This document is translated by lunartech.ai's open-source PDF translation library Babel (**https://lunartech.ai**). This repository is currently under active construction, welcome to star and follow. Link to github: **https://github.com/LunarTechAI/Babel**

Available online at www.sciencedirect.com

ScienceDirect

ELSEVIER

एक छोटे टर्बोजेट इंजन का डिज़ाइन, निर्माण और संचालन अनुसंधान उद्देश्यों के लिए

एर्नेस्टो बेनीनी *, स्टेफानो जियाकोमेत्ती

*Dip*आर्टमिेंटो दी इंजीनियिरंगि मेकानकिा, यूनविर्सिटा` दी पादोवा, विया वेनेज़िया, 1 – 35131 पादोवा, इटली

ऑनलाइन उपलब्धe 27 जुलाई 2007

सारांश

पादोवा विश्वविद्यालय में एक अनुसंधान परियोजना चल रही है, जिसका उद्देश्य एक 200 N स्थैतिक-थ्रस्ट इंजन विकसित करना है, जिसका उपयोग शैक्षणिक और अनुसंधान गतिविधियों के लिए किया जाएगा। यह पत्र इस प्रकार के इंजन को स्थापित करने के लिए आवश्यक सभी चरणों का विस्तार से वर्णन करता है, जिसमें डिज़ाइन, निर्माण और संचालन शामिल हैं। जेट इंजन में 60, 000 r pm पर 2.66:1 संपीड़न अनुपात विकसित करने वाला एक एकल-चरण सेंट्रीफ्यूगल कंप्रेसर, एक प्रत्यक्ष-प्रवाह अंडाकार दहन कक्ष और 950 K टरबाइन-इनलेट तापमान (TIT) के साथ एक एकल-चरण अक्षीय टरबाइन है। सभी डिज़ाइन और निर्माण विवरण प्रदान किए गए हैं, साथ ही संचालन प्रक्रिया और प्रयोगात्मक परिणाम भी।

© 2007 एल्सेवियर लिमिटेड। सभी अधिकार सुरक्षित।

कीवर्ड: छोटे टर्बोजेट; टर्बोजेट इंजन; डिज़ाइन; संचालन; दहन

1. परिचय और पृष्ठभूमि

हाल के वर्षों में, छोटे आकार के गैस-टर्बाइन इंजनों में जमीन आधारित और वाहन उपयोगों के लिए रुचि बढ़ी है। विशेष रूप से, छोटे आकार के टर्बोजेट इंजन दूरस्थ-नियंत्रण विमानों या बिना पायलट वाले हवाई वाहनों (UAVs) पर उनके अत्यधिक उच्च थ्रस्ट-टू-वेट अनुपात [1] के कारण आकर्षक होते जा रहे हैं। कई छोटे टर्बोजेट डिज़ाइन उदाहरण उपलब्ध हैं जो 200 N स्थिर थ्रस्ट से कम विकसित करते हैं (जैसे [2,3]) जो बड़े टर्बोजेट के स्केल-डाउन प्रक्रियाओं से निकाले गए हैं, लेकिन माइक्रो स्केल [4] पर। हालाँकि, इन इंजनों के व्यवहार की गहरी समझ अभी तक सुनिश्चित नहीं की गई है।

ज्ञान की कमी इंजन सेट-अप और विकास के लगभग सभी चरणों को शामिल करती है: छोटे इंजनों का डिज़ाइन, निर्माण, संचालन और परीक्षण बड़े विमान प्रोपल्सर्स की तुलना में विभिन्न अवधारणाओं द्वारा विनियमित होते हैं और इन्हें अनुकूलित प्रक्रियाओं की आवश्यकता होती है।

ऐसी मशीनों का डिज़ाइन अनिवार्य रूप से उनके छोटे आकार से प्रभावित होता है। मिलीमीटर/सेन्टीमीटर-स्केल गैस टरबाइन [5], के लिए डिज़ाइनरों को इंजीनियरिंग चुनौतियों का सामना करना पड़ता है जो बड़े पारंपरिक मशीनों की विशेषता के समान हैं, इसके अलावा यह तथ्य कि पारंपरिक डिज़ाइन मानदंड नए डिज़ाइन स्थान में अनिवार्य रूप से लागू नहीं होते हैं। इसमें विशेष रूप से इंजन के घटकों का एरो-थर्मो-मैकेनिकल व्यवहार शामिल है, क्योंकि थर्मोडायनामिक चक्र को अपेक्षाकृत उच्च संचालन तापमान, बहुत कम घटक दबाव-प्रतिशत और दक्षताओं, और कोर-असेंबली की उच्च घूर्णन गति द्वारा विशेषता दी जाती है। इस संदर्भ में, इंजन के प्रदर्शन पर कम रेनॉल्ड्स संख्याओं की भूमिका महत्वपूर्ण है और यह घर्षण बलों की जड़त्वीय बलों पर प्रभुत्व को इंगित करती है। इसके अलावा, कॉम्पैक्ट इंजन के कारण गर्मी-स्थानांतरण से संबंधित समस्याएं इंजन के डिज़ाइन और कोर-इंजन आर्किटेक्चर के चयन को प्रभावित कर सकती हैं। परिणामस्वरूप, एक सटीक एरो-थर्मो-डायनामिक डिज़ाइन की आवश्यकता होती है और, अंततः, संचालन और ऑफ-डिज़ाइन व्यवहार के संदर्भ में एक बहुत संवेदनशील इंजन।

इसके अलावा, दहन से संबंधित समस्याएँ बहुत बड़ी हैं, विशेष रूप से ज्वाला स्थिरीकरण के संदर्भ में। इसमें दहन कक्ष का सटीक डिज़ाइन और दहन प्राथमिक क्षेत्र के भीतर एक कुशल पुनः परिसंचरण की सेट-अप शामिल है।

इसके अलावा, इन इंजनों के निर्माण के पहलू उनके छोटे आकार के कारण विशिष्ट हैं। घटक बहुत उच्च गति ($>30,000$ rpm) पर घूमते हैं, जिससे संतुलन सुरक्षित और टिकाऊ संचालन के लिए निर्णायक हो जाता है। इसका मतलब है कि घूमने वाले भागों को बहुत उच्च सटीकता के साथ मशीन किया जाना चाहिए। इसलिए, उत्कृष्ट कठोरता और डंपिंग गुणों वाले बेयरिंग का उपयोग प्राथमिक महत्व का है।

पैडोवा विश्वविद्यालय एक परियोजना पर काम कर रहा है जिसका उद्देश्य अनुसंधान और शैक्षिक उद्देश्यों के लिए छोटे टर्बोजेट इंजनों का विकास करना है। इस परियोजना का अंतिम लक्ष्य ऐसे इंजनों को डिज़ाइन, निर्माण, संचालन और परीक्षण करने के लिए आवश्यक क्षमता प्राप्त करना है।

2. डिज़ाइन विनिर्देश

जब टर्बोजेट इंजन के लिए विनिर्देशों को परिभाषित किया गया, तो हमने एक कॉम्पैक्ट, हल्के और संभवतः कम लागत वाले सिस्टम के बारे में सोचा जो ISO परिस्थितियों के तहत लगभग 200 N थ्रस्ट विकसित करने में सक्षम था, एक विकल्प जिसे हमने प्रोपल्सर और परीक्षण बेंच के संबंध में अत्यधिक व्यय के बिना प्रभावी अनुसंधान/शैक्षणिक प्रयोग के लिए उचित माना। ये विशेषताएँ कुछ बुनियादी थर्मोडायनामिक और यांत्रिक नियमों के अनुसार प्राप्त की गईं, जिन्हें निम्नलिखित के रूप में वर्णित किया गया है:

1. समग्र डिज़ाइन और प्रणाली आर्किटेक्चर को यथासंभव सरल बनाने के लिए एक सरल ओपन ब्रायटन–जूल थर्मोडायनामिक चक्र का चयन करें, और इस प्रकार किसी भी चक्र की जटिलता, जैसे आंतरिक पुनर्जनन, वायु रिसाव, ब्लेड कूलिंग, आदि से बचें। 2. 1000 K से कम टरबाइन-इनलेट तापमान अपनाएं। भले ही यह विकल्प अधिकतम प्राप्त होने वाली थर्मल दक्षता को η 20% से कम मानों तक सीमित करता है (जब इंजन समुद्र-स्तर की स्थितियों में संचालित होता है), यह टरबाइन भागों के निर्माण के लिए एक कम लागत वाले स्टील का उपयोग करना संभव बनाता है। 3. एकल-शाफ्ट कॉन्फ़िगरेशन चुनें। इस प्रकार की विशेषता इंजन के वजन और आकार पर सकारात्मक प्रभाव डालती है, साथ ही घटक की सरलता पर भी, हालांकि यह इंजन को इसके संचालन में कम लचीला बनाती है।

4. मानक-प्रौद्योगिकी टरबोमशीनरी और रोटरडायनामिक्स डिज़ाइन का उपयोग करें, बिना किसी परिवर्तनीय ज्यामिति उपकरण के और कोर इंजन का समर्थन करने के लिए मानक बॉल-बेयरिंग का उपयोग करें। 5. एक उत्सर्जन नोज़ल का उपयोग करें जिसमें संकुचन आकार हो ताकि प्रवाह हमेशा इंजन के उत्सर्जन पर उपसोनिक हो, सिवाय इसके कि जब इंजन चोकिंग स्थिति में संचालित होता है।

3. टरबोजेट इंजन की डिज़ाइन प्रक्रिया

हमने टरबोजेट के विकास में जो कदम उठाए, वे निम्नलिखित हैं।

3.1. थर्मोडायनामिक-चक्र डिज़ाइन और विश्लेषण

टरबोजेट इंजन के प्रदर्शन की भविष्यवाणी के लिए एक ब्रायटन–जूल चक्र सिमुलेटर का उपयोग किया गया; सिमुलेटर को [6] में विस्तार से वर्णित के अनुसार लागू किया गया। थर्मोडायनामिक मॉडल में, निम्नलिखित मान्यताएँ की गईं:

– वायुमंडलीय दबाव और हवा का तापमान क्रमशः 288.15 K और 101.3 kPa है।

– हवा एक अर्ध-आदर्श गैस के रूप में व्यवहार करती है जिसमें विशिष्ट ऊष्माएँ तापमान के साथ बदलती हैं।

– ईंधन/हवा मिश्रण एक अर्ध-आदर्श समकक्ष गैस की तरह व्यवहार करता है, जिसकी एंथाल्पी, एंट्रॉपी और विशिष्ट ऊष्माएँ तापमान और ईंधन/हवा समकक्ष अनुपात [7] पर निर्भर करती हैं।

– इनटेक आइसेंट्रॉपिक-क्षमता $\eta_{s} = 0.97$ है।

– कंप्रेसर की आइसेंट्रॉपिक-क्षमता $\eta_{s} = 0.78$ है।

– बर्नर की क्षमता 0.94 है।

– कंबस्टर की वायवीय-क्षमता 0.9 है।

– टरबाइन की आइसेंट्रॉपिक-क्षमता $\eta_{s} = 0.8$ है।

– नोज़ल की आइसेंट्रॉपिक-क्षमता 0.98 है।

– नोज़ल अनचोक्ड है।

ईंधन को घरेलू उपयोग के लिए तरल केरोसिन माना गया है, जिसकी ऊष्मा मूल्य 42,700 kJ/kg है।

ऐसी परिकल्पनाओं का उपयोग करते हुए, एक पैरामीट्रिक विश्लेषण किया गया ताकि चक्र के दबाव अनुपात को निकाला जा सके जो $377\ \mathrm{N/(kg/s)}$ की अधिकतम इंजन विशिष्ट थ्रस्ट की गारंटी देता है। इसलिए, 2.66 का दबाव अनुपात चुना गया और तदनुसार $950\ \mathrm{K}$ का अधिकतम चक्र-तापमान अपनाया गया। तदनुसार, निश्चित बिंदु पर $200\ \mathrm{N}$ के डिजाइन थ्रस्ट के लिए, वायु द्रव्यमान प्रवाह दर $0.53\ \mathrm{kg/s}$ है। चक्र के अन्य प्रासंगिक पैरामीटर तालिका 1 में रिपोर्ट किए गए हैं।

3.2. कंप्रेसर डिज़ाइन

छोटे, कॉम्पैक्ट और हल्के जेट इंजनों के लिए, एक डबल-स्टेज डिफ्यूज़र (रेडियल और डीस्वर्ल) के साथ एकल-स्टेज सेंट्रिफ्यूगल कंप्रेसर का चयन अनिवार्य है [8]। चक्र अध्ययन से डिज़ाइन डेटा का उपयोग करते हुए, इम्पेलर और डिफ्यूज़र को [8,9] द्वारा वर्णित प्रक्रिया का पालन करते हुए डिज़ाइन किया गया। सरलता के लिए, हमने रेडियल ब्लेड के साथ एक इम्पेलर डिज़ाइन करने का निर्णय लिया, क्योंकि यह प्रकार का निर्माण करना आसान है, भले ही इसे यह मान्यता प्राप्त हो कि यह बैकस्वेप्ट-ब्लेड इम्पेलर [8,10,11] के रूप में अधिकतम दक्षता और भाग-लोड संचालन के मामले में उतना अनुकूल नहीं है।

पहला कदम इम्पेलर और डिफ्यूज़र का एक-आयामी गणना करना था, जिसमें एंगियर द्वारा प्रदान किए गए हानि और विचलन सहसंबंध शामिल थे [13]।

तालिका 1 चक्र विश्लेषण से निश्चित-बिंदु संचालन में प्रासंगिक पैरामीटर

ISO परिस्थितियों में आवश्यक स्थैतिक थ्रस्ट	200 N
टरबाइन का इनलेट तापमान (TIT)	950 K
संपीड़न अनुपात	2.66
कंप्रेसर का वितरण दबाव	262 कपा
कंप्रेसर का वितरण तापमान	407 के
टर्बाइन का इनलेट दबाव	246 कPa
टर्बाइन का आउटलेट-प्रेशर	137 कPa
टर्बाइन का आउटलेट-तापमान	847 K
ईंधन/हवा अनुपात	0.0137
विशिष्ट थ्रस्ट	377 मीटर/सेकंड
मानक गति	60,000 आरपीएम
थर्मल दक्षता	12%

इसके बाद, कंप्रेसर का एक त्रि-आयामी मॉडल लागू किया गया और इसे नैवियर-स्टोक्स सॉल्वर (Ansys CFX 10©) का उपयोग करके अनुकरण किया गया, जहां गणनाओं के दौरान इम्पेलर और डिफ्यूज़र के बीच एक ‘ ‘स्टेज’’ इंटरफेस अपनाया गया [12] जिसका एक अंश चित्र 1 में रिपोर्ट किया गया है। अनुकरणों ने संकुचन अनुपात और आइसेंट्रॉपिक दक्षता के लिए मानों की भविष्यवाणी की, जो पहले चक्र विश्लेषण में अपनाए गए मानों से भिन्न थे। इसलिए, इंजन चक्र का एक नया अनुकरण किया गया और कंप्रेसर का पुन: डिज़ाइन किया गया। यह प्रक्रिया तब तक दोहराई गई जब तक चक्र विश्लेषण और घटक प्रदर्शन से सफलतापूर्वक संकुचन नहीं हुआ। अंततः डिज़ाइन किया गया कंप्रेसर (चित्र 2 और 3) में 20 रेडियल ब्लेड (जिसमें 10 s प्लटिर ब्लेड शामिल हैं जो भाग-लोड संचालन में प्रवाह मार्गदर्शन में सुधार के लिए हैं), 129 मिमी का बाहरी व्यास, 74 m मीटर का इनलेट व्यास और डिज़ाइन बिंदु पर (60,000 आरपीएम) 405 m/ सेकंड की टिप गति थी। डाउनस्ट्रीम डिफ्यूज़र में 19 रेडियल और 38 डीस्वर्ल ब्लेड हैं, जिनमें से बाद वाले को दहन कक्ष में बहुत अधिक स्वर्ल के बिना वायु के अक्षीय प्रवाह प्रदान करने के लिए डिज़ाइन किया गया है।

(घूर्णन की मात्रा को कंप्रेसर इम्पेलर निकास से दहन कक्ष के इनलेट तक के हिस्से में नियंत्रित किया जाना चाहिए ताकि यहां अत्यधिक दबाव हानि न हो)।

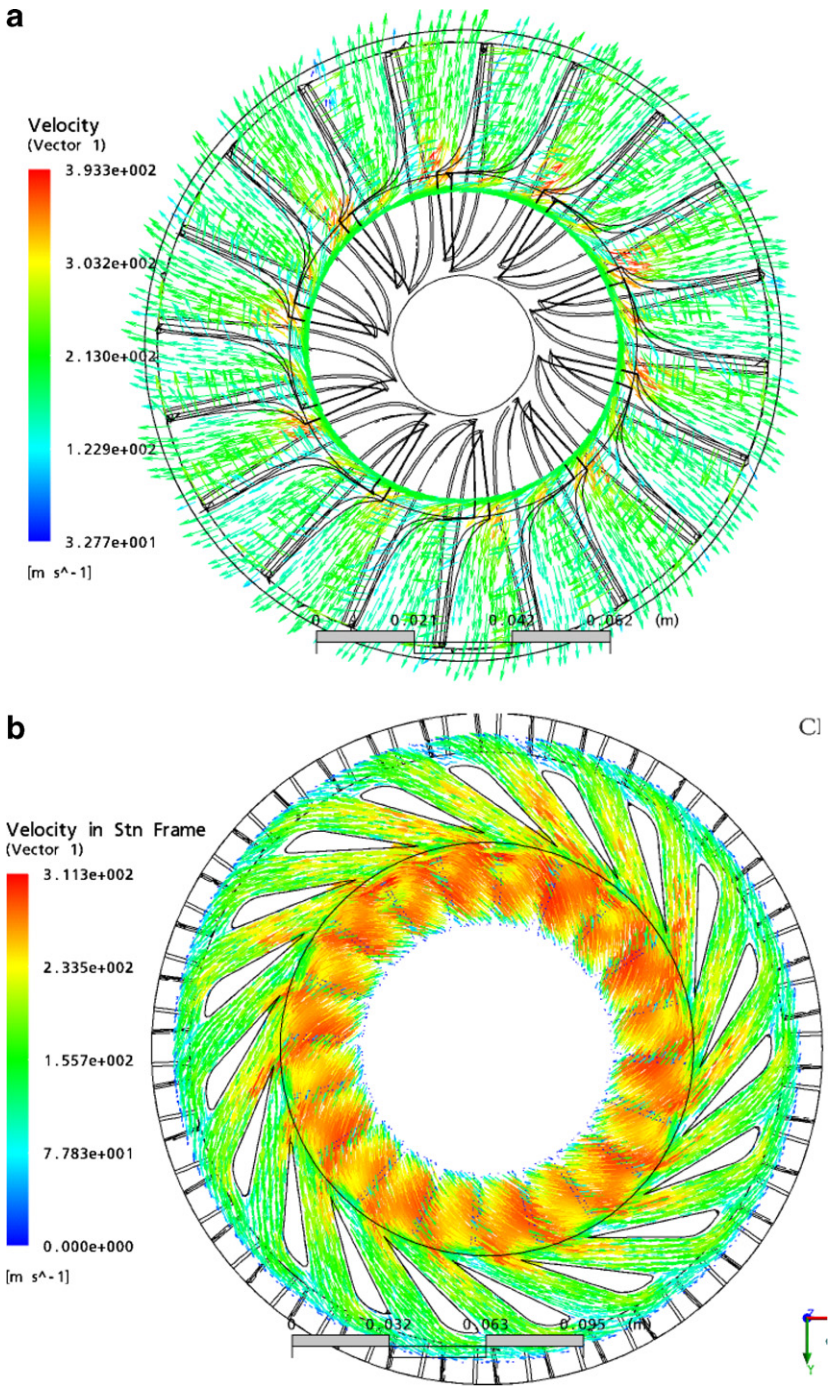
कंप्रेसर के पूर्वानुमानित मानचित्र चित्र 4 में दर्शाए गए हैं।

कंप्रेसर इम्पेलर एक टुकड़े के एल्युमिनियम मिश्र धातु (Ergal) से प्राप्त किया गया था, जिसका उपयोग एक a 5- अक्षीय संख्यात्मक नियंत्रण मशीन द्वारा किया गया। डिफ्यूज़र को भी एक टुकड़े के मैग्नीशियम से इसी तरह बनाया गया। कंप्रेसर केसिंग अंततः फोर्ज किए गए मैग्नीशियम से प्राप्त की गई।

इस इंजन में कंप्रेसर के लिए अच्छे इनलेट प्रवाह विशेषताओं को सुनिश्चित करने के लिए एक सामान्य बेल-मुंह के आकार का इनलेट उपयोग किया गया, क्योंकि स्थैतिक थ्रस्ट विकसित किया जाना है [14] । इनलेट और कंप्रेसर केसिंग दो अलग-अलग वस्तुएं हैं जो एल्युमिनियम मिश्र धातु से बनी हैं। रोटर केसिंग की मशीनिंग अत्यधिक सटीक होनी चाहिए। बड़े टिप क्लियरेंस समग्र इंजन प्रदर्शन और कंप्रेसर दक्षता के लिए हानिकारक होते हैं, विशेष रूप से छोटे इनलेट व्यास के साथ। टिप क्लियरेंस को लगभग 0. 2 m मीटर के आसपास रखा गया है, जो रेडियल और अक्षीय रोटर विस्थापन नियंत्रण और संरेखण के लिए न्यूनतम व्यावहारिक है।

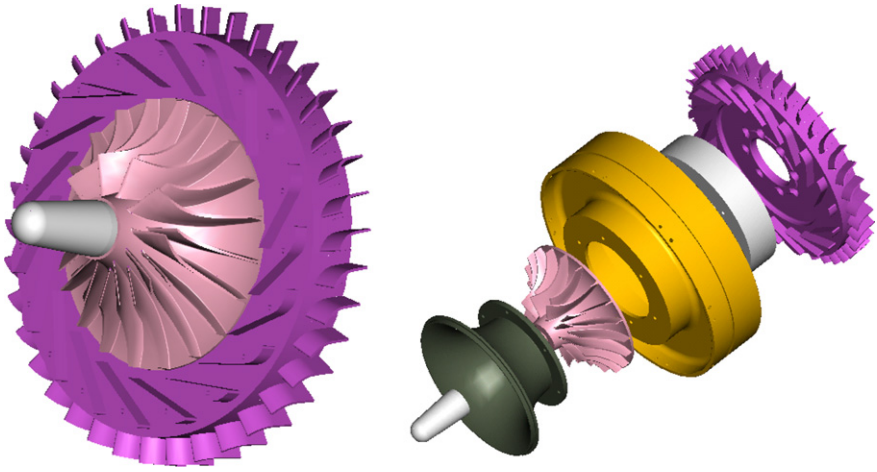
3.3. दहन-कक्ष डिजाइन

जैसा कि अपेक्षित है, छोटे गैस-टर्बाइन इंजनों में दहन कक्ष का डिज़ाइन एक बहुत ही जटिल कार्य है, जिसका आकार कंप्रेसर और टरबाइन के संबंध में मजबूत युग्मन समस्याओं द्वारा सीमित होता है, आमतौर पर शाफ्ट की लंबाई और व्यास पर निर्माण संबंधी सीमाएँ होती हैं। ये



चत्रि 1. (क) इम्पेलर और (ख) डफि्यूज़र में वेग क्षेत्र, जो 60,000 rpm पर कंप्रेसर के CFD समिुलेशन से प्राप्त हुआ।

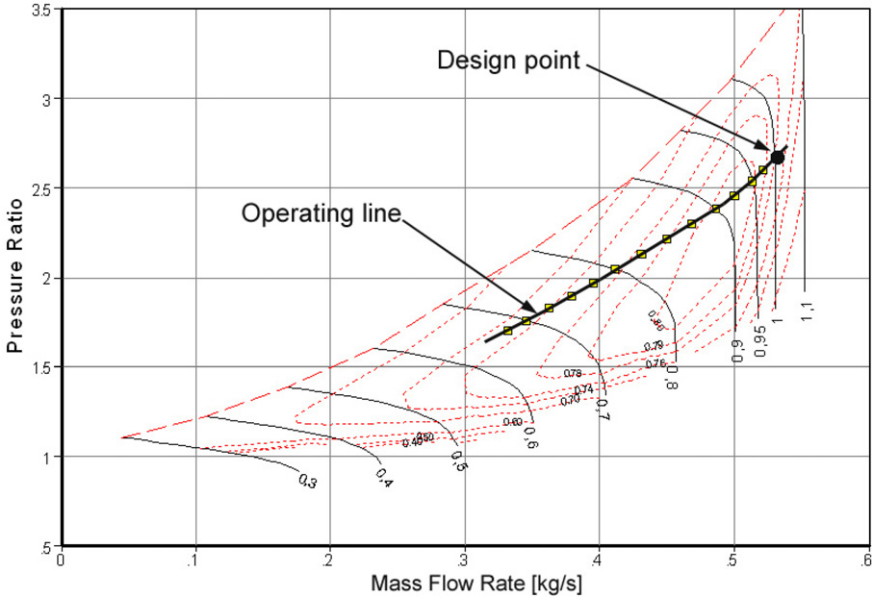
आवश्यकताओं ने हमारी ध्यान को एक वशिष प्रकार के दहन कक्ष पर केंद्रति कयिा है, अर्थात् एक सीधे प्रवाह वाले अनुलर कक्ष पर। इस लेआउट को चत्रि 5, 6 और 10 में दर्शाया गया है: कंप्रेसर से नकिलने वाली हवा कंप्रेसर डफि्यूज़र आउटलेट और दहन कक्ष की लाइनर के बीच के गैप में अचानक फैलाव के अधीन होती है, और फरि सीधे कक्ष में प्रवेश करने के लएि मज बूर की जाती है।



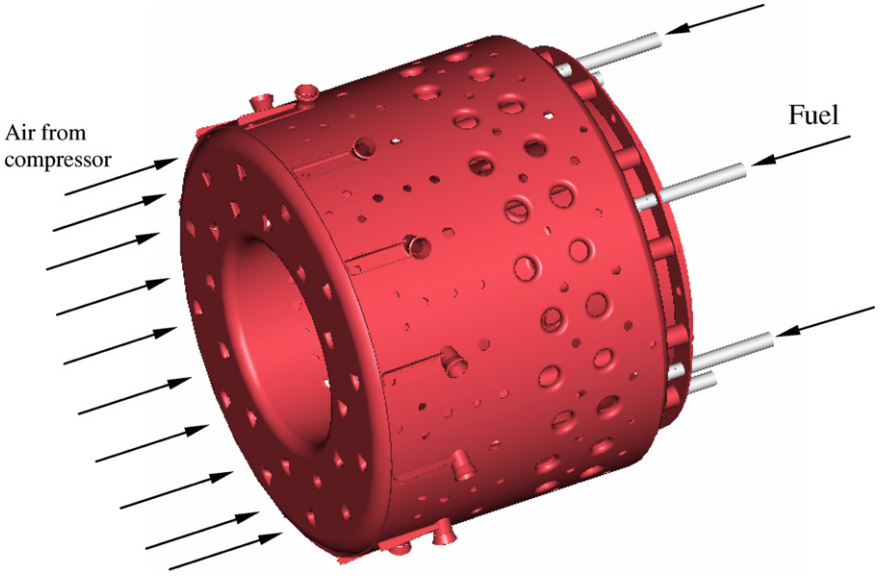
चत्रि 2. कंप्रेसर असेंबली का कंप्यूटर प्रतनिधित्वि।

चत्रि 3. नरि्मति कंप्रेसर की तस्वीरें।

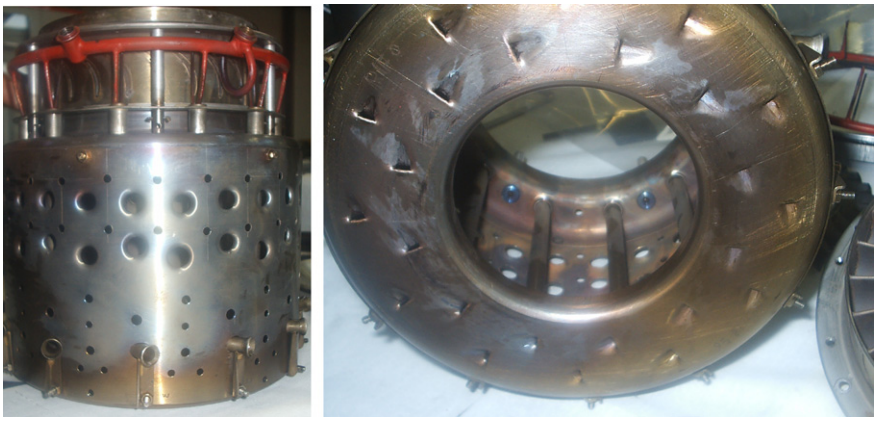
हालांकि परिधीय छद्रि (इसलिए स्वरिलर का उपयोग कि बिना), जहां यह वाष्पीकृत ईंधन के साथ मश्रिति होता है जो सलिंड्रि कल ईंधन इंजेक्टर पाइपों से हवा की धारा पर गरिता है। मश्रिण को टरबुलेटर्स की उपस्थतिि से बढ़ाया जाता है, और पुनः परसिं चरण में।



चत्रि 4. पूर्वानुमानति कंप्रेसर मानचत्रि।



चत्रि 5. दहन-कक्ष का कंप्यूटर प्रतनिधित्वि।



चित्र 6. निर्मित दहन कक्ष की तस्वीरें।

प्राथमिक क्षेत्र का निर्माण उस इंटरैक्शन से होता है जो प्राथमिक हवा के बीच होता है जो दहन कक्ष के सामने प्रवेश करती है और बाहरी लाइनर से प्रवेश करने वाले वायु जेट के बीच।

इस कॉन्फ़िगरेशन के मुख्य लाभ पारंपरिक अंडाकार दहन कक्ष के समान हैं जो बड़े आकार के इंजनों को विशेषता देते हैं [15] : संतोषजनक ईंधन-हवा मिश्रण, संकुचन, हल्कापन, और प्रभावी लाइनर ठंडा करना। वास्तव में, यह व्यवस्था लाइनर के सतह-से-आयतन अनुपात को अत्यधिक नहीं दिखाती, जैसा कि रिवर्स-फ्लो दहन कक्षों में होता है। हालाँकि, मुख्य कमी अपेक्षाकृत खराब वायुगतिकीय प्रदर्शन है जो डिफ्यूजन क्षेत्र में होने वाले उच्च दबाव हानि के कारण होती है।

दहन कक्ष का डिज़ाइन लेफेब्रे द्वारा निर्धारित नियमों का पालन करते हुए किया गया।

[15] : दो मुख्य मुद्दों पर विचार किया गया है और यह एक जटिल डिज़ाइन की ओर ले जाता है, अर्थात् एक सही प्राथमिक क्षेत्र पुनः परिसंचरण और ज्वाला स्थिरीकरण की समस्या।

दहन कक्ष के प्रवेश पर所谓 के स्विरल वैन, जो बड़े गैस-टर्बाइनों में व्यापक रूप से उपयोग किया जाता है, का उपयोग नहीं किया गया क्योंकि निर्माण में कठिनाइयाँ थीं और क्योंकि ईंधन को व्यक्तिगत नोजल के माध्यम से इंजेक्ट करने का इरादा नहीं था। इसके बजाय, बड़े पैमाने पर प्राथमिक क्षेत्र पुनः परिसंचरण का उपयोग करते हुए कुछ बड़े वायु जेटों ने अंततः सफल डिज़ाइन की ओर ले जाया। जब सही तरीके से रखा गया, तो ये पुनः परिसंचरण छिद्र मिश्रण और दहन स्थिरता में महत्वपूर्ण सुधार लाए, और परीक्षण चलाने के परिणामस्वरूप एक बेदाग दहन कक्ष मिला।

आग की स्थिरता के संबंध में, कुछ मुद्दों पर चर्चा की जानी चाहिए। जैसा कि अच्छी तरह से ज्ञात है, ईंधन-से-हवा अनुपात के संबंध में निरंतर दहन के लिए स्थिरता सीमाएँ व्यापक हैं, लेकिन ये सीमाएँ प्रज्वलन के लिए बहुत संकीर्ण हैं। इसलिए, अच्छे प्रज्वलन गुणधर्म ईंधन-इंजेक्टर डिज़ाइन और प्राप्त की जा सकने वाली एटमाइजेशन गुणवत्ता पर बहुत निर्भर करते हैं। प्राथमिक क्षेत्र में एक अच्छी तरह से एटमाइज्ड या वाष्पीकृत ईंधन (जो कि आदर्श रूप से स्टॉइकियोमेट्रिक ईंधन-से-हवा अनुपात के करीब हो) की आवश्यकता होती है, विशेष रूप से कम घूर्णन गति पर, जब दहन कक्ष के इनलेट पर हवा का तापमान और दबाव लगभग परिवेश के समान होते हैं। यह प्रज्वलन प्रदर्शन के लिए विशेष रूप से हानिकारक है क्योंकि इसमें बड़े प्रज्वलन गर्मी-हानि और बहुत खराब ईंधन-एटमाइजेशन गुणवत्ता होती है जो वास्तव में प्राप्त की जा सकती है।

उच्च गुणवत्ता वाले ईंधन एटमाइजेशन का अध्ययन किया गया, लेकिन छोटे उच्च-प्रदर्शन वाले ओरिफिस नोजल को अच्छे ईंधन-प्रेशर और भारी ऑनबोर्ड बूस्ट-पंप की आवश्यकता होती है ताकि अच्छे ईंधन-स्प्रे प्राप्त किए जा सकें। इसके अलावा, वे बड़े स्प्रे-कोन कोण बनाने की प्रवृत्ति रखते हैं, और एक बारीक ईंधन स्प्रे का मतलब होगा एक बड़ा कोन कोण। जलती हुई बूंदों के लाइनर की आंतरिक दीवार पर गिरने के कारण होने वाला गर्मी संचरण उच्च होता है, विशेष रूप से एक बहुत

छोटे दहन कक्ष में। इन कारणों से, ईंधन पूर्व-उपवाष्पीकरण ने सबसे अच्छा समाधान प्रदान किया। डिज़ाइन में एक ईंधन पूर्व-उपवाष्पीकरण मैनिफोल्ड शामिल है जो दहन कक्ष के भीतर स्थित है। क्योंकि ईंधन और दहन कक्ष प्रारंभ में ठंडे होते हैं, ईंधन को पूर्व-उपवाष्पित नहीं किया जा सकता जब तक कि इसे प्रज्वलन से ठीक पहले इसके उच्च उपवाष्पीकरण तापमान तक गर्म नहीं किया जाता, जो कि cumbersome है। समाधान यह था कि प्रारंभ और प्रज्वलन के लिए प्राकृतिक गैस ईंधन का उपयोग किया जाए। बाद वाला एक डिस्चार्ज स्पार्क-इग्निशन यूनिट द्वारा पूरा किया गया जो इन-हाउस विकसित किया गया था।

एक केरोसिन ईंधन को इस टर्बोजेट इंजन को चालू करने के बाद चलाने के लिए चुना गया। न्यूनतम आईडल स्पीड पर, केरोसिन ईंधन के लिए स्थानांतरण उसी गैस मैनिफोल्ड के माध्यम से समन्वयित वाल्वों का उपयोग करके शुरू किया जाता है। फिर दहन कक्ष में पहले से गर्म गैसें मैनिफोल्ड में ईंधन को उच्च वाष्पीकरण स्तर तक पूर्व-गर्म करती हैं इससे पहले कि यह दहन कक्ष में प्रवेश करे। केरोसिन के पास अच्छे दहन गुण होते हैं जब इसे सही तरीके से वाष्पित किया जाता है और यह गैसोलीन या तरलीकृत पेट्रोलियम गैस की तुलना में संभालने के लिए बहुत सुरक्षित है। हालांकि यह बहुत ज्वलनशील है, केरोसिन में लीक होने पर, जैसे कि पंपों या फीड लाइनों से, विस्फोटक मिश्रण बनाने की प्रवृत्ति कम होती है। ईंधन हैंडलिंग और इंजन संचालन में सुरक्षा एक गंभीर डिज़ाइन मुद्दा रहा है। अंततः, चूंकि उच्च तापमान पर केरोसिन हाइड्रोकार्बन के थर्मल क्रैकिंग के परिणामस्वरूप कोक उत्पन्न करने की प्रवृत्ति रखता है, हम विशेष रूप से वाष्पीकरणकर्ताओं की आंतरिक दीवार पर कोक परत के निर्माण के बारे में चिंतित थे।

केरोसिन के उपयोग के लिए ईंधन प्रेशराइजेशन के लिए एक बूस्टर पंप की आवश्यकता थी। केरोसिन ईंधन के साथ मुख्य कठिनाई दहन कक्ष की सीमित जगह के भीतर उचित वाष्पीकरण थी। तापमान (थर्मल तनाव) और रोटर स्पीड में पर्याप्त मार्जिन

(घटक लोडिंग) को यह सुनिश्चित करने के लिए प्रदान किया गया है कि जीवन लंबा हो, विशेष रूप से गर्म-सेक्शन घटकों के लिए। 1000 K का अधिकतम संचालन टरबाइन-इनलेट तापमान टरबाइन की क्षमता से काफी नीचे साबित हुआ है। निर्मित दहन कक्ष

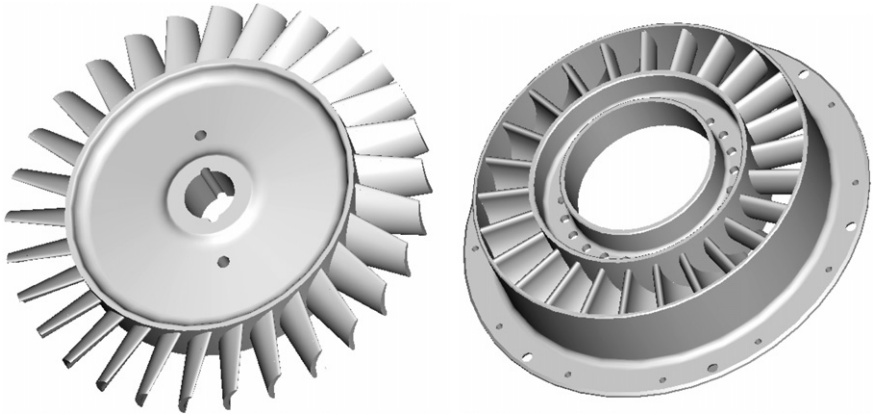
(AISI 316L स्टील का उपयोग करते हुए) चित्र 6 में दर्शाया गया है।

3.4. टरबाइन डिज़ाइन

दहन कक्ष के डिज़ाइन के परिणामस्वरूप, और इसलिए उस द्रव/द्रव्यमान प्रवाह दर के ज्ञान से जिसे विस्तारित किया जाना है, साथ ही दहन कक्ष के निकास पर द्रव के ठहराव-तापमान और दबाव से, एकल-चरण, अक्षीय-प्रवाह टरबाइन को कंप्रेसर को चलाने के लिए पसंदीदा कॉन्फ़िगरेशन के रूप में चुना गया। इसमें एक नोज़ल पंक्ति और एक a 0 .55 प्रतिक्रिया टरबाइन पहिया शामिल है। नोज़ल और रोटर के प्रोफाइल मानक A A_3K_7 एयरफॉयल के इन-हाउस विकास हैं जिन्हें हमने वायुगतिकीय और संरचनात्मक दृष्टिकोण से संतोषजनक प्रदर्शन प्राप्त करने के लिए अध्ययन किया। वे वास्तव में एक निर्धारित-घुमाव टरबाइन-ब्लेड विधि [19] का उपयोग करके निकाले गए थे।

प्रारंभिक डिज़ाइन एक-आयामी प्रक्रिया का उपयोग करके टरबाइन के औसत त्रिज्या पर किया गया, जो कि हॉरलोक [18] द्वारा दर्शाए गए प्रसिद्ध प्रक्रिया का पालन करता है और क्रेग और कॉक्स [17], द्वारा दिए गए हानि सहसंबंधों और ऐनली और मैथयिेनसन [20] द्वारा व्यक्त विचलन सहसंबंध का उपयोग करता है। नोज़ल पंक्ति में 25 b ब्लेड थे जिनके पास त्रिज्या के साथ स्थिर स्टैगर कोण थे, जबकि विभिन्न त्रिज्याओं पर 29 रोटर ब्लेड के कोण निर्धारित करने के लिए एक मुक्त-भंवर मानदंड का उपयोग किया गया (चित्र 7)। प्रत्येक ब्लेड पंक्ति की इष्टतम ठोसता ज़्वेइफेल मानदंड का उपयोग करके पाई गई, हालाँकि टैंजेंटियल-लिफ्ट गुणांक को 1.1 पर सेट किया गया, जैसा कि [16] में सुझाव दिया गया है। इस तरह, ब्लेड पर लोडिंग पारंपरिक डिज़ाइन प्रथा के संबंध में बढ़ा दी गई।

नोज़ल ब्लेड पंक्ति को रिफ्रैक्टरी स्टील 310S का उपयोग करके बनाया गया था। दूसरी ओर, टरबाइन रोटर ब्लेड के लिए उपयोग किया जाने वाला सामग्री W W302 स्टील है (दोनों घटक



चित्र 7. टरबाइन रोटर (बाईं ओर) और नोज़ल वेंस (दाईं ओर) का कंप्यूटर प्रतिनिधित्व।

चित्र 8 में दर्शाए गए हैं)। कंप्रेसर और टरबाइन को एक V V145 स्टील शाफ्ट के माध्यम से जोड़ा गया है, जिसे कुछ प्रीलोडेड बॉल बेयरिंग द्वारा समर्थित किया गया है। रोटर-बेयरिंग मॉड्यूल को सभी अन्य घटकों के साथ सटीक रूप से संरेखित और संतुलित किया गया था ताकि कंप्रेसर और टरबाइन दोनों के टिप क्लियरेंस को नियंत्रित किया जा सके।

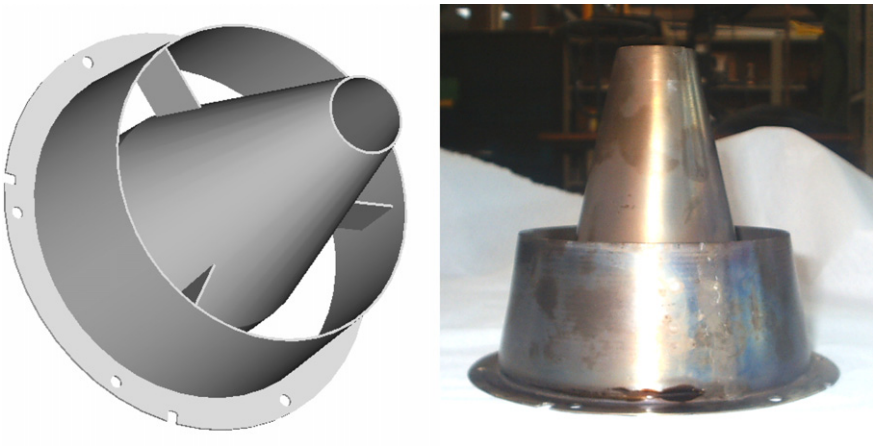
दोनों बेयरिंग्स को एक बाहरी-माउंटेड टैंक से एक ट्यूब के माध्यम से कंप्रेसर केसिंग द्वारा तेल से चिकनाई और ठंडा किया जाता है। यह ल्यूब-ऑयल सिस्टम कुल-हानि प्रकार का है।

चित्र 8. निर्मित टरबाइन की तस्वीरें।

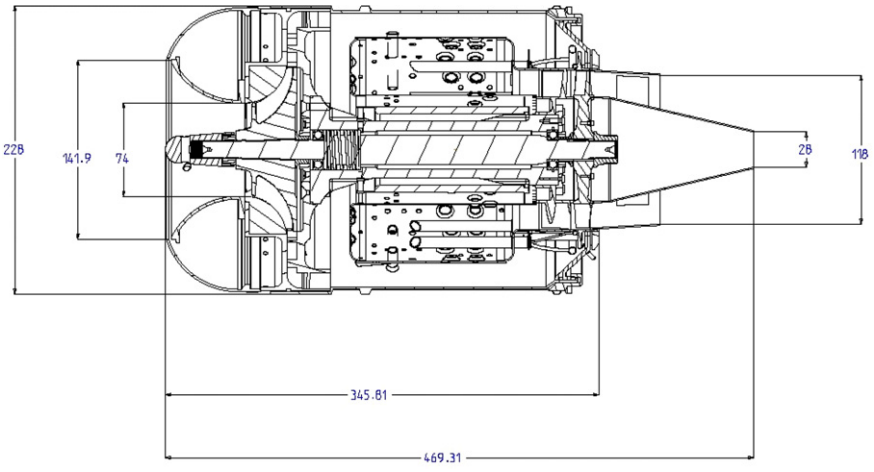
सामान्य संचालन के दौरान केवल थोड़ा तेल आवश्यक है। एक बंद-लूप सिस्टम बहुत भारी और इंजीनियर करने में ब हुत कठिन होगा, और इसके लिए अत्यधिक जटिल सीलिंग व्यवस्था की आवश्यकता होगी। ल्यूब-ऑयल प्रवाह क ो एक छोटे आकार के ओरिफिस द्वारा नियंत्रित किया जाता है, और तेल को कंप्रेसर डिस्चार्ज एयर का उपयोग क रके दोनों बेयरिंग्स में भेजा जाता है। स्टार्ट-अप से पहले, जब कोई दबाव उपलब्ध नहीं होता है, तो तेल को मैन्युअ ल रूप से भेजा जाता है। सभी तेल अंततः उत्सर्जन नली में खो जाता है जहां यह गर्म गैसों में समाहित हो जाता है।

3.5. नोज़ल डिज़ाइन

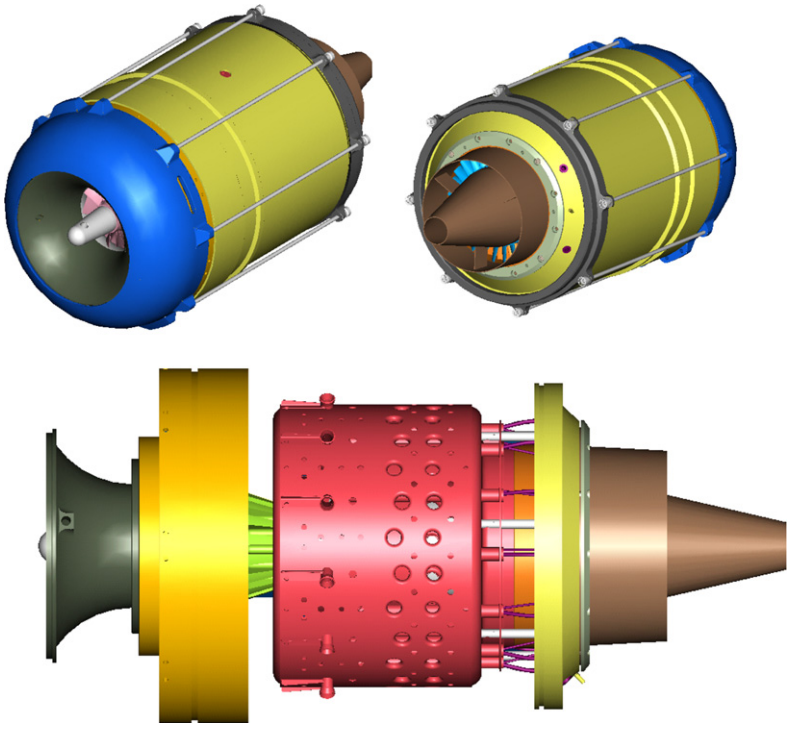
एक सरल संकुचन-आकार का उत्सर्जन नोज़ल डिज़ाइन किया गया है जिसमें $6013\ cm^2$ का प्रभावी नि कासी क्षेत्र है, जो डिज़ाइन बिंदु पर नोज़ल को अनचोक करता है। यह घटक AISI $316L$ स्टील प्लेटों से बनाया गया था, और चित्र 9 में दर्शाए अनुसार निर्मित किया गया।



चित्र 9. डिस्चार्ज नोज़ल: कंप्यूटर प्रतिनिधित्व (बाईं ओर) और निर्मित घटक (दाईं ओर)).



चित्र 10. डिज़ाइन किए गए टर्बोजेट का द्वि-आयामी चित्र (आकार मिमी में)।



चित्र 11. डिज़ाइन किए गए टर्बोजेट का कंप्यूटर प्रतिनिधित्व।

3.6. असेंबली डिज़ाइन

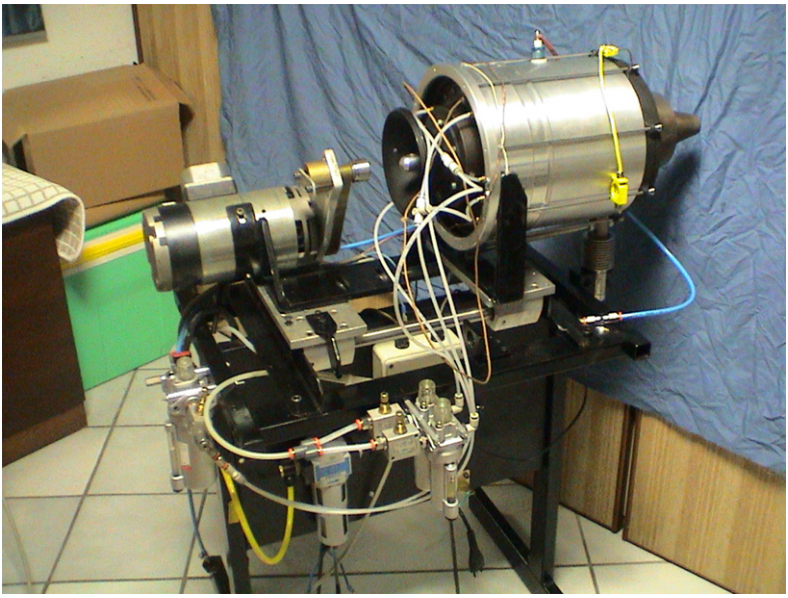
एक मॉड्यूलर डिज़ाइन अवधारणा को पूरे इंजन में बनाए रखा गया है। सभी घटकों को आसानी से निर्मिति और असेंबल करने के लिए डिज़ाइन किया गया है। टर्बोजेट इंजन को कई मॉड्यूल में विभाजित किया गया है जो बोल्ट, प्रेस-फिट कनेक्शन और विशेष क्लैंप के माध्यम से संयोजित होते हैं। चित्र 10 और d 11 असेंबली का मेरिडियनल सेक्शन और तीन-आयामी दृश्य दिखाते हैं।

4. टर्बोजेट परीक्षण

विकसित टर्बोजेट, कोर-असेंबली के सटीक संतुलन के बाद, एक परीक्षण रिग पर स्थापित और परीक्षण किया गया, जिसमें घूर्णन गति, गर्म गैसों का उत्सर्जन स्थैतिक तापमान, कंप्रेसर स्थैतिक निर्वहन दबाव, थ्रस्ट (स्थैतिक), बेयरिंग और तेल का तापमान, और ईंधन का दबाव और तापमान मापा जा सकता है।

4.1. परीक्षण रिग और उपकरण

परीक्षण रिग में एक बेंच शामिल था जहाँ इंजन को चित्र 12 में दिखाए अनुसार स्थापित किया गया है। परीक्षण रिग निम्नलिखित उपकरणों से सुसज्जित है:



चत्रि 12. परीक्षण रगि पर माउंट कयिा गया टर्बोजेट।

(1) K-प्रकार के तीन इंसुलेटेड थर्मोजंक्शन, जो टरबाइन रोटर के डाउनस्ट्रीम में रखे गए हैं।

(2) एक एनालॉग बौर्डन-प्रकार का मैनोमीटर, जो कंप्रेसर के आउटलेट पर स्थति स्थैतकि-प्रेशर टैप से जुड़ा हुआ है।

(3) इंजन द्वारा वकिसति थ्रस्ट को मापने के लिए एक लोड सेल।

(4) एक मैग्नेटकि टैकोमीटर, जसिके माध्यम से इंजन के घूर्णन शासन को मापा जा सकता है।

(5) ईंधन को दहन कक्ष में पंप करने के लिए एक वॉल्यूमेट्रकि गयिर पंप।

(6) इंजन को स्टार्ट करने के लिए एक इलेक्ट्रकि मोटर (यानी जब तक स्व-संचालन प्राप्त नहीं हो जाता)।

(7) इग्नाइटर के लिए एक डस्चिार्ज स्पार्क-इग्नशिन यूनटि।

(8) प्राकृतकि गैस ईंधन और केरोसनि के लिए समन्वयति नयिंत्रण वाल्व।

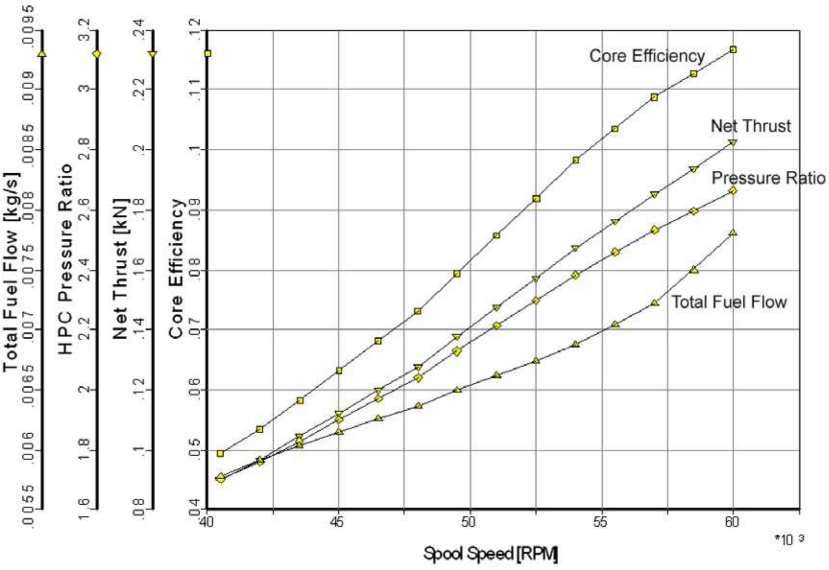
(9) बेयरगि के लिए स्नेहन का एक तेल पंप।

4.2. परीक्षण प्रक्रयिा और परणिाम

इंजन स्टार्ट-अप पर, सहायक मोटर से वद्युित शक्तकिा उपयोग कोर-असेंबली को लगभग 10, 000 r pm तक तेज करने के लिए कयिा जाता है।

इस बदिु पर इग्नशिन चालू कयिा जाता है, प्राकृतकि गैस ईंधन वाल्व खोला जाता है, और लाइट-अप होता है, जो इंजन को लगभग 20, 000 r pm की न्यूनतम आईडल स्पीड तक और तेज करता है। इस बदिु से वद्युित मोटर को डस्किने क्ट कर दयिा जाता है और इंजन स्व-संचालति होता है। इसके बाद उत्पन्न थ्रस्ट को ईंधन प्रवाह दर पर कार्य करके काफी आसानी से नयिंत्रति कयिा जा सकता है, जो बदले में टर्बोजेट की तात्कालकि घूर्णन गतकिो नर्धिारति करता है।

प्राकृतकि गैस ईंधन से केरोसनि में परविर्तन एक ही ईंधन मैनफिोल्ड प्रणाली का उपयोग करके कयिा जाता है, गैस-ईंधन वाल्व को एक साथ बंद करके और तरल-ईंधन वाल्व को खोलकर। परविर्तन के दौरान, टर्बोजेट इंजन गैस ईंधन और केरोसनि के मश्रिण पर चलता है



चित्र 13. प्रदर्शन परीक्षण परिणाम।

कुछ सेकंड के लिए। यह विधि बहुत सफल रही है। फिर इंजन की अधिकतम निरंतर गति 60, 000 r pm तक तेजी लाने की प्रक्रिया शुरू की जा सकती है।

परीक्षणों के मुख्य परिणाम (चित्र 13) वे वक्र हैं जो उत्पन्न स्थैतिक निवल थ्रस्ट, कुल ईंधन खपत, स्थैतिक संकुचन अनुपात और थर्मल दक्षता से संबंधित हैं।

(जिसे कोर दक्षता भी कहा जाता है) इंजन की घूर्णन गति के लिए।

वर्तमान में, इंजन ने 500 h से अधिक संचालन किया है और प्रदर्शन में कमी के बिना अच्छा प्रदर्शन किया है; इसके अलावा, हमने वाष्पीकरण दीवारों पर किसी भी कोक निर्माण को दर्ज नहीं किया, लेकिन समय के साथ दहन कक्ष के व्यवहार का विश्लेषण करने के लिए आगे दीर्घकालिक प्रदर्शन परीक्षण किए जाने की आवश्यकता है।

5. निष्कर्ष और भविष्य की जांच

पैडोवा विश्वविद्यालय के यांत्रिकी विभाग में एक छोटे, कम लागत वाले 200 N- थ्रस्ट जेट इंजन को डिजाइन और विकसित करने के लिए काफी मात्रा में शोध किया गया है, जिसे अनुसंधान और शैक्षणिक उद्देश्यों के लिए उपयोग किया जा सकता है। इस परियोजना ने इस प्रकार के इंजन को स्व-डिजाइन, निर्माण, संचालन और परीक्षण करने के लिए आवश्यक विशेषज्ञता प्राप्त करने की अनुमति दी, और आगे के शोध कार्य के लिए आधार तैयार किया। वास्तव में, अगले कदम इंजन दक्षता में सुधार की दिशा में होंगे, जो चक्र दबाव अनुपात और टरबाइन इनलेट तापमान में वृद्धि के माध्यम से होगा (जिसके लिए सुपर निकेल मिश्र धातुओं और/या सिरेमिक सामग्रियों का उपयोग अनिवार्य है), इसके बाद सहनशक्ति और विश्वसनीयता परीक्षण होंगे।

संदर्भ

[1] चु एचएच, चियांग ह्सियाओ-वेई। एरोस्पेस प्रौद्योगिकी विकास - छोटे गैस-टर्बाइन विकास। ताइवान, आरओसी: एरोस्पेस विकास योजना, राष्ट्रीय विज्ञान परिषद; 1996। पृष्ठ 4–22।

[2] जैक्सन एजेबी, लास्कारडिसि पी, पलिडिसि पी। शक्ति और वशि्ववद्यिालय-उद्योग सहयोग के लिए छोटे एरो गैस-टर्बाइनों के लिए परीक्षण बस्तिर। एएसएमई पेपर जीटी-2004-54334 ; 2004।

[3] डेवसिन सीआर, बर्कि एएम। अनुसंधान और शक्ति के लिए एक माइक्रो-टर्बाइन इंजन की सेट-अप और संचालन अनुभव। ASME पेपर GT-2004-53377 ; 2004।

[4] एपस्टीन एएच। मलिीमीटर-स्केल, MEMS गैस-टर्बाइन इंजन। ASME पेपर GT-2003-38866 ।

[5] रॉडर्स सी। छोटे गैस-टर्बाइन के प्रदर्शन पर आकार के कुछ प्रभाव। ASME पेपर GT-2003-38027 ; 2003।

[6] हलि पीजी, पीटरसन सीआर। प्रोपल्शन की यांत्रकिी और थर्मोडायनामकि्स। रीडगि (एमए): एडसिन-वेस्ली; 1992।

[7] कम्प्स्टी एन। जेट प्रोपल्शन। कैम्ब्रजि: कैम्ब्रजि यूनविर्सटिी प्रेस; 1997।

[8] जापकिसे डी। सेंट्रीफ्यूगल-कंप्रेसर डज़िाइन और प्रदर्शन। वाइल्डर, वर्मोट: कॉन्सेप्ट्स ईटीआई, इंक.; 1994।

[9] व्हटिफील्ड ए, बैनसि एनसी। रेडयिल टरबोमशीनों का डज़िाइन। लंदन, यूके: लॉन्गमैन; 1990।

[10] जंगेनह एम, गोटो ए, हाराडा एच। सेंट्रफि्यूगल और मशि्रति-प्रवाह इंपेलर्स में द्वतिीयक प्रवाहों के दमन के लिए डज़िाइन मानदंडों पर। एएसएमई जे टरब ोमचनिरी 1998;120:723–35।

[11] बेननिी ई। वकिासात्मक गणना का उपयोग करके कंप्रेसर इंपेलर्स का अनुकूलति नवयिर–स्टोक्स डज़िाइन। अंतर्राष्ट्रीय जर्नल कंप्यूट फ्लुइड डाइन 2003;17(5):357–69।

[12] बेननिी ई, टोफोलो ए, लाज़ारेटो ए। माइक्रोटरबाइन डफि्यूज़र के प्रदर्शन को बढ़ाने के लिए प्रयोगात्मक और संख्यात्मक वशि्लेषण। एक्सप थर्मल फ्लुइड साइंस 2006;30(5):427–40।

[13] आंगयिर आरएच। सेंट्रफि्यूगल कंप्रेसर - वायुगतकिीय डज़िाइन और वशि्लेषण के लिए एक रणनीतिा न्यूयॉर्क: एएसएमई प्रेस; 2000।

[14] Cumpsty NA. कंप्रेसर एरोडायनामकि्स. यूके: लॉन्गमैन गरुप; 1989.

[15] Lefebvre AH. गैस-टर्बाइन दहन. 2n d संस्करण. लंदन: टेलर & फ्रांससि; 1999.

[16] Wilson DG, Korakianitis T. उच्च-प्रभावशीलता टर्बोमशीनरी और गैस टर्बाइनों का डज़िाइन. 2n d संस्करण. एंग्लवुड क्लफि्स (NJ): प्रेंटसि-हॉल; 1998.

[17] Craig HRM, Cox HJA. अक्षीय-प्रवाह टर्बाइनों का प्रदर्शन पूर्वानुमान. प्रोक इंस्टीट्यूट मेकैनकिल इंजीनयिर्स 1971;185(32/71).

[18] Horlock JH. अक्षीय-प्रवाह टर्बाइन. लंदन: बटरवर्थ्स; 1966.

[19] Korakianitis T. अक्षीय-टर्बोमशीनरी कैस्केड्स के प्रारंभकि ज्यामतिीय डज़िाइन के लिए नर्धिारति-घुमाव-वतिरण एयरफॉइल. जे टर्बोमशीनरी 1993;115(2):325–33.

[20] Ainley DG, Mathienson GCR. धारा और दबाव हानयिों की जांच धुरी प्रवाह टरबाइनों के ब्लेड पंक्तयिों में R&M संख्या 2892 (मार्च)। यूके: एर ोन। रसिर्च कम.; 1951.