジェットエンジン

チタンアルミ合金は脆性材料であるため、特にタービン動翼と主軸及び、静翼と燃焼器を組み付ける際は力が掛かり過ぎないよう最善の注意を払いながら組み立てを実施した。

チタンアルミ合金製タービンを小型ジェットエンジンに組み込んだ状態でエンジン全体の重量測定を実施したところ、インコネル製タービンを用いた従来エンジンに対し、13%の軽量化に成功した。

2）推力比較

チタンアルミ合金製タービンの評価として、小型ジェットエンジンに組み込んだ状態で推力を測定した。

エンジン回転数 40,000rpm～75,000rpm において、従来のインコネル製タービンと比較を行い、回転数と推力の比較を図 18 に示す。

従来エンジンに対し、70,000rpm 時において約 3%、75,000rpm において約 6%の推力向上が確認できた。

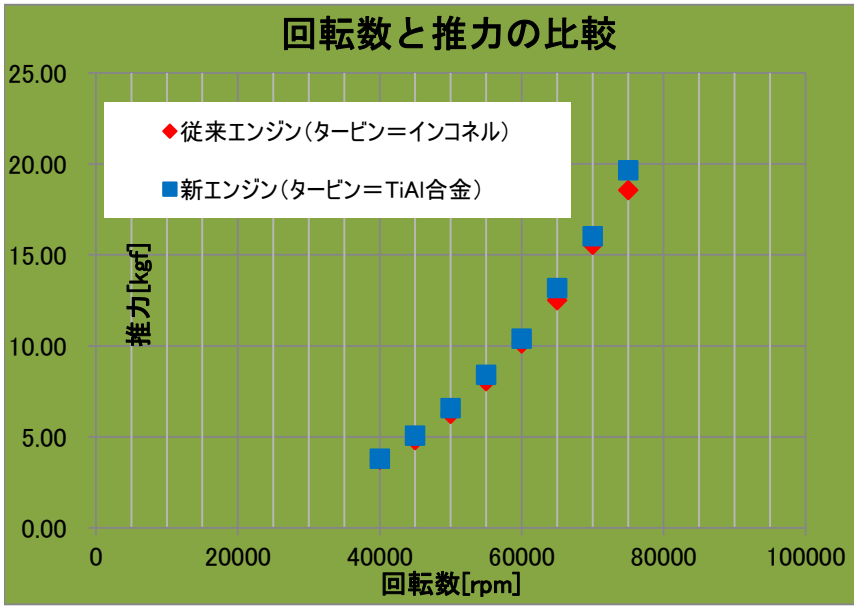


図 18 回転数と推力の比較グラフ

３）燃費比較

チタンアルミ合金製タービンの評価として、小型ジェットエンジンに組み込んだ状態で燃料消費量を測定した。

推力の測定と同様に、エンジン回転数 40,000rpm～75,000rpm において、従来のインコネル製タービンと比較を行い、回転数と燃料消費量の比較を図 19 に示す。

従来エンジンに対し、70,000rpm 時において約 11%、75,000rpm において約 9%の燃費向上、高回転域では特に効果的である傾向が確認できた。

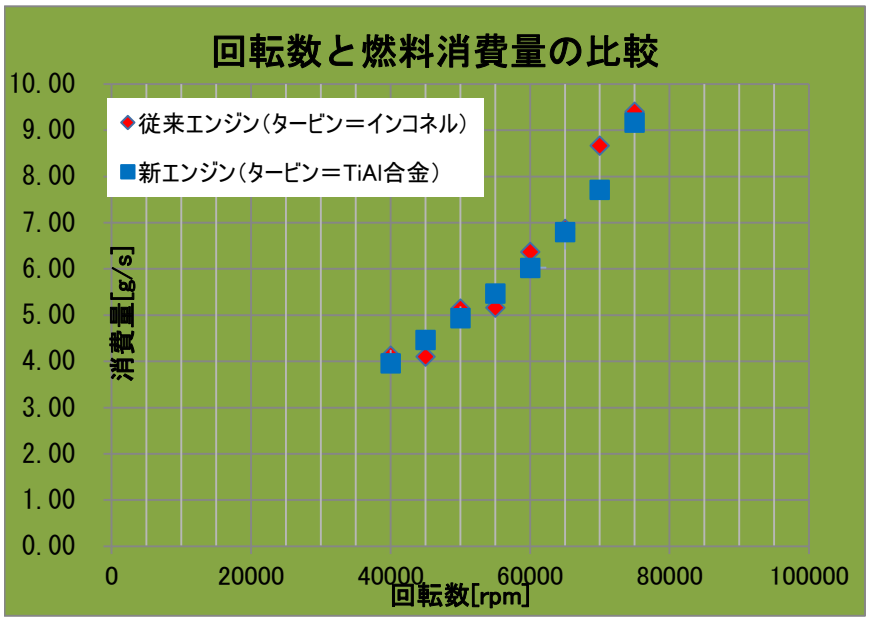


図 19 回転数と燃料消費量の比較グラフ

2-2-3　チタンアルミ合金を用いたターボジェットジェネレーターの
設計・試作・組立・計測

(1) ターボジェットジェネレーターの設計

①2 次排気タービンと外殻の設計

2 次タービン・外殻・減速機の連結設計（図 20）に加え、ジェットエンジンの排熱より装置を保護するため、上層及び下層へ冷却層を追加した設計とした。

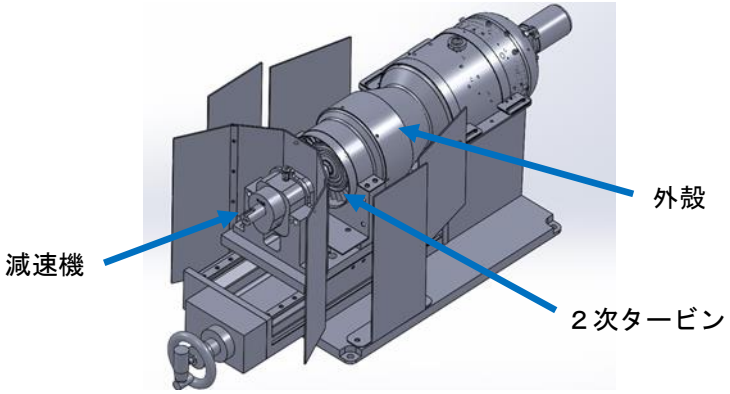


図 20 2 次タービン・外殻・減速機の連結図

②2 次タービンの設計、試作

前述のとおり、振動による動翼の破壊リスクを考慮し、2 次タービンにはインコネルを用いることとし、試作を実施した。

試作したステンレス製２次タービン動翼及び静翼（タービンケース）の試験結果を考慮し、一部再設計を行い、インコネルによる試作を行った（図 21）。

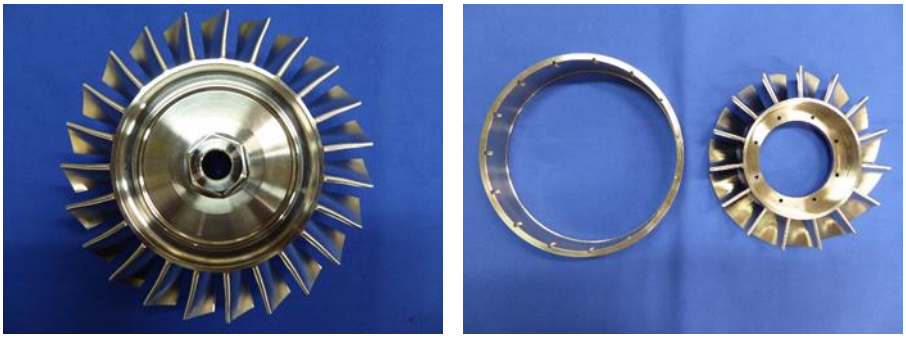


図 21 インコネルにて試作した２次タービン動翼及び静翼

③ターボジェットジェネレーターを安全に動作させるための補機類等の部品製作・試作

ターボジェットジェネレーターを安全に動作させるための電装系、ECU（エンジンコントロールユニット）制御基板、燃料供給機構の補機類などの調整・部品製作を実施した。

蓄電バッテリーを増強し発電の安定化と、モーター自走による冷却を追加し、騒音を軽減させるための防音機構を追加した。

④燃焼器内部の可視化実験

現状のエンジンでは、コンプレッサーのインペラの周速は 440m/s 程度で、圧力比の理論値は約 4.0 であるが、実際は 2.5 程度に留まっている。その原因の一つはディフューザのスペースが狭すぎることがあり、これを十分広くとることで改善できるか検証を行った。

⑤ジェットエンジンによる発電実験及び最適な発電システムの検討

UAV 用ターボジェットエンジンの自動制御系設計を行った。

点火、スタートアップモード、ランモードに至る過程で、図 22 のように、フィードバックコントローラをなめらかにスケジューリングすることによって、図 23 に示すように、安定な定常運転状態まで自動制御することができた。

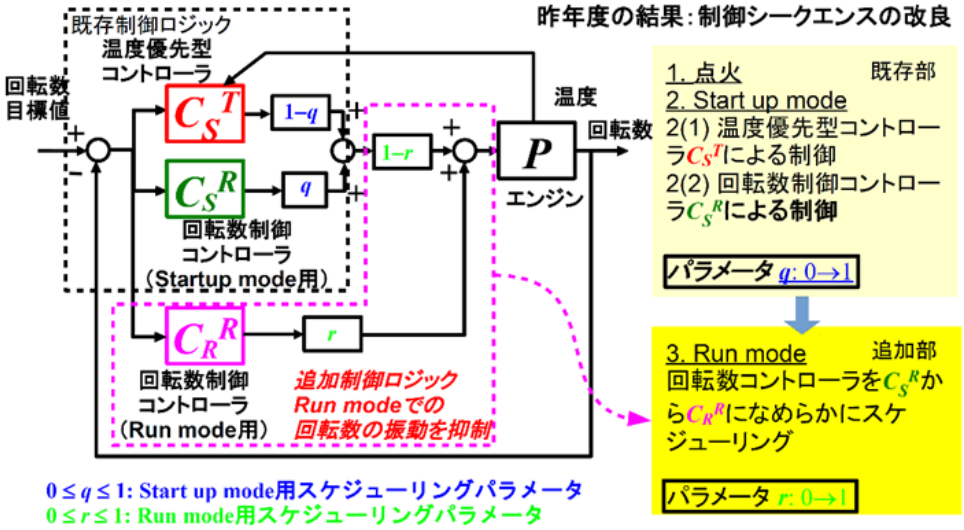


図 22 エンジン自動制御系のブロック線図

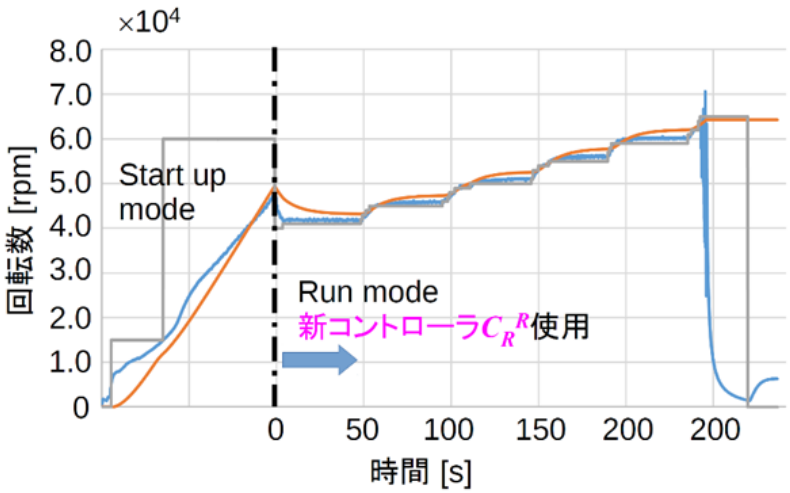


図 23 回転数時刻歴応答（エンジン単体）

図 24 に示されるように、エンジンの排気口に 2 次タービンと発電機を設置した発電実験を行った。

2 次タービンおよび発電機の付加による制御対象の特性変動によって、設計した制御システムが適切に動作するかどうかを検証するために実験を行ったところ、図 25 のように、回転数は滑らかに上昇し、2 次タービンおよび発電機を設置しても、自動制御系はエンジン単体と同様に動作することを確認した。

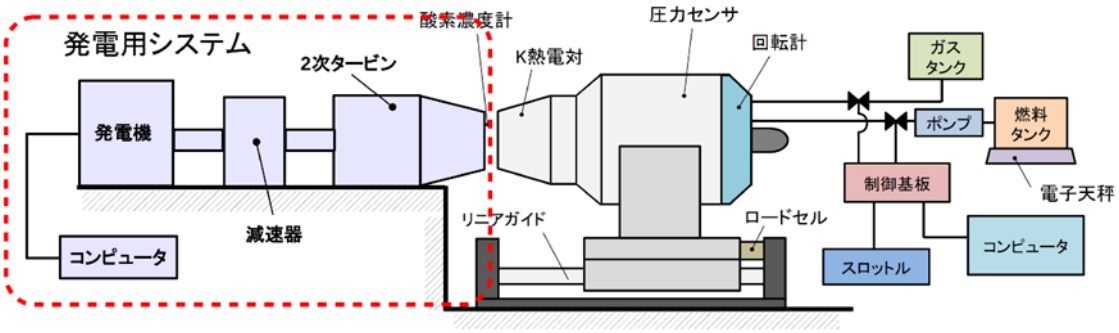


図 24 発電システム概要

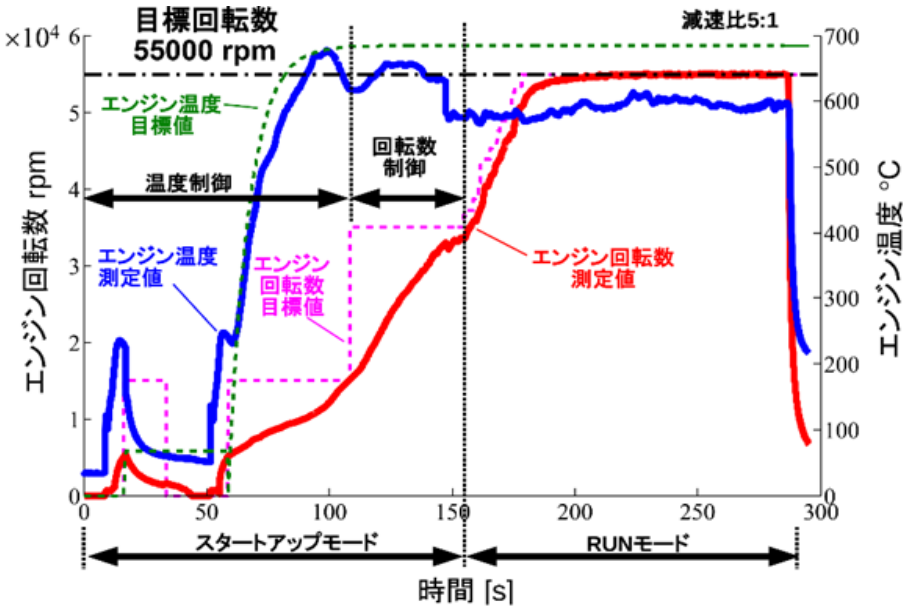


図 25 回転数および温度の時刻歴応答（発電システム追加時）

ここで得られた結果より、現在の自動制御システムを用い、エンジン回転数を種々変動させながら、最適な発電設定を決定する実験を行った。実験は、減速機の減速比が 8:1 の場合と 5:1 の 2 つの場合で行った。表 4、5 に、エンジン回転数を一定値に設定し、発電機の負荷トルクを変更して発電機回転数を一定にした場合の結果を示す。それぞれの表の最下行は、1W の発電量を得るための燃料流量を表す燃費である。これより、以下の結果が得られた。

ア　減速比 5:1 で、エンジン回転数 60,000rpm、 発電機回転数 4,000rpm のとき、最大発電量 7kW を達成した。

イ　エンジン回転数に対し、最も効率（燃費）のよい発電機回転数が存在する。

得られた結果から、エンジン回転数に対して、負荷トルクの調整を燃費が最も良くなるように行うことができるようになった。この実験において、負荷トルクは手動で背呈していたが、得られた結果を元に、エンジン回転数の値から、発電機に最適な負荷トルクを自動的に与えるシステムを構成した。

エンジン回転数35000rpm

	発電機 2000rpm	2500	3000	3500
発電量(W)	1050	800	600	
トルク(Nm)	5	3	2	
流量(ℓ/s)	5.07×10^{-3}	5.02×10^{-3}	5.03×10^{-3}	
燃費(kJ/ℓ)	207	159	119	

エンジン回転数40000rpm

	発電機 2000rpm	2500	3000	3500
発電量(W)	1700	1540	1270	700
トルク(Nm)	8	6	4	2
流量(ℓ/s)	5.7×10^{-3}	5.75×10^{-3}	5.68×10^{-3}	5.65×10^{-3}
燃費(kJ/ℓ)	298	268	223	124

エンジン回転数45000rpm

	発電機 2000rpm	2550	3000	3500
発電量(W)	2400	2450	2260	2100
トルク(Nm)	12	10	7	6
流量(ℓ/s)	6.45×10^{-3}	6.5×10^{-3}	6.48×10^{-3}	6.47×10^{-3}
燃費(kJ/ℓ)	372	377	349	325

エンジン回転数50000rpm

	発電機 2000rpm	2500	3000	3500
発電量(W)	3500	3700	3600	3500
トルク(Nm)	16	14	12	10
流量(ℓ/s)	7.2×10^{-3}	7.27×10^{-3}	7.25×10^{-3}	7.27×10^{-3}
燃費(kJ/ℓ)	486	509	497	482

エンジン回転数55000rpm

	発電機 2000rpm	2500	3000	3500
発電量(W)	4750	5000	5150	5050
トルク(Nm)	22	19	16	14
流量(ℓ/s)	8.07×10^{-3}	8.07×10^{-3}	8.05×10^{-3}	8.03×10^{-3}
燃費(kJ/ℓ)	589	620	640	629

表 4 減速比 8:1 の結果（色つき部が最大効率）

エンジン回転数35000rpm

	発電機 2000rpm	2500	3230	3500
発電量(W)		1040	1020	
トルク(Nm)		4	3	
流量(ℓ/s)		4.78×10^{-3}	4.9×10^{-3}	
燃費(kJ/ℓ)		217	208	

エンジン回転数40000rpm

	発電機 2000rpm	2700	3270	3500
発電量(W)	1550	1680	1720	
トルク(Nm)	7	6	5	
流量(ℓ/s)	5.55×10^{-3}	5.58×10^{-3}	5.55×10^{-3}	
燃費(kJ/ℓ)	279	301	310	

エンジン回転数45000rpm

	発電機 2100rpm	2620	3050	3600
発電量(W)	2200	2460	2500	2600
トルク(Nm)	10	9	8	7
流量(ℓ/s)	6.31×10^{-3}	6.37×10^{-3}	6.35×10^{-3}	6.32×10^{-3}
燃費(kJ/ℓ)	348	386	394	412

エンジン回転数50000rpm

	発電機 2080rpm	2600	2950	3300
発電量(W)	3200	3480	3790	3800
トルク(Nm)	14	13	12	11
流量(ℓ/s)	7.05×10^{-3}	7.13×10^{-3}	7.13×10^{-3}	7.08×10^{-3}
燃費(kJ/ℓ)	454	488	531	536

エンジン回転数55000rpm

	発電機 2230rpm	2600	2890	3500
発電量(W)	4200	4580	4800	5130
トルク(Nm)	18	17	16	14
流量(ℓ/s)	8.02×10^{-3}	8.23×10^{-3}	8.17×10^{-3}	8.12×10^{-3}
燃費(kJ/ℓ)	512	556	588	632

エンジン回転数60000rpm

	発電機 2100rpm	2400	2930	3500	4000
発電量(W)	5300	5700	6400	6900	7000
トルク(Nm)	24	23	21	19	17
流量(ℓ/s)	9.35×10^{-3}	9.42×10^{-3}	9.31×10^{-3}	9.25×10^{-3}	9.23×10^{-3}
燃費(kJ/ℓ)	567	605	687	746	758

表 5 減速比 5:1 の結果（色つき部が最大効率）

(2) 部品製作・組立・調整

①全体設計

全体構成は図 26 のとおりとし、冷却機構（図 27）、防音機構（図 28）について部品製作を実施した。

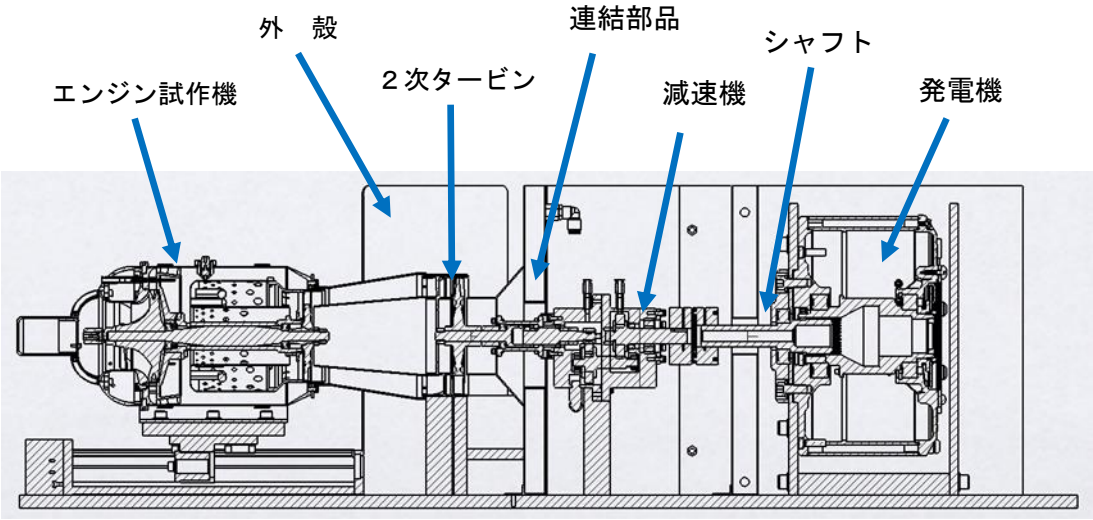


図 26 全体構成（断面図）

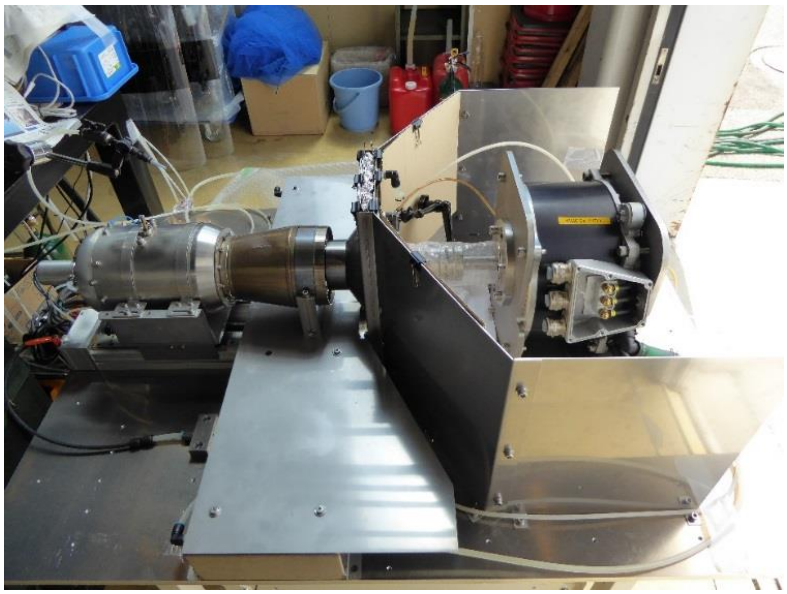


図 27 冷却機構

図 28 防音機構

②タービン回転バランス修正機の開発

回転部品単体でのバランス修正については、JIS 等級で G2.5 等級相当に調整することが可能となったが、アセンブル状態でのバランス修正も行う必要があることから、平成 27 年度に特注横型釣合試験機（図 29）を導入した。

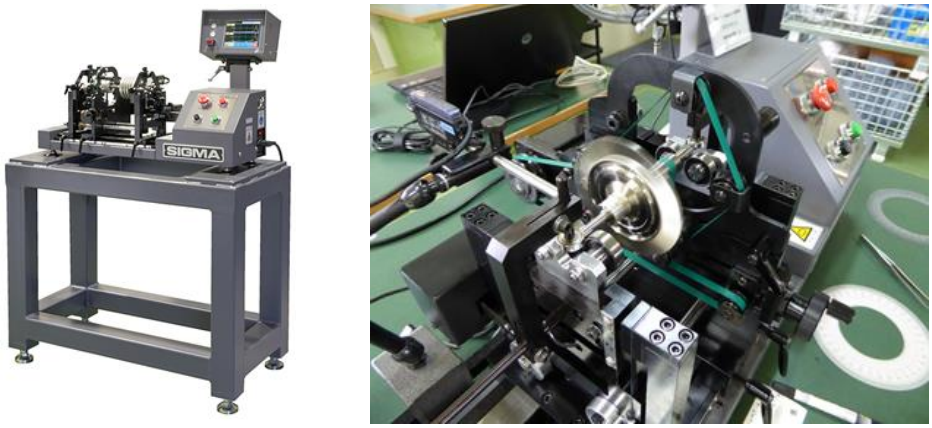


図 29 特注横型釣合試験機(左)及び
アセンブル状態でのタービン回転バランス修正時(右)

上記試験機を用い、アンバランス量を測定、重い部分を削り込んでバランス修正－測定を繰り返すことにより、アセンブル状態でのアンバランス量を JIS 等級で G2.5 等級相当に調整することが可能となった（図 30）。

アセンブル時の微小誤差測定が可能となり、これを修正することでエンジン運転時の共振が殆ど無くなり、長寿命化が期待できる。

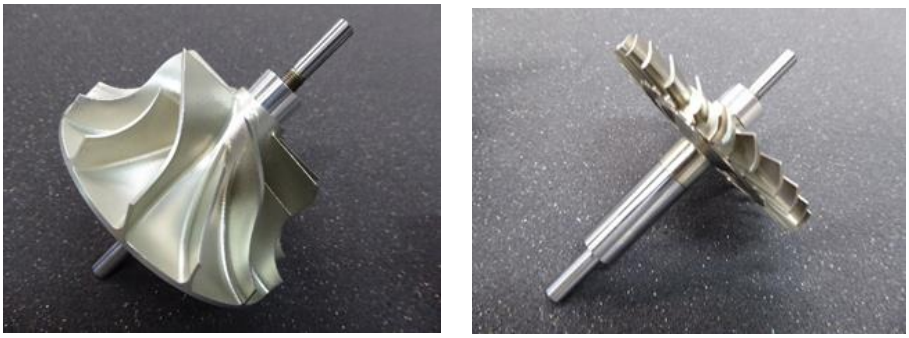


図 30 アセンブル状態でのバランス修正した
コンプレッサー(左)及びタービン動翼(右)

③2 次排気タービンケースの溶接

形状の改良及び材質変更を行ったインコネル製2次排気タービンケースの溶接を行った。羽の前縁部を TIG 溶接し、また、羽の根元部をレーザー溶接にて溶接を行い、変形を抑えた形で十分な強度が出るように溶接を施工した（図 31)。

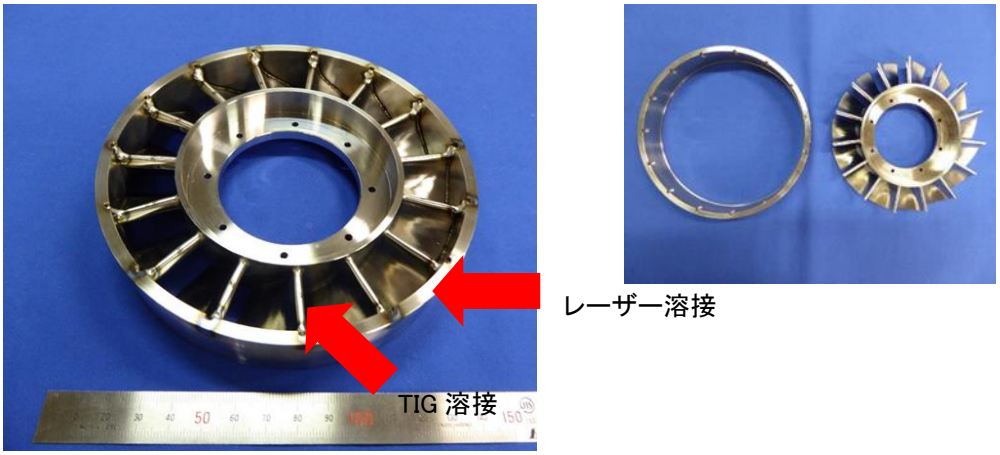


図 31 2 次排気タービンケースの溶接施工

④ターボジェットジェネレーターの試作・改良

ターボジェットエンジンと軸出力ジェネレーターを接合、更に冷却機構、バッテリーなどを追加（図 32）し、ECU で電子制御を行うターボジェットジェネレーターの改良試作を実施した。

改良したターボジェットジェネレーター2 次タービン軸出力に負荷がかかった状態の試験を実施し、発電が可能となったことから、8:1 及び 5:1 減速機を使用し、種々のエンジン回転数、発電機回転数（負荷トルク量の調整によって制御）の組み合わせに対して、発生電力と燃料流量を計測、発電量に対し最適な組み合わせを検討した。

結果については、前述(3)「⑤ジェットエンジンによる発電実験及び最適な発電システム

の検討」のとおり。

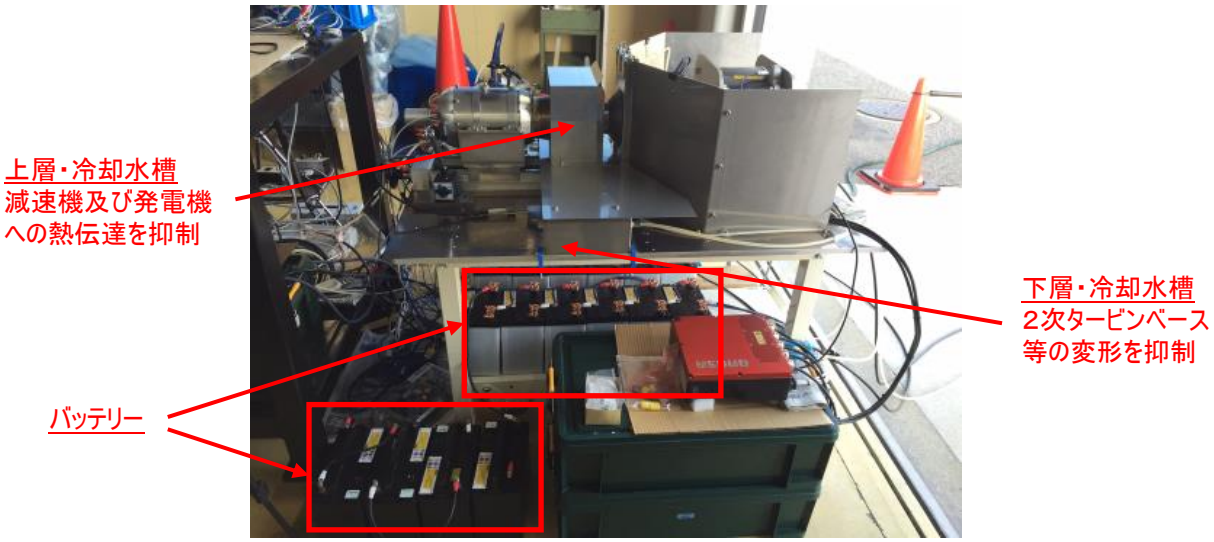


図 32 ターボジェットジェネレーター（冷却機構等追加）

⑤ジェットエンジンターボファン化について

本事業で参考にした小型ターボファンエンジンを測定した結果、推力及び燃料消費量ともに向上は認められなかった。原因としては、エンジンが小型であるが故、ターボファン化による効果が薄いものであると考えられる。

したがって、本プロジェクトで開発するエンジンのターボファン化は断念し、ジェットジェネレーターの設計が流用できるため比較的開発が容易で効果の大きいターボプロップ化（図 33）を目指すこととした。なお、本研究は無人ヘリコプターなど回転翼機への展開を狙ったものである。

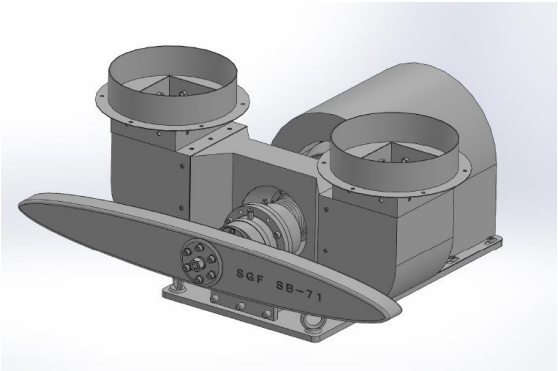


図 33 小型ジェットエンジンを用いたターボプロップエンジン設計

⑥ターボプロップエンジン開発

ジェットジェネレーターの減速機より先（発電機につながる部分）をプロペラに変更、排熱のためのダクトなどを専用設計・試作し、プロペラは市販のパラグライダー用を流用、さらにターボプロップ用、発電用の各部品の製作を行いターボプロップエンジンの試作を実施（図 34）。

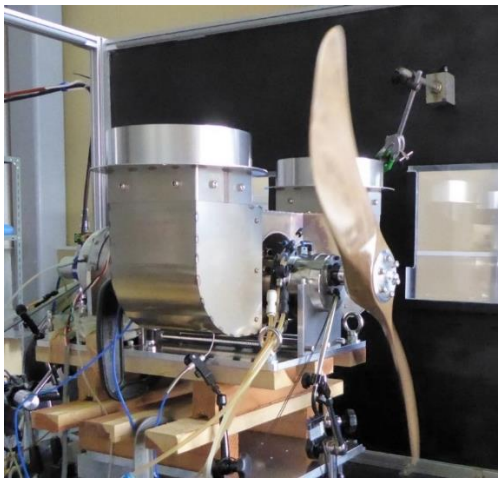


図 34 プロペラを取り付けた状態

⑦ターボプロップエンジンの性能測定

試作したターボプロップエンジンについて、推力及び燃料消費量を測定した（図 35）。

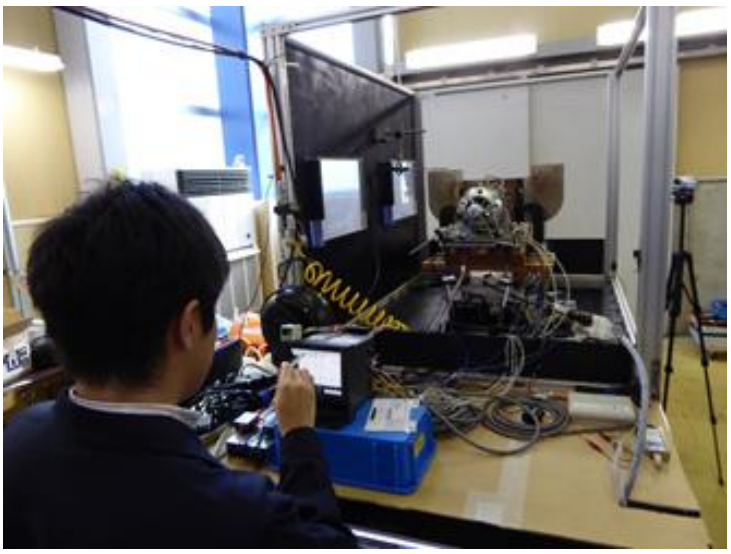


図 35 ターボプロップエンジンの性能測定

ターボジェットエンジン単体との比較を行った結果、ほぼ同等のエンジン回転数において、推力は約 1.7 倍増となった（表 6）。

測定平均値 ターボジェット	
回転数	測定値
[rpm]	[kgf]
40000	3.483333
45000	4.485
50000	6.03

測定平均値 ターボプロップ	
回転数	測定値
[rpm]	[kgf]
35100	4.691667
40300	6.444
45625	8.49
50480	10.554

表 6 推力比較

燃料消費量についてはプロペラの重量及び回転抵抗が増した分、推力あたりの燃料消費量で約 15%燃料を多く消費する結果となった（表 7）。

測定平均値 ターボジェット	
回転数	測定値
[rpm]	[g/s]
40000	4.4
45000	4.9
50000	5.6

測定平均値 ターボプロップ	
回転数	測定値
[rpm]	[g/s]
35128.57	3.6
40371.43	4.9
45720	5.7
50480	6.5

表 7 燃料消費量比較

しかし、「燃料消費率（S.F.C)」においては以下のとおりとなり、約 34%向上するという結果が得られた。

「燃料消費率（S.F.C)」＝燃料消費量（kg/h）／静止推力（kgf）

・ターボジェット：(5.6g/s×60s×60min ）/6.03 ＝ 3.34kg/h

・ターボプロップ：(6.5g/s×60s×60min）/10.554 ＝ 2.21kg/h

（2.21 kg/h）／（3.34kg/h）＝ 0.661 ← 約 34%向上

(3)評価技術の開発

①環境対応型先進 UAV 飛行試験機体の開発

2 次タービン軸出力でプロペラを駆動するターボプロップエンジンの機上評価用無人航空機の主翼材の新しい素材として CFR-PET 押出成形法とプルワインディング製法のフレーム材の機械加工性と無人航空機に適応したときの剛性評価を行い、良好な結果を得た。完成したターボプロップエンジンの機上評価用無人航空機となる環境対応型先進ＵＡＶを図 36 に示す。総重量 140kg、翼幅 11m の大型無人航空機となった。設計には図 37 のように強度解析を行い、図 38 の試験機体用コントローラーの開発も行った。将来の無人空中輸送を想定して、試験飛行には、段ボール８個を搭載した。

図 36 完成した試験機

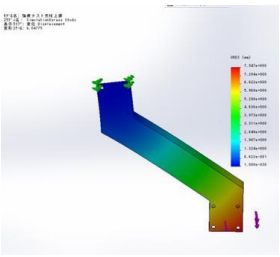


図 37 首部フレーム強度解析

図 38 飛行制御装置

②試験機体の試験法の開発と飛行試験実証

安全な試験方法であるが、図 39 に示すセーフティーサイドワイヤーにより、ロールとヨーの動きが拘束され、安全に飛行試験が可能なことを実証した。

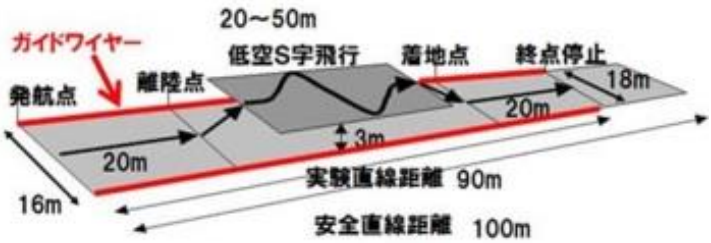


図 39 セーフティーサイドワイヤーによる新試験法

この総重量 140kg、翼幅 11m の大型無人航空機を用いて、ジャンプ飛行試験を安全に実施するために、図 40～42 のようにセーフティーガイドワイヤーを用いたトーイングによる飛行試験を行った。無人航空機の両脇に金属製のガイドワイヤーを敷設し、そのガイドワイヤーに滑車を用いて主翼の左右と強化繊維ワイヤーで結ぶことにより、左右のロールとヨーの動きを拘束することで、安全に飛行試験が可能となった。図 41 のように、後輪に比べて前輪が少し浮く姿勢のまま着陸するが、着陸は強靭なサスペンション構造により、地面に接地するだけで跳ねずに安定して着陸できることがわかった。

図 40 飛行試験（前面）

図 41 側面

図 42 背面

最終章　全体総括

本研究開発で取り組んだ、チタンアルミ合金の高精度高速切削のための基礎的加工技術の開発、切削工具の開発及び、その技術を活用したチタンアルミ合金製タービンの開発については、３ヶ年でほぼ目標を達成した。

チタンアルミ合金製タービンを使用したジェットエンジンとしての性能は、燃費や推力の向上で当初目標に届かなかったが、発電の最適化技術を開発したことにより、ターボジェットジェネレーターとして 7kW の発電に成功するなど、開発の目的自体は概ね達成したものと評価する。

(1)複数年の研究開発成果

①チタンアルミ合金の高精度高速切削のための基礎的加工技術の開発（達成度：100%）

±30 ミクロン以内の精度を確保するためのチタンアルミ合金の切削加工条件を把握し、当該精度をドライ、またはセミドライで、加工能率 1 cm^3/min 以上において 30 分以上の工具寿命を可能とする比較的小径（直径 2～6mm 程度）のエンドミルを開発するという当初目標に対し、本事業で開発した直径 3 mmのボールエンドミルにおいて、 ±30 ミクロン以内の精度を確保した上で、セミドライ加工にて加工能率 1 cm^3/min 以上、90 分以上の工具寿命を達成した。

②チタンアルミ合金製タービンの開発（達成度：60%）

重量を従来比 20%減にした上で、燃費を従来比 20%向上可能な軸出力変換を実現するタービンの切削技術・工具形状を確立するという当初目標に対し、開発した切削技術や、工具形状によりタービン動翼及び静翼のチタンアルミ化に成功し、重量従来比 45%（エンジン全体では 13%軽量化）を達成したが、燃費については 9～11%の向上に留まった。

②チタンアルミ合金を用いたターボジェットジェネレーターの設計・試作・組立・計測（達成度：70%）

ターボジェットジェネレーター単体のグロス試験と使用する機器に搭載した状態でのネット試験により、ターボジェットジェネレーターの搭載方法の最適化や搭載後の性能評価、搭載方法評価などのシステム技術の開発を行い、川下の求めるスペック（騒音値従来比 20%低減、エンジン推力 50kgf）を実現する領域であることを計測評価するという当初目標に対し、開発したターボジェットジェネレーターでは、騒音値を目標より大きく 40dB(目標 20dB)低減させることに成功したが、発電量とエンジン推力については目標に届かなかった。

(2)研究開発後の課題

タービンの軽量化のみでは目標とする燃費の向上を達成することができなかったため、燃焼器及び燃料供給機構の設計を見直し、目標である従来比 20%向上を目指す。

また、ターボジェットジェネレーターの性能が目標値に届かなかった原因は、2 次タービンのトルク不足が考えられるため、更に回転トルクを取り出せるようシミュレーション技術を活用して設計を見直すこととする。