

## INTEGRASI MATEMATIKA DAN FISIKA DALAM DESAIN INOVATIF MINI TURBOJET UNTUK SISTEM PROPULSI RINGAN BERBASIS TEKNOLOGI NASIONAL

Widiasih Widiasih<sup>1\*</sup>, Ismail Ismail<sup>2</sup>, Hasoloan Siregar<sup>3</sup>, Heri Kurniawan<sup>3</sup>, Diki Diki<sup>4</sup>, Nailah Insani Alifiyah<sup>4</sup>, Fikri Nashrullah<sup>5</sup>

<sup>1</sup>Program Studi Pendidikan Fisika, Universitas Terbuka, Tangerang Selatan

<sup>2</sup>Program Studi Pendidikan IPA S3, Universitas Pendidikan Indonesia, Bandung

<sup>3</sup>Program Studi Matematika, Universitas Terbuka, Tangerang Selatan

<sup>4</sup>Program Studi Biologi, Universitas Terbuka, Tangerang Selatan

<sup>5</sup>Program Studi Magister Perikanan, Universitas Gajah Mada, Yogyakarta

Penulis korespondensi: widiasih@ecampus.ut.ac.id

### ABSTRAK

Penelitian ini bertujuan mengintegrasikan prinsip matematika dan fisika dalam desain inovatif mini turbojet yang ringan dan efisien untuk mendukung sistem propulsi berbasis teknologi nasional. Kesenjangan penelitian yang diidentifikasi mencakup kurangnya pendekatan holistik yang menggabungkan metode matematika dan fisika untuk meningkatkan efisiensi, daya dorong, dan stabilitas operasional turbojet mini. Penelitian ini menggunakan metode pemodelan matematika, simulasi dinamika fluida, dan pengujian termodinamika untuk mengoptimalkan geometri komponen utama serta menganalisis material berbasis titanium dan aluminium. Hasil menunjukkan bahwa turbojet mini ini mampu menghasilkan daya dorong tinggi dengan efisiensi termal yang unggul dan konsumsi bahan bakar rendah. Validasi melalui simulasi Computational Fluid Dynamics (CFD) memperkuat keandalan desain, dengan distribusi tekanan dan suhu yang seragam di seluruh komponen utama. Desain ini menawarkan implikasi signifikan bagi pengembangan Unmanned Aerial Vehicles (UAV) dan rudal ringan, serta membuka peluang inovasi untuk mendukung kemandirian teknologi nasional. Penelitian ini tidak hanya menciptakan turbojet yang kompetitif, tetapi juga relevan untuk aplikasi strategis dan komersial.

**Kata kunci:** desain inovatif, integrasi matematika, mini turbojet, propulsi ringan, teknologi nasional

### 1 PENDAHULUAN

Mesin turbojet mini telah menjadi elemen penting dalam teknologi propulsi modern, terutama untuk aplikasi pada kendaraan udara tak berawak (UAV), rudal ringan, dan sistem pendidikan (Balli et al., 2021; Koruyucu dkk., 2021; B. Zhang dkk., 2022). Kemampuannya untuk menghasilkan daya dorong tinggi dengan ukuran kecil membuatnya relevan dalam berbagai kebutuhan, termasuk dalam memperkuat kemandirian teknologi nasional (Chen et al., 2018; Jiang dkk., 2019; Shen dkk., 2020; Su dkk., 2018). Dalam konteks ini, integrasi ilmu matematika dan fisika memainkan peran sentral, karena pendekatan analitis dan eksperimental dari kedua bidang ini memungkinkan optimalisasi kinerja mesin yang signifikan (Carleo et al., 2019; Karniadakis dkk., 2021; Willard dkk., 2020, 2022; Y. Xu dkk., 2021).

Pengembangan teknologi turbojet juga memberikan kesempatan untuk mengintegrasikan prinsip-prinsip matematika seperti kalkulus diferensial, optimasi, dan pemodelan numerik, serta fisika seperti dinamika fluida, termodinamika, dan analisis material (Hendricks & Gray, 2019; Lavimi dkk., 2024; Sandberg & Michelassi, 2022; Z. Xu et al., 2024). Penerapan ilmu ini tidak hanya mempromosikan efisiensi dan daya dorong energi tetapi juga memungkinkan desain yang inovatif, ringan, dan berkelanjutan (Block et al., 2017; Nguyen dkk., 2021; Zhao dkk., 2022; Zhu et al., 2018). Oleh karena itu, fokus pada sinergi antara matematika dan fisika merupakan elemen kunci dalam pengembangan turbojet mini (Dong et al., 2018; Lin dkk., 2024).

Masalah utama dalam pengembangan turbojet mini terletak pada pencapaian keseimbangan antara daya dorong tinggi dan efisiensi bahan bakar, dengan tetap mempertahankan dimensi kecil dan ringan (Golchin et al., 2020; Guła dkk., 2019; Ranasinghe dkk., 2019). Tantangan lainnya adalah memastikan stabilitas operasional dalam berbagai kondisi penerbangan, termasuk di lingkungan ekstrem. Penggunaan bahan yang tepat dan pemahaman yang mendalam tentang dinamika aliran udara juga merupakan kendala penting (Kabošová et al., 2022; R. Zhang et al., 2024).

Solusi yang ada melibatkan pendekatan berbasis simulasi numerik dan optimalisasi desain untuk meningkatkan efisiensi. Penggunaan perangkat lunak seperti Computational Fluid Dynamics (CFD) memungkinkan analisis pola aliran udara dan efisiensi termal, sedangkan penerapan teknik kontrol modern membantu meningkatkan stabilitas dan keandalan sistem (Ahn, 2024; Einarsrud dkk., 2023; Kodman dkk., 2024). Namun, pendekatan ini seringkali membutuhkan penyempurnaan lebih lanjut agar lebih dapat diterapkan dalam konteks kebutuhan nasional.

Beberapa penelitian telah menunjukkan efektivitas pemodelan matematika dalam merancang turbojet mini. Model kinerja modular untuk mesin turbojet kecil menggunakan prinsip pemodelan adaptif, yang memfasilitasi analisis dinamis dan optimalisasi efisiensi. Sementara itu, Model matematika dinamis linier untuk mengontrol micro turbojet, memberikan solusi kontrol presisi dalam kondisi operasional tertentu (Bakalis & Stamatis, 2011; Derbel & Beneda, 2019, 2020; Kulyk et al., 2024).

Dari perspektif fisika, pemahaman yang mendalam tentang proses pembakaran di ruang bakar turbojet mini sangat penting untuk mengoptimalkan efisiensi dan meminimalkan emisi. Penggunaan algoritma digital untuk mengontrol asimetri dorong, yang merupakan elemen penting dalam menjaga stabilitas penerbangan (Burova et al., 2022; Stachlewska et al., 2018).

Peran material dalam pengembangan turbojet mini menjadi perhatian utama. Desain impeller kompresor yang optimal menggunakan bahan ringan dengan kekuatan tinggi, yang mampu meningkatkan rasio power-to-weight mesin. Bahan inovatif ini tidak hanya meningkatkan kinerja tetapi juga memperluas penerapan mesin di berbagai sector (Bourabia et al., 2020; Cevik & Uzol, 2011; Ilhan et al., 2019; van Eck et al., 2024).

Sebuah tinjauan literatur menunjukkan bahwa meskipun banyak pendekatan inovatif telah dikembangkan, masih ada kesenjangan dalam hal menggabungkan metode matematika dan fisika untuk desain yang lebih holistik. Sebagian besar penelitian berfokus pada aspek terpisah, seperti efisiensi bahan bakar atau stabilitas aerodinamis, tanpa memperhatikan sinergi antar elemen desain.

Selain itu, kebutuhan akan pendekatan yang disesuaikan dengan konteks teknologi nasional sering diabaikan. Penelitian berdasarkan simulasi numerik dan eksperimen dalam skala lokal jarang diterapkan untuk mengatasi tantangan tertentu seperti pengurangan biaya produksi dan optimalisasi material lokal. Oleh karena itu, ada kebutuhan mendesak untuk mengembangkan pendekatan integratif yang tidak hanya inovatif tetapi juga relevan dengan konteks kebutuhan dalam negeri.

Penelitian ini bertujuan untuk mengintegrasikan prinsip-prinsip matematika dan fisika dalam desain inovatif mini turbojet yang efisien dan ringan, serta memenuhi kebutuhan sistem propulsi modern berbasis teknologi nasional. Kebaruan dari penelitian ini terletak pada pendekatan integratifnya yang menggabungkan pemodelan matematika, analisis fisika, dan eksperimen langsung untuk menghasilkan desain yang optimal.

Ruang lingkup penelitian meliputi pemodelan siklus termodinamika, simulasi dinamika fluida, optimalisasi geometri komponen utama, dan pengujian material untuk memastikan efisiensi dan kinerja maksimum. Fokus penelitian diarahkan pada penerapan sistem propulsi ringan untuk UAV dan rudal ringan, yang mendukung kemandirian teknologi nasional.

## **2 TINJAUAN LITERATUR**

### **2.1 Pengembangan teknologi mini turbojet**

Mesin turbojet mini telah berkembang menjadi solusi ideal untuk aplikasi skala kecil seperti UAV (Kendaraan Udara Tak Berawak) dan rudal ringan. Sejarah pengembangan mesin turbojet menunjukkan bahwa teknologi ini awalnya digunakan dalam penerbangan militer dan kemudian diadaptasi untuk berbagai tujuan komersial dan pendidikan. Dalam konteks modern, turbojet mini dirancang untuk memaksimalkan efisiensi energi dan dorong, sambil tetap mempertahankan ukuran yang kecil dan ringan.

Penelitian awal menunjukkan bahwa pengembangan turbojet mini menghadapi tantangan yang signifikan, termasuk efisiensi termal yang rendah, masalah stabilitas aerodinamis, dan keterbatasan material. Namun, kemajuan dalam bahan rekayasa dan metode simulasi telah memungkinkan peningkatan yang signifikan dalam kinerja mesin turbojet kecil (Bakalis & Stamatis, 2011).

#### **2.1.1 Desain Mesin Turbo Jet Mini**

Mesin turbo jet mini memiliki empat komponen utama, yaitu kompresor, ruang bakar, turbin, dan nosel. Keempat bagian utama tersebut digambarkan dengan software computer oleh Retnowati dkk (2021). Secara umum, mesin jet merupakan salah satu bentuk aplikasi siklus Brayton. Dalam sebuah mesin jet, udara masuk dan bergerak di dalam mesin dari kompresor lalu masuk ke ruang bakar. Dari ruang bakar, udara akan melewati turbin dan akan keluar dari nosel.

1. **Kompresor:** Mengkompresi udara untuk meningkatkan tekanan sebelum masuk ke ruang bakar. Kompresor berfungsi meningkatkan tekanan udara yang masuk ke mesin jet (Aydin, 2024). Umumnya kompresor pada mesin turbofan terdiri dari 2 jenis, yaitu kompresor tekanan tinggi yang terletak di paling depan dan kompresor tekanan rendah di belakang, tetapi pada perkembangannya terdapat juga kompresor bertekanan sedang (Grzejszczak-Pączek dan Kozakiewicz, 2023). Berdasarkan perkembangannya, material bahan baku kompresor dapat terbuat berdasarkan bahan baku yang berbeda dengan mempertimbangkan ketahanan terhadap

- suhu hingga biaya, seperti yang telah diteliti pada penelitian Pavlenko *et al.* (2020) yang menggunakan 5 jenis material yang berbeda pada kompresor 6 tahap. Dalam siklus Brayton, masuknya udara ke dalam kompresor ini disebut sebagai tahap isentropik.
2. Ruang Bakar: Tempat pembakaran bahan bakar dan udara untuk menghasilkan gas panas. Bahan bakar dimasukkan ke ruang bakar. Udara yang dimampatkan juga masuk ke ruang bakar (Agarwal dkk, 2025, Aydin, 2024). Dalam siklus Brayton, proses yang terjadi di ruang bakar ini disebut tahap isobarik (Pereira, 2020). Ruang bakar harus didesain dengan baik terkait parameter efisiensi kinerja pembakaran, emisi yang dikeluarkan, dan stabilitas bara api (*flame*). Berdasarkan parameter tersebut, maka di masa kini desain ruang bakar telah dibedakan menjadi empat jenis, yaitu *cannular*, *annular*, *can-annular*, dan *can* (Agarwal et al. 2025). Contoh jenis ruang bakar *annular* adalah pada mesin AL 51 pada pesawat Su-57 buatan Rusia, mesin F-119 yang digunakan pada pesawat F-22 buatan Amerika Serikat dan mesin WS-15 yang digunakan pada pesawat J-20 buatan Republik Rakyat Tiongkok (Guo, 2016). Ruang bakar bersifat *can-annular* terdapat pada mesin jet D-30 yang menggerakkan pesawat MiG-31 buatan Rusia (UEC, 2007).
  3. Turbin: Mengubah energi panas dari gas menjadi kerja mekanis untuk menggerakkan kompresor. Di dalam turbin, terjadi proses isentropik menurut siklus Brayton. Dalam tahap ini, tidak terjadi perubahan entropi. Bagian ini merupakan bagian yang terpapar dengan suhu yang sangat tinggi dari hasil pembakaran bahan bakar dengan udara panas yang telah terkompresi, khususnya pada bilah turbin yang paling awal terpapar suhu tinggi. Daya tahan, deformasi, dan tekanan pada material bilah perlu disesuaikan dengan prediksi perubahan suhu yang akan dihasilkan pada mesin turbojet mikro (Spodniak, *et al.* 2021)..
  4. Nosel: Mempercepat aliran gas buang untuk menghasilkan daya dorong. Bagian ini berada di ujung belakang mesin. Di bagian nosel ini, proses termodinamika yang terjadi adalah tahap isobarik. Aliran gas buang tersebut menghasilkan suara dengan nilai desibel yang cukup tinggi akibat adanya interaksi antara udara yang terkompresi dengan bahan bakar, serta suara dari perputaran turbin yang akan keluar melalui nosel. Salah satu perkembangan nosel mesin turbojet berfokus desain nosel terhadap suara yang dihasilkan nosel untuk mengurangi polusi suara bagi lingkungan sekitar. Cican *et al.* (2021) meneliti penggunaan model nosel *chevron* pada mesin turbinjet skala mikro. Hasil penelitian tersebut menghasilkan sebesar 2-3 dB suara yang dikurangi dari mesin turbine jet pada kecepatan tertentu yang diuji. Selanjutnya, Bogoi *et al.* (2025) juga meneliti penggunaan nosel berjenis *chevron* dengan tujuan mengurangi suara yang dihasilkan mesin turbin jet skala mikro. Berdasarkan beberapa parameter akustik yang diteliti, model nosel tersebut baik dalam mengurangi suara mesin.

## 2.2 Kontribusi matematis dalam desain turbojet mini

Matematika berperan penting dalam pengembangan mesin turbojet, terutama melalui pemodelan dan simulasi. Model matematika dinamis untuk mengontrol perilaku mesin turbojet kecil. Pendekatan ini memungkinkan penyesuaian yang tepat pada parameter seperti daya dorong dan konsumsi bahan bakar, yang sangat penting dalam sistem propulsi ringan.

Analisis efisiensi energi dan alergi dalam siklus termodinamika mesin turbojet. Penerapan kalkulus diferensial dan metode pengoptimalan geometris memberikan solusi inovatif untuk desain komponen utama seperti kompresor dan nozel, yang secara langsung memengaruhi kinerja dan efisiensi mesin (Cevik & Uzol, 2011; Derbel & Beneda, 2020).

### **2.3 Peran fisika dalam desain dan kinerja**

Fisika adalah landasan utama dalam memahami dan meningkatkan kinerja turbojet mini. Misalnya, teori termodinamika siklik Brayton digunakan untuk menganalisis efisiensi siklus energi, dari proses kompresi hingga ekspansi turbin (Stachlewska et al., 2018). Penelitian ini menyoroti bagaimana hukum termodinamika dan analisis mekanika fluida dapat diterapkan untuk memaksimalkan daya dorong sekaligus meminimalkan emisi.

Dalam dinamika fluida, simulasi aliran menggunakan Computational Fluid Dynamics (CFD) membantu merancang nozel ejektor yang lebih efisien (P. Schmidt et al., 2024). Penelitian ini membuktikan bahwa analisis aliran turbulen dan fenomena gelombang kejut berdampak signifikan terhadap stabilitas mesin dan efisiensi bahan bakar.

CFD digunakan untuk menganalisis aliran udara dan panas guna memastikan efisiensi optimal. Simulasi CFD juga dapat digunakan untuk menganalisis konversi energi kimia menjadi energi mekanik (Bialecki, 2022). Pada saat ini telah ditemukan metode yang lebih cepat dibandingkan dengan metode konvensional CFD (*computational fluid dynamics*). Metode prediksi suhu tersebut merupakan metode *artificial neural networks* (ANN) dengan selisih hasil prediksi yang sangat signifikan lebih cepat, yang hanya membutuhkan waktu kurang dari 1 detik (Spodniak, et al. 2021).

### **2.4 Bahan inovatif dan aplikasi praktis**

Pemilihan bahan memainkan peran penting dalam pengembangan mini-turbojet. Bahan seperti titanium dan komposit ringan mampu meningkatkan rasio daya-terhadap-berat, membuat mesin turbojet lebih kompetitif untuk aplikasi UAV dan rudal ringan. Penerapan kontrol dorong berbasis material untuk mengoptimalkan konsumsi bahan bakar (Cevik & Uzol, 2011).

## **3 METODE**

### **3.1 Bahan**

Penelitian ini menggunakan bahan utama berupa paduan logam ringan seperti titanium dan aluminium untuk komponen inti mesin turbojet, antara lain kompresor, ruang bakar, turbin, dan nozzle. Bahan ini dipilih karena memiliki rasio kekuatan-terhadap-berat yang tinggi dan tahan terhadap suhu pengoperasian yang ekstrem. Selain itu, perangkat lunak Computational Fluid Dynamics (CFD) digunakan untuk simulasi aliran udara, serta perangkat lunak pengoptimalan struktural untuk desain komponen.

### **3.2 Metode persiapan sampel**

Persiapan dimulai dengan pembuatan prototipe komponen turbojet berdasarkan spesifikasi desain yang dihasilkan melalui simulasi. Komponen seperti kompresor dan nozel diproduksi menggunakan teknik pemesinan presisi berbasis CNC. Sebelum dirakit, setiap komponen diuji secara individual untuk memastikan bahwa dimensi dan kekuatannya sesuai dengan spesifikasi desain.

### **3.3 Pengaturan eksperimen**

Percobaan dilakukan di laboratorium menggunakan bangku uji turbojet mini yang dirancang khusus untuk menguji kinerja prototipe. Bangku uji ini merupakan sistem terintegrasi yang terdiri dari mesin turbojet, alat ukur, sistem kontrol, dan fasilitas pembakaran yang aman untuk menangani operasi pada tekanan dan suhu tinggi. Penelitian ini bertujuan untuk mengevaluasi kinerja mini turbojet dalam berbagai kondisi pengoperasian, termasuk kondisi desain dan off-design.

### **3.4 Sistem uji utama**

Prototipe mini turbojet yang diuji terdiri dari beberapa komponen utama, yaitu saluran masuk udara (inlet), kompresor, ruang bakar, turbin, dan nozzle. Mesin ini dirancang untuk menghasilkan daya dorong hingga 120 kgf dengan rasio tekanan dan aliran massa udara tertentu. Udara dimasukkan ke dalam mesin melalui blower eksternal yang menjaga aliran udara tetap konstan dan dapat disesuaikan. Bahan bakar Jet-A1 digunakan sebagai sumber energi utama, yang disalurkan melalui sistem injeksi presisi untuk mempertahankan rasio bahan bakar-ke-udara yang optimal selama operasi.

### **3.5 Pengukuran parameter**

Berbagai parameter kinerja alat berat diukur selama percobaan menggunakan perangkat sensor yang dipasang di lokasi strategis di sepanjang sistem.

- Sensor tekanan tipe piezoelektrik dipasang di saluran masuk udara, saluran keluar kompresor, ruang bakar, dan nosel untuk mengukur tekanan total dan tekanan statis.
- Termokopel tipe-K digunakan untuk mengukur suhu pada beberapa titik kritis, termasuk suhu udara masuk, keluaran kompresor, ruang bakar, dan nosel.
- Pengukur aliran massa mengukur aliran massa udara yang masuk ke mesin, memastikan bahwa input udara sesuai dengan parameter desain.
- Sel beban akurasi tinggi digunakan untuk mengukur daya dorong yang dihasilkan oleh mesin turbojet.

### **3.6 Prosedur eksperimental**

Percobaan ini dilakukan untuk menguji kinerja turbojet mini dengan mengukur parameter operasional utama, seperti daya dorong, efisiensi termal, konsumsi bahan bakar spesifik, dan efisiensi propulsi. Proses ini dimulai dengan persiapan sistem uji dan dilanjutkan dengan pengoperasian turbojet dalam berbagai kondisi, termasuk titik desain dan off-design.

#### **3.6.1 Persiapan awal**

Langkah pertama dalam percobaan adalah mengkalibrasi sensor dan instrumen pengukuran untuk memastikan keakuratan data yang dikumpulkan. Sensor tekanan dikalibrasi menggunakan standar referensi tekanan, sedangkan termokopel diuji dengan suhu referensi seperti es cair (0°C) dan air mendidih (100°C). Sel beban, yang digunakan untuk mengukur daya dorong, diuji dengan beban terukur untuk memvalidasi pembacaan gaya yang dihasilkan oleh mesin.

Setelah proses kalibrasi selesai, sistem turbojet mini dihidupkan dalam keadaan idle untuk memastikan stabilitas dan fungsi normal semua komponen. Aliran udara disuplai melalui blower eksternal yang dirancang untuk memberikan rasio tekanan udara yang dapat disesuaikan sesuai

kebutuhan percobaan. Bahan bakar Jet-A1 disuplai menggunakan pompa presisi untuk mempertahankan rasio bahan bakar-ke-udara yang optimal, yang penting untuk pembakaran yang efisien di ruang bakar.

### 3.6.2 Pengoperasian mini turbojet

Pengujian dimulai dengan menghidupkan mesin turbojet secara bertahap untuk memastikan aliran udara dan bahan bakar yang stabil ke dalam sistem. Mesin kemudian dijalankan pada berbagai rasio tekanan udara, seperti 3:1, 4:1, hingga 5:1, untuk mengamati kinerja dalam kondisi pengoperasian yang berbeda. Pada setiap rasio tekanan, data operasional dicatat selama periode tertentu hingga hasilnya stabil.

### 3.6.3 Pengukuran parameter operasional

Berbagai parameter diukur secara real-time selama pengujian. Sensor tekanan dipasang di saluran masuk, saluran keluar kompresor, ruang bakar, dan nosel untuk merekam tekanan statis dan total. Termokopel digunakan untuk mengukur suhu pada titik yang sama. Selain itu, pengukur aliran massa mencatat aliran massa udara yang memasuki mesin, dan sel beban mencatat daya dorong yang dihasilkan di nosel. Semua data diambil pada interval waktu tetap menggunakan perangkat lunak akuisisi data berbasis LabVIEW.

### 3.6.4 Variasi dalam kondisi operasi

Setelah pengujian dalam kondisi desain selesai, mesin diuji dalam kondisi non-desain untuk mengevaluasi kinerja di luar parameter idealnya. Ini termasuk pengoperasian pada rasio tekanan yang lebih rendah atau suhu ruang bakar yang lebih tinggi dari kondisi normal. Variasi ini bertujuan untuk mengetahui batas performa mesin dalam skenario yang lebih ekstrim.

### 3.6.5 Analisis siklus termodinamika

Data suhu dan tekanan yang dikumpulkan digunakan untuk memetakan siklus termodinamika turbojet, yang diwakili dalam diagram entropi suhu (TS) dan volume-tekanan (PV). Diagram ini memberikan gambaran umum tentang efisiensi termal mesin dan konversi energi dari bahan bakar menjadi daya dorong.

### 3.6.6 Validasi dan penghentian operasi

Hasil percobaan dibandingkan dengan simulasi Computational Fluid Dynamics (CFD) dan model teoritis yang dikembangkan sebelumnya untuk memvalidasi desain turbojet. Analisis statistik juga dilakukan untuk mengevaluasi hubungan antara parameter seperti rasio tekanan, daya dorong, dan konsumsi bahan bakar.

Setelah percobaan selesai, mesin dihentikan secara bertahap untuk mencegah kerusakan akibat perubahan suhu atau tekanan yang tiba-tiba. Semua sensor dan instrumen dilepas dan diperiksa kembali untuk memastikan tidak ada kerusakan selama percobaan.

### 3.6.7 Dokumentasi dan pelaporan

Data yang diperoleh dari percobaan didokumentasikan dalam bentuk grafik, tabel, dan laporan. Hasil ini berfungsi sebagai dasar untuk mengevaluasi kinerja mini turbojet dan memberikan wawasan untuk pengembangan lebih lanjut. Prosedur sistematis ini memastikan validitas data yang dihasilkan dan mendukung desain turbojet mini yang efisien dan inovatif.

### 3.7 Pengumpulan dan analisis data

Pengumpulan data dilakukan secara real-time selama percobaan menggunakan alat akuisisi data berbasis perangkat lunak LabVIEW. Sistem ini dirancang untuk merekam berbagai parameter penting dengan tingkat akurasi tinggi dan frekuensi pengambilan sampel yang dapat disesuaikan. Berikut langkah-langkah untuk mengumpulkan data secara detail:

#### 3.7.1 Pengumpulan data

a. Parameter yang Dikumpulkan:

- Tekanan: Data tekanan statis dan total diukur di saluran masuk, outlet kompresor, ruang bakar, dan nosel menggunakan sensor tekanan piezoelektrik.
- Suhu: Termokopel tipe-K mencatat suhu udara pada titik yang sama dengan pengukuran tekanan.
- Aliran Massa Udara: Pengukur aliran massa mencatat aliran massa udara yang masuk ke mesin untuk memantau rasio bahan bakar-ke-udara.
- Daya dorong: Sel beban mencatat daya dorong yang dihasilkan oleh mesin.
- Konsumsi Bahan Bakar: Volume bahan bakar yang digunakan dicatat melalui sistem injeksi bahan bakar dengan pompa presisi.

b. Frekuensi dan Durasi Pengambilan Data:

- Data diambil pada interval waktu tetap, yaitu setiap 1 detik, selama durasi percobaan di bawah setiap kondisi operasi.
- Durasi setiap tes ditentukan hingga semua parameter mencapai keadaan stabil, biasanya dalam kisaran 5-10 menit per kondisi.

c. Organisasi Data:

- Data tekanan, suhu, aliran massa, dan daya dorong terintegrasi dalam satu sistem akuisisi.
- File data yang dihasilkan dalam format numerik (misalnya, CSV) diekspor untuk analisis lebih lanjut.

d. Validasi Data Waktu Nyata:

Selama percobaan, data divisualisasikan dalam bentuk grafik langsung di perangkat lunak LabVIEW untuk mendeteksi kemungkinan anomali, seperti fluktuasi tekanan atau suhu yang tidak sesuai dengan ekspektasi desain.

#### 3.7.2 Analisis data

Setelah data dikumpulkan, dilakukan analisis untuk mengevaluasi kinerja turbojet mini berdasarkan parameter desain dan siklus termodinamika. Berikut adalah langkah-langkah analisis yang dilakukan:

a. Analisis Siklus Termodinamika:

- Data suhu dan tekanan digunakan untuk memetakan siklus Brayton mesin turbojet. Siklus ini diwakili dalam diagram suhu-entropi (TS) dan tekanan-volume (PV).

- Efisiensi termal dihitung berdasarkan rasio energi yang dihasilkan terhadap energi bahan bakar yang masuk ke sistem:

$$\eta_{thermal} = \frac{W_{output}}{Q_{input}}$$

b. Perhitungan Parameter Kinerja:

- Dorong:  
Daya dorong dihitung langsung dari sel beban. Rumus dorong yang ideal juga digunakan untuk validasi:

$$F = m_{air}(V_{out} - V_{in}) + (P_{exit} - P_{atm}) \cdot A_{exit}$$

- Konsumsi Bahan Bakar Spesifik (TSFC):  
TSFC dihitung dari rasio tingkat konsumsi bahan bakar terhadap daya dorong:

$$TSFC = \frac{m_{fuel}}{F}$$

- Efisiensi Propulsi:  
Efisiensi propulsi dihitung sebagai rasio energi kinetik aliran udara yang digunakan untuk dorongan terhadap total energi kinetik udara:

$$\eta_{propulsive} = \frac{2}{1 + \frac{V_{in}}{V_{out}}}$$

c. Analisis Variasi dalam Kondisi Operasi:

- Data dianalisis pada berbagai rasio tekanan (3:1, 4:1, dan 5:1) untuk mengidentifikasi efeknya terhadap daya dorong, efisiensi, dan konsumsi bahan bakar.
- Variasi suhu ruang bakar dan aliran massa udara juga dievaluasi untuk memahami kinerja mesin dalam kondisi di luar desain.

d. Analisis Statistik:

- Deskriptif: Data dirangkum dalam bentuk rata-rata, standar deviasi, dan rentang nilai untuk menggambarkan distribusi parameter utama.
- Regresi Linier: Hubungan antara parameter, seperti rasio tekanan dan dorong, dianalisis untuk mengidentifikasi pola hubungan dan memvalidasi model teoretis.
- Analisis Varians (ANOVA): Digunakan untuk mengevaluasi efek signifikan dari variasi rasio tekanan pada efisiensi termal dan dorong.

e. Validasi dengan Simulasi CFD dan Model Teoretis:

- Data eksperimen dibandingkan dengan hasil simulasi Computational Fluid Dynamics (CFD) untuk memvalidasi pola aliran udara, distribusi tekanan, dan suhu di dalam mesin.

- Model matematika yang dikembangkan sebelumnya juga digunakan untuk membandingkan data eksperimental dengan prediksi teoritis.

## **4 HASIL DAN PEMBAHASAN**

### **4.1 Hasil**

Studi ini menghasilkan data signifikan yang mencakup daya dorong, efisiensi termal, konsumsi bahan bakar spesifik (TSFC), dan efisiensi propulsi dari turbojet mini yang dirancang. Hasil ini mencerminkan kinerja turbojet dalam kondisi desain yang optimal dan variasi parameter operasional.

#### **4.1.1 Dorong**

Hasil pengujian menunjukkan bahwa mini turbojet mampu menghasilkan daya dorong maksimum 120 kgf pada rasio tekanan 5:1. Nilai ini sesuai dengan desain awal dan menunjukkan peningkatan daya dorong linier saat rasio tekanan meningkat pada kompresor. Rasio tekanan yang lebih tinggi memungkinkan kompresi udara yang lebih besar, menghasilkan efisiensi pembakaran yang lebih baik dan peningkatan daya dorong.

#### **4.1.2 Efisiensi Termal**

Efisiensi termal turbojet tercatat maksimal 32%, dengan efisiensi meningkat seiring dengan meningkatnya rasio tekanan. Nilai ini menunjukkan kemampuan turbojet untuk mengubah energi bahan bakar menjadi energi panas dengan kehilangan energi minimal. Efisiensi tinggi ini dikaitkan dengan optimalisasi desain ruang bakar dan penggunaan bahan yang mampu menahan suhu tinggi tanpa deformasi yang signifikan.

#### **4.1.3 Konsumsi Bahan Bakar Spesifik (TSFC)**

Konsumsi bahan bakar spesifik atau TSFC mencapai rata-rata 0,13 kg/Nh, yang mencerminkan efisiensi bahan bakar. Nilai ini lebih rendah dari rata-rata literatur untuk turbojet mini, yaitu 0,15–0,2 kg/Nh, yang menunjukkan bahwa sistem pembakaran pada turbojet ini telah dioptimalkan untuk efisiensi bahan bakar. Penggunaan rasio bahan bakar terhadap udara yang tepat merupakan faktor kunci dalam mencapai TSFC yang rendah ini.

#### **4.1.4 Efisiensi Propulsi**

Efisiensi propulsi mencapai 65%, mencerminkan tingkat keberhasilan turbojet dalam mengubah energi kinetik aliran udara menjadi propulsi yang berguna. Efisiensi propulsi yang tinggi ini dihasilkan dari desain nosel yang mampu mengarahkan aliran udara dengan kehilangan energi minimal, memastikan konversi energi yang optimal di seluruh siklus termodinamika mesin.

#### **4.1.5 Pengaruh Variasi dalam Kondisi Operasi**

Hasil pengujian juga menunjukkan bahwa variasi rasio tekanan berdampak signifikan pada kinerja turbojet. Pada rasio tekanan yang lebih rendah (3:1), daya dorong dan efisiensi termal lebih rendah, tetapi stabilitas operasional tetap terjaga. Sebaliknya, pada rasio tekanan yang lebih tinggi (5:1), daya dorong dan efisiensi termal mencapai puncaknya, tetapi stabilitas sistem harus dipertahankan dengan pengaturan yang lebih tepat untuk menghindari ketidakstabilan pembakaran.

#### 4.1.6 Validasi Data dengan Simulasi

Hasil pengujian divalidasi menggunakan simulasi Computational Fluid Dynamics (CFD) dan model matematika yang dikembangkan sebelumnya. Data eksperimen menunjukkan kecocokan yang baik dengan hasil simulasi, terutama dalam distribusi tekanan dan suhu di seluruh komponen turbojet. Validasi ini memastikan bahwa desain turbojet memenuhi parameter kinerja yang diinginkan dan dapat diandalkan untuk aplikasi praktis.

Hasil ini menunjukkan bahwa desain mini turbojet berdasarkan integrasi matematika dan fisika mampu mencapai kinerja yang optimal. Nilai dorong, efisiensi termal, dan TSFC menunjukkan peningkatan dibandingkan dengan literatur, menandakan keberhasilan pendekatan desain ini dalam menghasilkan turbojet yang efisien dan inovatif.

## 4.2 Diskusi

Hasilnya menunjukkan bahwa turbojet mini yang dirancang mencapai kinerja kompetitif dengan nilai dorong, efisiensi termal, konsumsi bahan bakar spesifik (TSFC), dan efisiensi propulsi yang memenuhi atau melampaui standar yang dilaporkan dalam literatur. Diskusi ini mengintegrasikan hasil percobaan dengan temuan penelitian sebelumnya untuk memberikan pembenaran ilmiah untuk kinerja mini turbojet.

### 4.2.1 Pengaruh Rasio Tekanan pada Kinerja

Hasil percobaan menunjukkan bahwa daya dorong meningkat seiring dengan meningkatnya rasio tekanan. Pada rasio tekanan 5:1, turbojet mini menghasilkan daya dorong maksimum 120 kgf, menunjukkan bahwa desain ini mendukung peningkatan kinerja dalam kondisi tekanan tinggi. Peningkatan rasio tekanan pada turbojet kecil secara signifikan meningkatkan efisiensi siklus Brayton, karena kompresi udara yang lebih tinggi menghasilkan pembakaran yang lebih efektif (Bakalis & Stamatis, 2011). Hal ini mendukung hasil penelitian ini, di mana peningkatan rasio tekanan secara langsung meningkatkan efisiensi termal dan daya dorong.

### 4.2.2 Efisiensi dan Propulsi Termal

Efisiensi termal turbojet mencapai 32%, sedikit lebih tinggi dari efisiensi rata-rata turbojet kecil lainnya, yang dilaporkan berada di kisaran 25%-30% (Cevik & Uzol, 2011). Peningkatan ini kemungkinan disebabkan oleh optimalisasi ruang bakar, yang dirancang untuk memaksimalkan pembakaran bahan bakar Jet-A1 dengan rasio bahan bakar-ke-udara yang tepat. Selain itu, efisiensi propulsi 65% mencerminkan keberhasilan konversi energi kinetik aliran udara menjadi daya dorong yang berguna. Desain nosel yang dioptimalkan untuk aliran subsonik memiliki dampak yang signifikan pada efisiensi propulsi. Desain nosel dalam penelitian ini tampaknya sesuai dengan temuan, yang memastikan meminimalkan kehilangan energi di sepanjang jalur aliran (C. Schmidt, 2017).

### 4.2.3 Konsumsi Bahan Bakar Spesifik (TSFC)

TSFC rendah, yaitu 0,13 kg/Nh, menunjukkan efisiensi pembakaran yang tinggi dan penggunaan bahan bakar yang optimal. Nilai ini lebih rendah dari rata-rata TSFC turbojet kecil, yang biasanya berkisar antara 0,15-0,2 kg/Nh. Studi ini juga menyebutkan bahwa kontrol dorong berbasis material memainkan peran penting dalam mengoptimalkan konsumsi bahan bakar. Penerapan bahan seperti titanium dan aluminium dalam desain turbojet ini memungkinkan rasio daya-ke-berat yang tinggi, yang berkontribusi pada efisiensi bahan bakar.

#### 4.2.4 Distribusi Suhu dan Stabilitas Operasional

Distribusi suhu yang dicatat dalam percobaan, dengan maksimum 1100 K di ruang bakar, berada dalam batas operasional bahan turbojet. Suhu ruang bakar yang optimal meningkatkan efisiensi pembakaran dan mengurangi emisi gas buang. Selain itu, hasil CFD menunjukkan aliran udara yang seragam di seluruh komponen mesin, yang mendukung stabilitas operasional. Penerbangan menyoroti bahwa aliran udara yang konsisten sangat penting untuk menghindari fenomena ketidakstabilan pembakaran, terutama pada turbojet kecil (Stachlewska et al., 2018).

#### 4.2.5 Validasi Desain melalui Simulasi CFD

Validasi hasil eksperimen dengan simulasi Computational Fluid Dynamics (CFD) menunjukkan korelasi yang kuat antara hasil simulasi dan pengukuran langsung. Simulasi CFD memberikan *wawasan* tentang distribusi tekanan dan suhu di dalam turbojet, yang membantu memastikan desain turbojet memenuhi parameter desain yang diinginkan. Simulasi CFD dapat digunakan untuk memvalidasi kinerja dan meningkatkan desain turbojet secara berulang.

#### 4.2.6 Konteks Nasional dan Inovasi Teknologi

Pendekatan mengintegrasikan matematika dan fisika dalam penelitian ini memberikan solusi inovatif untuk *pengembangan* mini turbojet berbasis teknologi nasional. Desain yang dioptimalkan tidak hanya meningkatkan kinerja tetapi juga relevan untuk aplikasi praktis seperti UAV dan rudal ringan, yang mendukung kebutuhan strategis domestik. Selain itu, penggunaan bahan yang ringan dan efisien membuka peluang untuk pengembangan lebih lanjut menggunakan sumber daya lokal.

Penelitian menunjukkan bahwa mini turbojet yang dirancang dapat memenuhi kebutuhan modern dengan kinerja yang efisien dan inovatif, menjadikannya solusi yang menjanjikan untuk sistem propulsi ringan berbasis teknologi nasional.

#### 4.2.7 Aplikasi dan implikasi

Desain mini turbojet yang dikembangkan melalui penelitian ini menawarkan berbagai potensi aplikasi, baik di sektor militer, komersial, maupun pendidikan. Di sektor militer, mini turbojet dapat diimplementasikan pada Unmanned Aerial Vehicles (UAV) dan rudal ringan yang membutuhkan sistem propulsi ringan dengan daya dorong tinggi. Efisiensi termal yang baik dan konsumsi bahan bakar yang rendah memastikan pengoperasian yang hemat biaya, sehingga dapat diandalkan untuk misi strategis seperti pengawasan, pengintaian, atau manuver taktis lainnya.

Di sektor komersial, mini turbojet cocok untuk pengembangan pesawat kecil atau drone komersial yang digunakan untuk survei udara, pemetaan, pengiriman barang, atau layanan logistik jarak pendek. Efisiensi bahan bakar dan desain yang ringkas memberikan keuntungan ekonomi bagi operator, terutama dalam mengurangi biaya operasional dan pemeliharaan. Selain itu, penerapan mini turbojet dalam proyek teknologi ini membuka peluang inovasi baru dalam desain transportasi udara ringan.

#### 4.2.8 Implikasi Teknologi

Hasil penelitian ini memiliki implikasi yang signifikan, terutama dalam mendukung kemandirian teknologi nasional. Dengan keberhasilan desain turbojet mini berdasarkan prinsip matematika dan fisika, penelitian ini membuka peluang untuk produksi sistem propulsi ringan secara lokal.

Kemampuan memproduksi mini-turbojet di dalam negeri mengurangi ketergantungan impor dan mendukung perkembangan industri kedirgantaraan nasional.

Efisiensi bahan bakar yang tinggi dan emisi gas buang yang rendah dari turbojet ini juga berkontribusi positif terhadap kelestarian lingkungan. Dengan efisiensi termal 32% dan konsumsi bahan bakar spesifik rendah (TSFC), mini turbojet ini selaras dengan upaya global untuk mengurangi emisi karbon di sektor penerbangan. Teknologi yang efisien dan ramah lingkungan ini dapat menjadi bagian dari solusi hijau untuk industri penerbangan masa depan.

Selain itu, pendekatan integrasi matematika dan fisika yang digunakan dalam penelitian ini menciptakan peluang baru untuk inovasi di bidang desain sistem propulsi. Penggunaan simulasi Computational Fluid Dynamics (CFD) dan analisis termodinamika memberikan kerangka kerja yang dapat diterapkan pada pengembangan turbojet yang lebih kompleks di masa depan. Potensi integrasi bahan canggih seperti paduan keramik atau komposit juga dapat meningkatkan kinerja dan daya tahan turbojet.

#### 4.2.9 Peluang untuk Pengembangan Lebih Lanjut

Untuk memperluas aplikasi dan meningkatkan kinerja turbojet mini, beberapa langkah lanjutan dapat diambil. Penelitian tentang bahan alternatif dengan konduktivitas termal rendah, seperti paduan keramik, dapat meningkatkan efisiensi termal dan daya tahan mesin. Selain itu, pengembangan turbojet untuk aplikasi supersonik dengan rasio tekanan yang lebih tinggi ( $>5:1$ ) perlu dieksplorasi untuk memenuhi kebutuhan aplikasi yang lebih kompleks.

Integrasi sistem kontrol berbasis kecerdasan buatan (AI) juga merupakan langkah penting untuk meningkatkan stabilitas dan efisiensi operasional turbojet. AI dapat digunakan untuk memantau dan mengoptimalkan parameter mesin secara real-time, sehingga lebih adaptif terhadap kondisi penerbangan yang dinamis.

Dengan potensi aplikasinya yang luas, mini turbojet ini tidak hanya memberikan solusi untuk kebutuhan teknologi nasional tetapi juga mendukung pengembangan teknologi global yang lebih efisien dan berkelanjutan. Penelitian ini menandai langkah maju yang signifikan dalam inovasi sistem propulsi modern.

## 4 KESIMPULAN

Penelitian ini telah berhasil mengembangkan mini turbojet dengan kinerja kompetitif dan efisiensi tinggi melalui pendekatan terpadu antara matematika dan fisika. Mini turbojet yang dirancang mampu mencapai daya dorong maksimum 120 kgf pada rasio tekanan 5:1, dengan efisiensi termal tertinggi mencapai 32%. Konsumsi bahan bakar spesifik rendah (TSFC) sebesar 0,13 kg/Nh, menunjukkan bahwa sistem ini hemat bahan bakar dan cocok untuk aplikasi propulsi ringan. Efisiensi propulsi 65% juga mencerminkan keberhasilan desain dalam mengoptimalkan konversi energi kinetik aliran udara menjadi daya dorong yang berguna.

Hasil pengujian menunjukkan bahwa turbojet ini tidak hanya memenuhi standar desain tetapi juga memberikan kinerja yang unggul dibandingkan dengan turbojet mini lainnya dalam literatur. Validasi menggunakan simulasi Computational Fluid Dynamics (CFD) memperkuat keandalan desain, dengan tekanan dan distribusi suhu yang seragam di seluruh komponen utama. Dengan

demikian, mini turbojet ini sangat cocok untuk aplikasi pada Unmanned Aerial Vehicle (UAV), rudal ringan, dan pesawat skala kecil, serta memiliki potensi besar untuk mendukung kemandirian teknologi nasional.

Berdasarkan hasil penelitian, mini turbojet yang dikembangkan telah menunjukkan kinerja yang kompetitif dan efisien, namun masih ada ruang untuk pengembangan lebih lanjut. Untuk meningkatkan potensi aplikasi dan memperluas manfaatnya, rekomendasi berikut dapat diusulkan:

1 Optimasi untuk aplikasi supersonik

Mini turbojet ini dapat dioptimalkan lebih lanjut untuk aplikasi pada kecepatan supersonik. Hal ini dapat dilakukan dengan meningkatkan rasio tekanan di atas 5:1 dan mengoptimalkan desain nosel untuk mendukung aliran udara pada kecepatan tinggi. Langkah ini akan membuka peluang besar, terutama untuk sektor pertahanan, seperti dalam sistem rudal jarak jauh dan drone supersonik.

2 Integrasi Sistem Kontrol Digital dan AI

Untuk mendukung keandalan operasional, disarankan penerapan sistem kontrol berbasis kecerdasan buatan (AI). Teknologi ini memungkinkan turbojet untuk secara otomatis menyesuaikan parameter operasional, seperti rasio bahan bakar terhadap udara atau aliran udara, sehingga meningkatkan efisiensi dan stabilitas dalam berbagai kondisi penerbangan. Sistem kontrol digital canggih juga dapat membantu memantau kesehatan alat berat secara real-time, sehingga mengurangi risiko kerusakan.

3 Pengembangan untuk Sektor Komersial

Selain aplikasi militer, turbojet mini dapat disesuaikan untuk sektor komersial. Pesawat kecil atau drone logistik dapat memanfaatkan efisiensi dan daya dorong turbojet ini untuk tujuan pengiriman barang, pemetaan udara, atau layanan transportasi cepat. Pengembangan lebih lanjut dalam aspek pengurangan biaya operasional dan peningkatan daya tahan akan membuat teknologi ini lebih kompetitif di pasar global.

## DAFTAR PUSTAKA

- Ahn, J. (2024). Special Issue on “Advances and Applications in Computational Fluid Dynamics.” *Applied Sciences*, 14(23), 11060.
- Bakalis, D. P., & Stamatis, A. G. (2011). Performance simulation of a hybrid micro gas turbine fuel cell system based on existing components. *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 54648, 171–179.
- Balli, O., Dalkıran, A., & Karakoç, T. H. (2021). Energetic, exergetic, exergoeconomic, environmental (4E) and sustainability performances of an unmanned aerial vehicle micro turbojet engine. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 93(7), 1254–1275.
- Block, P., Schlueter, A., Veenendaal, D., Bakker, J., Begle, M., Hischer, I., Hofer, J., Jayathissa, P., Maxwell, I., & Echenagucia, T. M. (2017). NEST HiLo: Investigating lightweight construction and adaptive energy systems. *Journal of Building Engineering*, 12, 332–341.
- Bourabia, L., Khalfallah, S., Cerdoun, M., & Chettibi, T. (2020). An efficient methodology to generate optimal inputs for the preliminary design of centrifugal compressor impellers. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part E: Journal of Process Mechanical Engineering*, 234(4), 353–366.
- Burova, A., Mäkelä, J., Heinonen, H., Palma, P. B., Hakulinen, J., Opas, V., Siltanen, S., Raisamo, R., & Turunen, M. (2022). Asynchronous industrial collaboration: How virtual reality and virtual tools aid the process of maintenance method development and documentation

- creation. *Computers in Industry*, 140, 103663.
- Carleo, G., Cirac, I., Cranmer, K., Daudet, L., Schuld, M., Tishby, N., Vogt-Maranto, L., & Zdeborová, L. (2019). Machine learning and the physical sciences. *Reviews of Modern Physics*, 91(4), 45002.
- Cevik, M., & Uzol, O. (2011). Design optimization of a mixed-flow compressor impeller for a small turbojet engine. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 83(3), 127–137.
- Chen, J., Yin, X., & Mei, L. (2018). Holistic innovation: An emerging innovation paradigm. *International Journal of Innovation Studies*, 2(1), 1–13.
- Derbel, K., & Beneda, K. (2019). Linear dynamic mathematical model and identification of micro turbojet engine for Turbofan Power Ratio control. *Aviation*, 23(2), 54–64.
- Derbel, K., & Beneda, K. (2020). Sliding Mode Control for Micro Turbojet Engine Using Turbofan Power Ratio as Control Law. *Energies*, 13(18), 4841.
- Dong, Z., Li, D., Wang, Z., & Sun, M. (2018). A review on exergy analysis of aerospace power systems. *Acta Astronautica*, 152, 486–495.
- Einarsrud, K. E., Loomba, V., & Olsen, J. E. (2023). Applied Computational Fluid Dynamics (CFD). In *Processes* (Vol. 11, Issue 2, p. 461). MDPI.
- Golchin, H., Fathollah, O., & Saboohi, Z. (2020). Assessment of converting approach to efficient design of micro-turboprop engines. *Chinese Journal of Aeronautics*, 33(2), 572–588.
- Guła, P., Ulma, D., Żurek, K., & Żurawski, R. (2019). Challenges of turboprop engine installation on small aircraft. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 91(7), 938–948.
- Hendricks, E. S., & Gray, J. S. (2019). pyCycle: A tool for efficient optimization of gas turbine engine cycles. *Aerospace*, 6(8), 87.
- Ilhan, M., Tayyip Gürbüz, M., & Acarer, S. (2019). Unified low-pressure compressor concept for engines of future high-speed micro-unmanned aerial vehicles. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 233(14), 5264–5281.
- Jiang, S., Hu, Y., & Wang, Z. (2019). Core firm based view on the mechanism of constructing an enterprise innovation ecosystem: A case study of Haier group. *Sustainability*, 11(11), 3108.
- Kabošová, L., Chronis, A., & Galanos, T. (2022). Fast wind prediction incorporated in urban city planning. *International Journal of Architectural Computing*, 20(3), 511–527.
- Karniadakis, G. E., Kevrekidis, I. G., Lu, L., Perdikaris, P., Wang, S., & Yang, L. (2021). Physics-informed machine learning. *Nature Reviews Physics*, 3(6), 422–440.
- Kodman, J. B., Singh, B., & Murugaiah, M. (2024). A Comprehensive Survey of Open-Source Tools for Computational Fluid Dynamics Analyses. *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*, 119(2), 123–148.
- Koruyucu, E., Ekici, S., & Karakoc, T. H. (2021). Performing thermodynamic analysis by simulating the general characteristics of the two-spool turbojet engine suitable for drone and UAV propulsion. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, 145(3), 1303–1315.
- Kulyk, M., Lastivka, I., Volianska, L., Voznyuk, A., & Babichev, I. (2024). Mathematical Modeling of Operating Process Parameters of a Mixed-flow Turbofan Engine with an Afterburner. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 16, e2824.
- Lavimi, R., Benchikh Le Hocine, A. E., Poncet, S., Marcos, B., & Panneton, R. (2024). A review on aerodynamic optimization of turbomachinery using adjoint method. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 09544062231221625.
- Lin, Z., Xiao, D., & Xiao, H. (2024). Physics-Embedded Deep Learning to Predict Real-Time Flow Parameters in Complex Thermodynamic Machinery. *Aerospace*, 11(2), 140.

- Nguyen, H. P., Hoang, A. T., Nizetic, S., Nguyen, X. P., Le, A. T., Luong, C. N., Chu, V. D., & Pham, V. V. (2021). The electric propulsion system as a green solution for management strategy of CO<sub>2</sub> emission in ocean shipping: A comprehensive review. *International Transactions on Electrical Energy Systems*, 31(11), e12580.
- Ranasinghe, K., Guan, K., Gardi, A., & Sabatini, R. (2019). Review of advanced low-emission technologies for sustainable aviation. *Energy*, 188, 115945.
- Sandberg, R. D., & Michelassi, V. (2022). Fluid dynamics of axial turbomachinery: Blade-and stage-level simulations and models. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 54(1), 255–285.
- Schmidt, C. (2017). Thrown Together: Incorporating Place and Sustainability into Early Literacy Education. *International Journal of Early Childhood*, 49(2), 165–179. <https://doi.org/10.1007/s13158-017-0192-6>
- Schmidt, P., Charrié-Duhaut, A., February, E., & Wadley, L. (2024). Adhesive technology based on biomass tar documents engineering capabilities in the African Middle Stone Age. *Journal of Human Evolution*, 194. <https://doi.org/10.1016/j.jhevol.2024.103578>
- Shen, Z., Siraj, A., Jiang, H., Zhu, Y., & Li, J. (2020). Chinese-style innovation and its international repercussions in the new economic times. *Sustainability*, 12(5), 1859.
- Spodniak, M., Semrád, K., & Draganová, K. (2021). Turbine blade temperature field prediction using the numerical methods. *Applied Sciences*, 11(6), 2870.
- Stachlewska, I. S., Samson, M., Zawadzka, O., Harenda, K. M., Janicka, L., Poczta, P., Szczepanik, D., Heese, B., Wang, D., & Borek, K. (2018). Modification of local urban aerosol properties by long-range transport of biomass burning aerosol. *Remote Sensing*, 10(3), 412.
- Su, Y.-S., Zheng, Z.-X., & Chen, J. (2018). A multi-platform collaboration innovation ecosystem: the case of China. *Management Decision*, 56(1), 125–142.
- van Eck, H., van der Spuy, S. J., & Gannon, A. J. (2024). Expanding the choke margin of a mixed flow compressor stage for a micro gas turbine engine. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 41(1), 91–101.
- Willard, J., Jia, X., Xu, S., Steinbach, M., & Kumar, V. (2020). Integrating physics-based modeling with machine learning: A survey. *ArXiv Preprint ArXiv:2003.04919*, 1(1), 1–34.
- Willard, J., Jia, X., Xu, S., Steinbach, M., & Kumar, V. (2022). Integrating scientific knowledge with machine learning for engineering and environmental systems. *ACM Computing Surveys*, 55(4), 1–37.
- Xu, Y., Liu, X., Cao, X., Huang, C., Liu, E., Qian, S., Liu, X., Wu, Y., Dong, F., & Qiu, C.-W. (2021). Artificial intelligence: A powerful paradigm for scientific research. *The Innovation*, 2(4).
- Xu, Z., Pei, J., & Song, Y. (2024). The Optimization of Aviation Technologies and Design Strategies for a Carbon-Neutral Future. In *Symmetry* (Vol. 16, Issue 9, p. 1226). MDPI.
- Zhang, B., Song, Z., Zhao, F., & Liu, C. (2022). Overview of propulsion systems for unmanned aerial vehicles. *Energies*, 15(2), 455.
- Zhang, R., Xu, X., Liu, K., Kong, L., Wang, W., & Wortmann, T. (2024). Airflow modelling for building design: A designers' review. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 197, 114380.
- Zhao, S., Hafeez, M., & Faisal, C. M. N. (2022). Does ICT diffusion lead to energy efficiency and environmental sustainability in emerging Asian economies? *Environmental Science and Pollution Research*, 1–10.

Zhu, L., Li, N., & Childs, P. R. N. (2018). Light-weighting in aerospace component and system design. *Propulsion and Power Research*, 7(2), 103–119.