



Analisis Geometri *Engine Inlet* terhadap *Induced Drag* pada Pesawat B737-800NG dan A320 Menggunakan *Computational Fluid Dynamic*

Agung Saputra

Politeknik Penerbangan Indonesia Curug

Bhima Shakti Arafat

Politeknik Penerbangan Indonesia Curug

Muhamad Faridh

Politeknik Penerbangan Indonesia Curug

Alamat: Kabupaten Tangerang, Banten 15820

Korespondensi penulis: saputragung.ae@gmail.com

Abstract. *The engine nacelle, particularly the inlet section, plays a crucial role in propulsion performance as it affects the pressure and airflow velocity entering the fan and compressor. This study compares the aerodynamic performance of two inlet geometries: the flattened lip design of the Boeing 737-800NG and the circular lip design of the Airbus A320. A Computational Fluid Dynamics (CFD) simulation was conducted using ANSYS Fluent, with three-dimensional models developed in SolidWorks based on official geometrical data from Boeing and Airbus. The analyzed parameters included average pressure, airflow velocity, P/V ratio, drag force, and drag Coefficient under two operating conditions—cruise (Mach 0.7) and climb (Mach 0.2). The results show that the Boeing inlet produced lower drag forces, 824.43 N during cruise and 234.29 N during climb, compared to Airbus with 911.94 N and 249.56 N, respectively. The flattened lip design demonstrated better flow diffusion efficiency and reduced drag by up to 9.59%. In conclusion, inlet geometry significantly influences aerodynamic efficiency. Optimizing inlet contour can enhance aircraft performance without major structural modifications, offering potential improvements for future narrow-body aircraft design.*

Keywords: *Inlet, Nacelle, Drag, P/V ratio, CFD Simulation, B737-800, A320*

Abstrak. *Engine nacelle, khususnya bagian inlet, berperan penting dalam kinerja sistem propulsi karena memengaruhi distribusi tekanan dan kecepatan udara menuju fan dan kompresor. Penelitian ini membandingkan performa aerodinamika dua geometri inlet, yaitu desain flattened lip pada Boeing 737-800NG dan circular lip pada Airbus A320. Analisis dilakukan menggunakan simulasi Computational Fluid Dynamics (CFD) dengan ANSYS Fluent. Model tiga dimensi dibuat melalui SolidWorks berdasarkan data resmi dari Boeing dan Airbus. Parameter yang dianalisis meliputi tekanan rata-rata, kecepatan aliran, rasio P/V, gaya hambat, dan koefisien drag pada dua kondisi operasi, cruise (Mach 0.7) dan climb (Mach 0.2). Hasil menunjukkan bahwa desain inlet Boeing menghasilkan*

Received Januari 02, 2026; Accepted Februari 02, 2026; Published Maret 30, 2026

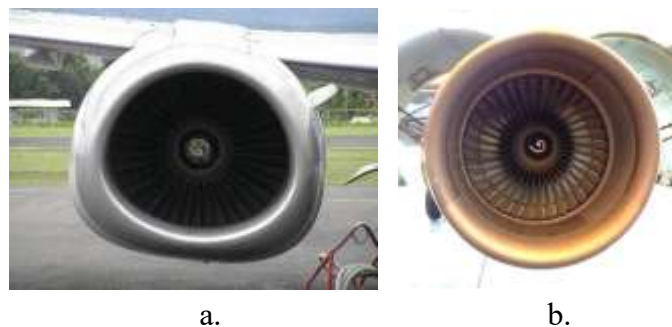
*Corresponding author, saputragung.ae@gmail.com

gaya hambat lebih rendah, yaitu 824,43 N pada kondisi *cruise* dan 234,29 N pada *climb*, dibandingkan Airbus masing-masing 911,94 N dan 249,56 N. Desain *flattened lip* terbukti meningkatkan efisiensi difusi aliran dan mengurangi *drag* hingga 9,59%. Kesimpulannya, geometri *inlet* berpengaruh signifikan terhadap efisiensi aerodinamika, dan optimalisasi kontur *inlet* dapat meningkatkan performa pesawat tanpa perubahan struktural besar.

Kata kunci: *Inlet, Nacelle, Drag, P/V ratio, CFD Simulation, B737-800, A320*

LATAR BELAKANG

Pertumbuhan industri penerbangan modern menghadapi tantangan besar dalam meningkatkan efisiensi operasional, keberlanjutan lingkungan, dan pengurangan emisi karbon. Efisiensi bahan bakar pesawat menjadi aspek penting dalam menekan biaya operasional dan emisi. Menurut IATA (2019), sekitar 30% total biaya operasional pesawat berasal dari sistem propulsi, sehingga peningkatan efisiensinya berperan penting dalam keberlanjutan industri penerbangan. Efisiensi bahan bakar pesawat modern bergantung pada kemajuan teknologi sistem propulsi. Inovasi seperti *high-bypass turbofan*, material komposit ringan, dan optimasi aerodinamika telah meningkatkan efisiensi secara signifikan. Pesawat Boeing 787 dan Airbus A350, misalnya, menunjukkan peningkatan efisiensi bahan bakar hingga 20% dibanding model sebelumnya (Farida et al., 2025). Peningkatan ini tidak hanya berasal dari mesin yang lebih efisien, tetapi juga dari perbaikan desain aerodinamis, termasuk optimasi pada geometri *inlet* dan bentuk sayap yang lebih ramping.



Sumber: (Aircraft Recognition Guide, n.d.; Santos da Conceição, 2016)

Gambar 1. a. Tampak Depan engine *Inlet* Boeing 737-800 NG dan b. Tampak Depan engine *Inlet* Airbus A320

Pesawat Airbus A320 dan Boeing 737-800 merupakan pesawat narrow-body yang paling banyak digunakan dan sama-sama memakai mesin CFM56 (CFM56-5B dan CFM56-7B). Meskipun memiliki struktur *dual-spool, high-bypass turbofan* yang sama, desain *nacelle*-nya berbeda, terutama pada *lower contour* akibat konfigurasi airframe (Gambar I.1). Boeing 737-800 memiliki *flattened inlet lip* di bagian bawah (Boeing, 2018, 2020), sedangkan Airbus A320 memiliki *inlet* berbentuk lingkaran simetris (Airbus S.A.S, 2024). Perbedaan ini dipengaruhi faktor struktural dan historis. Pada 737 generasi awal, mesin JT8D berdiameter kecil memungkinkan *inlet* simetris. Namun saat seri 737-300 memakai CFM56 yang lebih besar, ground clearance menjadi kendala karena landing gear pendek. Boeing memilih solusi rekayasa praktis dengan *cropped fan*, pemindahan *gearbox*, dan *flattened inlet lip* (Baer & Schuehle, 1982; CFM International, 1984). Desain ini mempertahankan *common type rating* antar varian (Langston, 2019).

Boeing 737-800 memiliki ground clearance rendah, sekitar 0,64 m pada OEW dan 0,48 m pada MTW (Boeing, 2020). Berdasarkan regulasi EASA CS-25 Amendment 28 AMC 25.1193(e)(4), pesawat dengan ground clearance rendah harus memiliki desain *inlet* yang meminimalkan risiko *debris* dan gangguan aliran (EASA, 2023). Karena itu, bentuk pipih pada *inlet* Boeing 737-800 merupakan adaptasi terhadap kondisi struktural dan regulasi. Perubahan besar baru dilakukan pada 737 MAX dengan mesin LEAP-1B berdiameter lebih besar (~69,4 inci), yang membuat Boeing menaikkan *nose landing gear* dan memosisikan mesin lebih tinggi dari *wing leading edge* (Boeing Commercial Airplanes, 2019; CFM International SA, 2017).

Salah satu cara meningkatkan efisiensi propulsi pesawat adalah mengoptimalkan desain aerodinamika pada *inlet engine*. Geometri *inlet* berperan penting dalam mengatur aliran udara menuju fan dan kompresor, yang memengaruhi distribusi tekanan dan kecepatan udara (Mulyani, 2016). Desain *inlet* yang tidak optimal dapat menyebabkan ketidakmerataan tekanan dan menurunkan performa mesin (Subagyo, 2015), sedangkan desain optimal dapat meminimalkan *pressure loss* dan *drag force* (Effendi & Jamaludin, 2020). Berbagai studi menunjukkan pengaruh signifikan geometri *inlet* terhadap aliran udara dan efisiensi propulsi. (Diop & Khalid, 2025) melalui uji CFD dan *Wind Tunnel* membuktikan bahwa modifikasi kecil pada dimensi *inlet* CFM56-7B dapat menurunkan kecepatan udara 5,68%, meningkatkan tekanan 2,27%, dan mengurangi *drag force*

18,37%. Prinsip ini sesuai dengan konsep *inlet diffuser* (Mattingly, 1996) yang berfungsi memperlambat aliran dan meningkatkan tekanan statis sebelum udara masuk ke kompresor.

Penelitian (Santos da Conceição, 2016) juga mengoptimasi desain *inlet cowl* Airbus A320 untuk meningkatkan performa aerodinamis dan menurunkan *pressure loss* dengan metode CFD. Studi lain (Hall et al., 2009; Yan et al., 2017; Zhang, 2021; Kaplan, 2024) menekankan bahwa desain *inlet* memengaruhi *vortex*, distorsi aliran, dan distribusi tekanan, namun sebagian besar dilakukan pada satu tipe pesawat, bukan secara komparatif. Pendekatan *Computational Fluid Dynamics* (CFD) menjadi metode yang relevan untuk menganalisis performa aerodinamika, distribusi tekanan, kecepatan aliran, serta gaya aerodinamis seperti *drag force* tanpa eksperimen fisik (Frydman et al., 2018). Melalui metode ini, dapat dianalisis dampak perbedaan desain *inlet* terhadap karakteristik aliran dan efisiensi aerodinamika. Penelitian ini membandingkan desain *inlet* CFM56-5B (Airbus A320) dan CFM56-7B (Boeing 737-800) dalam kondisi simulasi yang seragam.

METODE PENELITIAN

Penelitian ini menggunakan pendekatan kuantitatif dengan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD) untuk menganalisis karakteristik aerodinamika pada *engine inlet* pesawat Boeing 737-800 dan Airbus A320. Pendekatan ini digunakan karena sesuai untuk penelitian dengan objek yang terukur dan bertujuan menguji hipotesis secara ilmiah (Sugiyono, 2023). Penelitian ini dilakukan melalui beberapa tahap yang meliputi studi literatur, pengumpulan data, pembuatan model, pengujian simulasi, dan analisis data. Tahap studi literatur dilakukan untuk memahami teori aerodinamika, desain *engine inlet*, serta metode CFD melalui kajian buku, jurnal, dan penelitian terdahulu (Rumanto & Irfan, 2021). Selanjutnya, tahap pengumpulan data dilakukan dengan mengumpulkan data geometri *engine nacelle* dari dokumen resmi seperti *Aircraft Maintenance Manual* (AMM), *Structure Repair Manual* (SRM), dan *Aircraft Characteristics* dari Airbus S.A.S (2024) dan Boeing (2020, 2023). Data ini mencakup dimensi dan bentuk *nacelle* yang digunakan sebagai dasar pemodelan.

Tahap pembuatan model dilakukan menggunakan SolidWorks 2025 untuk menggambar model tiga dimensi berdasarkan data geometri yang diperoleh. Pemodelan dilakukan melalui teknik *reverse engineering* dengan proyeksi ortografik dan penerapan

kurva NACA 1-Series guna memperoleh bentuk *inlet* yang sesuai dengan referensi aslinya (Re & Abeyounis, 1996; Kaplan, 2024). Model kemudian diekspor dan divalidasi sebelum digunakan pada simulasi. Tahap pengujian model dilakukan menggunakan Ansys Fluent untuk mensimulasikan aliran udara pada dua kondisi penerbangan, yaitu *cruise* (Mach 0.7, AoA 2°) dan *climb* (Mach 0.2, AoA 7°), dengan parameter tekanan, temperatur, massa aliran, dan densitas yang diadaptasi dari Kaplan (2024).



Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 2. Contoh Reverse Engineering Engine Nacelle CFM56-7B menggunakan orthographic reference pada software SolidWork.

Hasil simulasi mencakup nilai tekanan rata-rata, kecepatan rata-rata, P/V ratio, *drag force*, dan *Coefficient of drag*. Validasi dilakukan dengan membandingkan hasil numerik simulasi terhadap referensi eksperimental untuk memastikan keakuratan model (Tu Jiyuan dkk., 2018). Tahap akhir yaitu analisis data, menggunakan pendekatan deskriptif-komparatif untuk membandingkan performa aerodinamika antara kedua model *inlet*. Perbandingan dilakukan terhadap parameter hasil simulasi dengan kondisi yang dikendalikan secara seragam sehingga variabel bebas yang membedakan hanya bentuk *inlet*. Data dianalisis secara kuantitatif melalui nilai absolut dan selisih relatif, kemudian disajikan dalam bentuk tabel, grafik, dan interpretasi hasil. Dengan rancangan penelitian ini, diharapkan dapat diperoleh pemahaman mengenai pengaruh bentuk *engine inlet* terhadap efisiensi aerodinamika pesawat.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Inlet merupakan komponen penting dalam struktur *nacelle* pada *engine* pesawat yang berfungsi sebagai pintu masuk pertama aliran udara menuju ruang bakar mesin turbin. Saat ini, desain *inlet* pada pesawat *turboprop* subsonik *narrow body* umumnya berbentuk bulat simetris, namun beberapa manufaktur menghadapi masalah *ground clearance* pada *engine* dengan diameter kipas besar seperti CFM56, sehingga perlu

dilakukan perubahan desain *inlet* dan *nacelle*. Penelitian Diop & Khaleed (2025) menunjukkan bahwa optimasi desain *inlet* pada Boeing 737 melalui parameter seperti sudut radial bibir *inlet*, panjang bagian atas dan bawah, serta diameter *inlet* menghasilkan pengurangan kecepatan aliran udara sebesar 5,68%, peningkatan distribusi tekanan 2,27%, dan penurunan *drag* 18,37% pada sudut serang -15° dibanding *base model*.

Hal ini disebabkan oleh hukum Bernoulli yang menyatakan semakin besar tekanan dan semakin kecil kecepatan udara yang masuk ke *fan compressor*, maka performa *engine* akan semakin baik. Udara bertekanan tinggi kemudian dikompresi ulang untuk mencapai tekanan optimal di ruang bakar. Penelitian Diop & Khaleed (2025) juga menunjukkan bahwa desain *inlet* memengaruhi rasio tekanan-kecepatan udara masuk serta nilai *drag* yang dihasilkan. Namun, penelitian tersebut hanya menggunakan satu model *nacelle* dengan perlakuan pada *base model*. Oleh karena itu, penelitian ini menggunakan dua model *nacelle* dengan bentuk *inlet* berbeda tanpa modifikasi, untuk membandingkan desain yang memiliki rasio tekanan dan kecepatan terbaik serta nilai *drag* terendah.

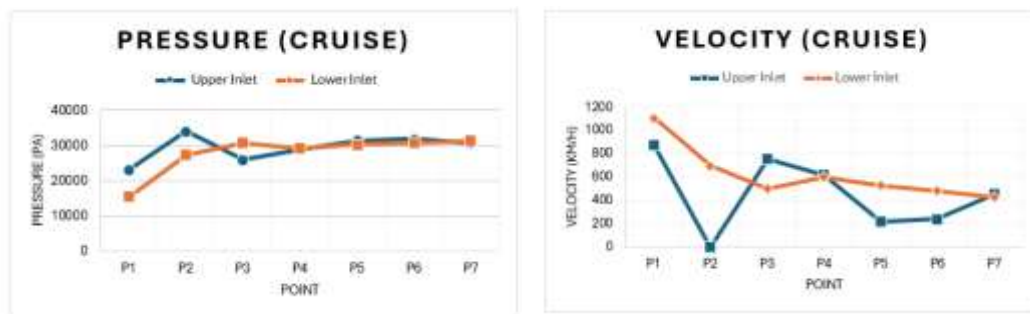
Penelitian ini diawali dengan menentukan domain masalah, batasan geometri, kondisi simulasi, parameter fluida, dan model turbulensi yang relevan. Model geometri dibuat menggunakan SolidWorks dengan metode *cross-reference – reverse engineering*, kemudian dilakukan proses *meshing* untuk membagi domain menjadi bagian kecil. Kondisi batas seperti kecepatan, tekanan, dan temperatur ditentukan pada permukaan domain, serta dipilih model turbulensi yang sesuai untuk menggambarkan fenomena fisik secara matematis. Persamaan aliran fluida seperti Navier–Stokes diselesaikan secara numerik hingga mencapai konvergensi. Tahap berikutnya adalah analisis hasil berupa distribusi tekanan rata-rata, kecepatan rata-rata, dan nilai *drag*. Dalam penelitian ini digunakan dua jenis *nacelle*: Boeing 737-800 dengan bentuk *inlet hamstermouth* yang pipih di bagian bawah, dan Airbus A320 dengan *inlet* bulat simetris. Kedua model diuji pada kondisi *cruise flight* dan *climb* pada kecepatan 0.2 Mach dan 0.7 Mach, dengan parameter tekanan, temperatur, dan densitas udara yang telah ditetapkan.

Hasil Simulasi CFD

1. Boeing 737-800 Inlet

Hasil perhitungan komputasi dari perangkat lunak Ansys Fluent dibagi menjadi dua jenis yaitu hasil simulasi pada kondisi *Cruise* dan hasil simulasi pada kondisi *Climb*. Dimana pada setiap kondisi simulasi terdapat parameter distribusi tekanan dan kecepatan aliran udara serta gaya hambat yang terjadi pada bagian area frontal *inlet*.

a) Hasil Simulasi



Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 3. Grafik data *pressure* dan *velocity* pada *inlet* B737-800 sepanjang titik P1 hingga P7 pada kondisi *cruise flight*



Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 4. Grafik data *pressure* dan *velocity* pada *inlet* B737-800 sepanjang titik P1 hingga P7 pada kondisi *Climb*

Data kuantitatif berupa nilai *pressure*, *velocity* dan koefisien *drag* dimana *pressure* menggambarkan distribusi tekanan yang terjadi disepanjang *inlet* dari titik P1 hingga titik P7, sedangkan *velocity* melambangkan kecepatan aliran udara setelah menyentuh dengan geometri *inlet* dari titik P1 hingga titik P7. Hasil konvergensi pada komputasi menunjukkan nilai koefisien *drag* pada Tabel 1. Data yang memuat lebih detail mengenai data hasil komputasi.

Tabel 1. Data *Coefficient Drag* hasil komputasi simulasi *Inlet* B737-800 berdasarkan frontal area.

<i>Nacelle Shape</i>	<i>C_d (Cruise)</i>	<i>C_d (Climb)</i>
B737-800	0.0372	0.0438

Sumber: Dokumentasi Pribadi

Berdasarkan hasil yang telah ditunjukkan pada grafik di Gambar diatas menunjukkan pada kondisi *cruise* untuk upper *inlet* memiliki nilai *velocity* sebesar 0 m/s pada titik P2. Hal ini dapat terjadi karena titik P2 pada upper *inlet* merupakan titik stagnansi (stagnation point). Pada kondisi tersebut, seluruh energi kinetik aliran udara yang datang dihentikan secara isentropik sehingga dikonversi menjadi stagnation *pressure*. Oleh karena itu, nilai tekanan yang terukur di titik P2 meningkat secara signifikan lebih tinggi dari pada tekanan di aliran bebas. Hal ini sesuai dengan persamaan Bernoulli, yang menunjukkan bahwa ketika $V = 0$, maka akan menghasilkan stagnation *pressure* (total *pressure*) yang lebih tinggi daripada tekanan statis di wilayah aliran bebas (freestream) (Anderson, 2011).

Pada Tabel 1 ditunjukkan mengenai data koefisien *drag* yang telah dihasilkan pada komputasi simulasi. Dimana nilai koefisien *drag* yang dihasilkan merupakan nilai yang diambil sesuai dengan metode penelitian Kaplan (2024) yaitu berdasarkan area yang telah ditentukan yaitu *inlet* lip frontal area. Referensi nilai koefisien *drag* dari berbagai bentuk desain *nacelle* dari berbagai penelitian terdahulu dalam penelitian Kaplan ditunjukkan pada Tabel 2.

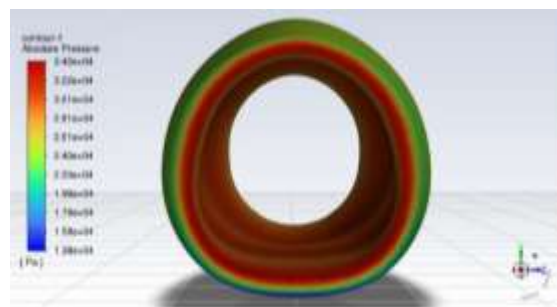
Tabel 2. Nilai koefisien *drag* pada beberapa bentuk *nacelle* yang mirip

<i>Aircraft Type</i>	<i>Nacelle Type</i>	<i>Drag Coefficient (Climb)</i>	<i>Drag Coefficient (Cruise)</i>
Airbus A320	Classical	0.05	0.04
Airbus A330	Classical	0.05	0.04
Airbus A350	Vortex Generator	0.04	0.03
Boeing 737	Classical	0.05	0.04
Boeing 747	Classical	0.06	0.05
Boeing 787	Vortex Generator	0.04	0.03

Sumber: Kaplan, 2024

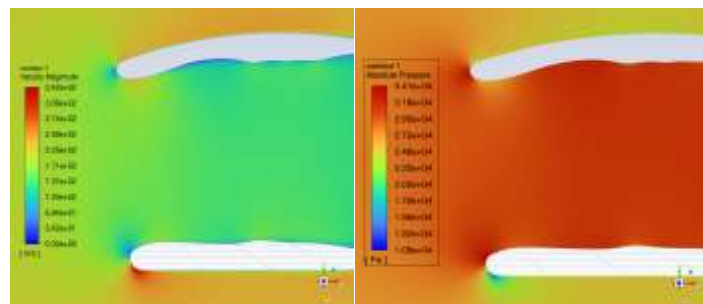
b) Data Visual dan Kontur

Data deskriptif yang menggambarkan visualisasi kontur pada objek *nacelle* dan *inlet* dengan parameter kecepatan aliran udara dan distribusi tekanan, dimana kontur kecepatan menggambarkan aliran udara selama berada disekitar *nacelle* dan *inlet*. Sementara distribusi tekanan memperlihatkan penyebaran tekanan yang terjadi pada permukaan *nacelle* dan *inlet*. Analisa berdasarkan visualisasi seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4 sampai dengan Gambar 9 memungkinkan untuk membantu penulis dalam mengamati bagian tertentu seperti area yang terkena distribusi tekanan tinggi dan kecepatan aliran udara yang rendah untuk memahami aliran fluida yang terjadi pada proses komputasi.



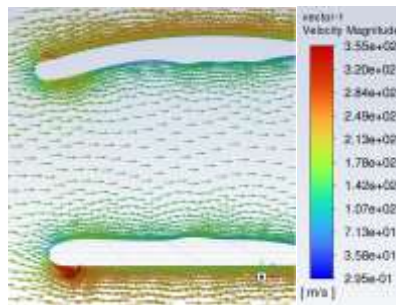
Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 4. Visualisasi kontur absolute *pressure* yang terjadi pada *nacelle* dan *inlet* B737-800 pada kondisi *cruise*



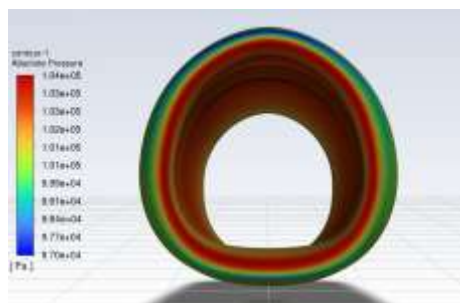
Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 5. Visualisasi kontur *velocity* magnitude dan absolute *pressure* di sepanjang *nacelle* dan *inlet* B737-800 pada kondisi *cruise*



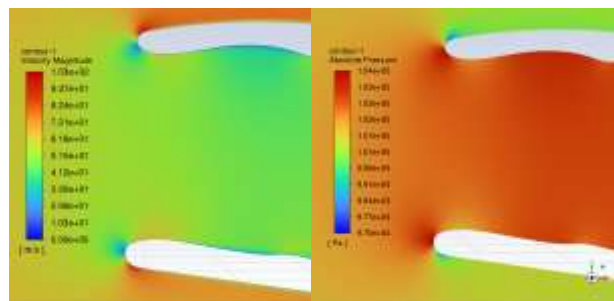
Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 6. Visualisasi arah vektor kecepatan pada *nacelle* dan *inlet* B737-800 pada kondisi *cruise*



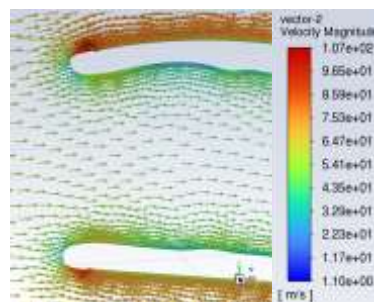
Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 7. Visualisasi kontur absolute *pressure* yang terjadi pada *nacelle* dan *inlet* B737-800 pada kondisi *Climb*



Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 8. Visualisasi kontur *velocity* magnitude dan absolute *pressure* yang terjadi sepanjang *nacelle* dan *inlet* B737-800 pada kondisi *Climb*



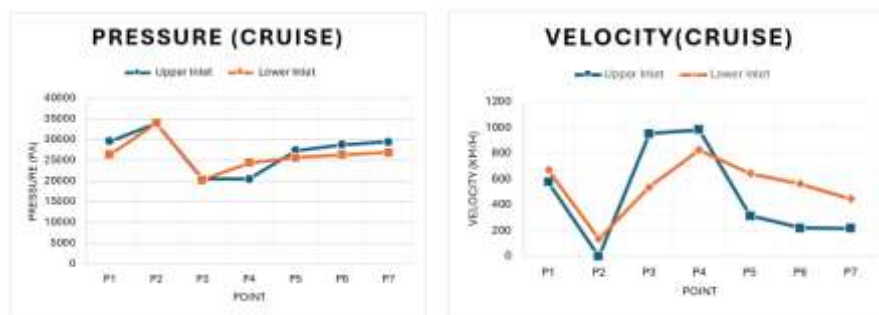
Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 9. Visualisasi arah vektor kecepatan pada *nacelle* dan *inlet* B737-800 pada kondisi *climb*

2. Airbus A320 Inlet

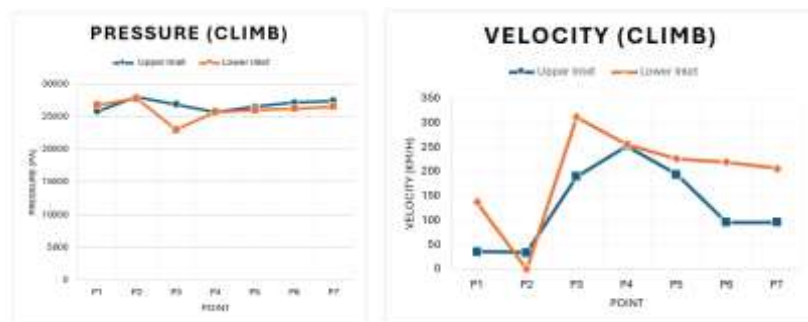
Hasil perhitungan komputasi dari perangkat lunak Ansys Fluent dibagi menjadi dua jenis yaitu hasil simulasi pada kondisi *Cruise* dan hasil simulasi pada kondisi *Climb*. Dimana pada setiap kondisi simulasi terdapat parameter distribusi tekanan dan kecepatan aliran udara serta gaya hambat yang terjadi pada bagian area frontal *inlet*.

a) Hasil Simulasi



Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 10. Grafik data *pressure* dan *velocity* pada *inlet* A320 sepanjang titik P1 hingga P7 pada kondisi *cruise*



Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 11. Grafik data *pressure* dan *velocity* pada *inlet* A320 sepanjang titik P1 hingga P7 pada kondisi *climb*.

Data kuantitatif berupa nilai *pressure* dan *velocity*, dimana *pressure* menggambarkan distribusi tekanan yang terjadi disepanjang *inlet* dari titik P1 hingga titik P7, sedangkan *velocity* melambangkan kecepatan aliran udara setelah menyentuh dengan geometri *inlet* dari titik P1 hingga titik P7.

Tabel 3. Data *Coefficient Drag* hasil komputasi simulasi *Inlet*

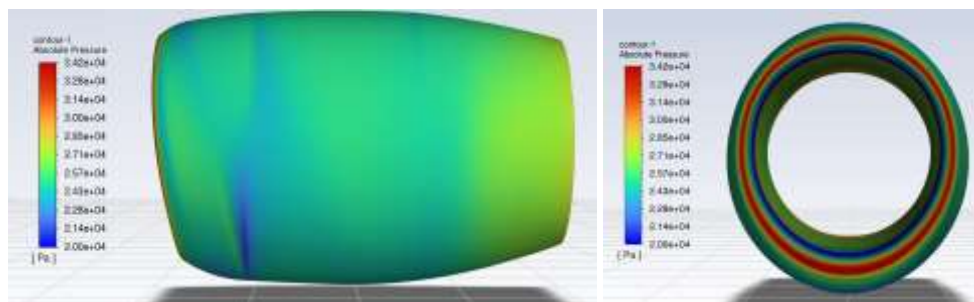
B737-800 berdasarkan frontal area.

<i>Nacelle Shape</i>	<i>Ca (Cruise)</i>	<i>Ca (Climb)</i>
B737-800	0.0386	0.0478

Sumber: Dokumentasi Pribadi

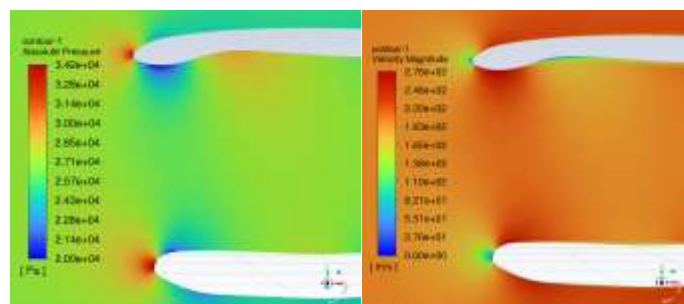
b) Data Visual dan Kontur

Data deskriptif yang menggambarkan visualisasi kontur pada objek *nacelle* dan *inlet* dengan parameter kecepatan aliran udara dan distribusi tekanan, dimana kontur kecepatan menggambarkan aliran udara selama berada disekitar *nacelle* dan *inlet*. Sementara distribusi tekanan memperlihatkan penyebaran tekanan yang terjadi pada permukaan *nacelle* dan *inlet*. Analisa berdasarkan visualisasi seperti pada Gambar 12 sampai dengan Gambar 16 memungkinkan untuk membantu penulis dalam mengamati bagian tertentu seperti area yang terkena distribusi tekanan tinggi dan kecepatan aliran udara yang rendah untuk memahami aliran fluida yang terjadi pada proses komputasi.



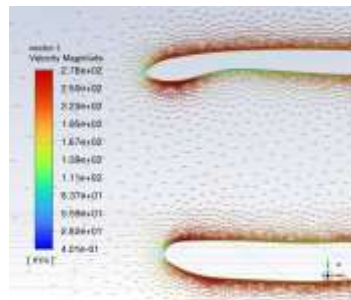
Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 12. Visualisasi kontur absolute *pressure* yang terjadi pada *nacelle* dan *inlet* A320 pada kondisi *cruise flight*



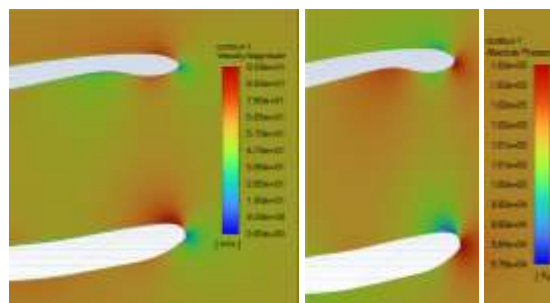
Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 13. Visualisasi kontur *velocity* magnitude dan absolute *pressure* yang terjadi sepanjang *nacelle* dan *inlet* A320 pada kondisi *cruise flight*.



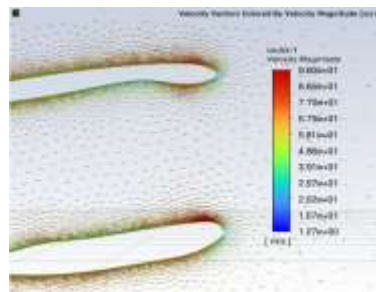
Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 14. Visualisasi arah vektor kecepatan pada *nacelle* dan *inlet* A320 pada kondisi *cruise flight*



Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 15. Visualisasi kontur *velocity* magnitude dan absolute *pressure* yang terjadi sepanjang *nacelle* dan *inlet* A320 pada kondisi *climb*.



Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 16. Visualisasi arah vektor kecepatan pada *nacelle* dan *inlet* A320 pada kondisi *climb*

3. Perhitungan Data

Proses perhitungan data selanjutnya akan dimulai dengan menghitung seluruh data dari beberapa parameter yang didapatkan pada komputasi sebelumnya. Pada tahapan ini, maka penulis dapat menghitung rasio perbandingan antara rata rata *pressure* (ΔP) dan rata rata *velocity* (ΔV) yaitu P/V rasio dari masing-masing model *Inlet* yang telah

disimulasikan pada kondisi *cruise* dan *climb*. Selanjutnya, perhitungan data *drag* yang dihasilkan dari masing-masing model *Inlet* berdasarkan nilai *Coefficient Drag* (C_d) yang telah didapatkan pada hasil komputasi. Sebagai sampel, perhitungan akan dilakukan pada hasil *pressure* dan *velocity* pada kondisi *cruise* untuk kedua model *Inlet* yang digunakan agar mendapatkan nilai persentase dari P/V rasio yang akan dicari.

a) B737-800 Model Inlet

Pressure to velocity ratio pada *Cruise Condition* menggunakan persamaan (1)

$$\begin{aligned}
 P/V \text{ ratio} &= \frac{\bar{P}}{\bar{V}} \times 100\% \\
 P/V \text{ ratio} &= \frac{28571.25}{535.68} \times 100\% \\
 P/V \text{ ratio} &= \frac{\bar{P}}{\bar{V}} \times 100\% \\
 P/V \text{ ratio} &= 53.3364 \times 100\% \\
 P/V \text{ ratio} &= 53.3364 \% \tag{1}
 \end{aligned}$$

Dimana,

$\bar{P}$ = Rata rata tekanan dari titik P1 hingga P7 (Pa)

$\bar{V}$ = Rata rata kecepatan dari titik P1 hingga P7 (km/h)

Drag Force (F_D) pada *Cruise Condition* menggunakan persamaan (2)

$$\begin{aligned}
 F_D &= \frac{C_D \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}{2} \\
 F_D &= \frac{0.0372 \cdot 0.414 \cdot (0.7 \cdot 340.29)^2 \cdot 1.887}{2} \\
 F_D &= \frac{0.0372 \cdot 0.414 \cdot (238.29)^2 \cdot 1.887}{2} \\
 F_D &= \frac{0.0372 \cdot 0.414 \cdot 56737.24 \cdot 1.887}{2} \\
 F_D &= \frac{0.0372 \cdot 0.414 \cdot 56737.24 \cdot 1.887}{2} \\
 F_D &= \frac{1648.8584}{2} \\
 F_D &\approx 824.43 \text{ N} \tag{2}
 \end{aligned}$$

Dimana,

C_D = Coefficient Drag

ρ = Densitas udara (kg/m^3)

V = Kecepatan (m/s), (1 Mach = 340.29 m/s)

S = Luas referensi penampang (m^2)

Nilai *velocity* yang digunakan dalam kondisi simulasi pesawat memiliki satuan Mach Number yang kemudian dikonversi menjadi m/s dengan ketentuan 1 Mach Number = 340.29 m/s.

Tabel 4. Hasil perhitungan P/V rasio dan gaya hambat pada kondisi *cruise*

B737-800 CRUISE CONDITION DATA			
Symbol	Keterangan	Nilai	Satuan Unit
$\bar{P}$	Average Pressure	28571.25	Pa
$\bar{V}$	Average Velocity	535.68	km/h
P/V ratio	Rasio Tekanan Terhadap Udara	53.34	%
V	Kecepatan Udara	238.29	m/s
C_d	Coefficient Drag	0.0372	
ρ	Densitas Udara	0.414	kg/m^3
S	Luas Permukaan Bibir Inlet	1.887	m^2
D	Gaya Hambat	824.43	N

Sumber: Dokumentasi Pribadi

Tabel 5. Hasil perhitungan P/V rasio dan gaya hambat pada kondisi *climb*

B737-800 CLIMB CONDITION DATA			
Symbol	Keterangan	Nilai	Satuan Unit
$\bar{P}$	Average Pressure	27204.25	Pa
$\bar{V}$	Average Velocity	166.91	km/h
P/V ratio	Rasio Tekanan Terhadap Udara	162.99	%
V	Kecepatan Udara	68.058	m/s
C_d	Coefficient Drag	0.0438	
ρ	Densitas Udara	1.224	kg/m^3

B737-800 <i>CLIMB CONDITION</i> DATA			
Symbol	Keterangan	Nilai	Satuan Unit
S	Luas Permukaan Bibir <i>Inlet</i>	1.887	m^2
D	Gaya Hambat	234.29	N

Sumber: Dokumentasi Pribadi

b) A320 Model *Inlet*

Data yang disertakan selanjutnya merupakan rangkuman data dari hasil perhitungan model *inlet* yang telah disusun ditunjukkan pada Tabel 6 dan Tabel 7 berdasarkan perhitungan pada kondisi *cruise* dan *climb* yang telah tersedia sebelumnya. Perhitungan tersebut akan digunakan sebagai bahan perbandingan dan analisis dari beberapa parameter yang telah tersedia.

Tabel 6. Hasil perhitungan P/V rasio dan gaya hambatan pada kondisi *cruise*

AIRBUS <i>CRUISE CONDITION</i> DATA			
Symbol	Keterangan	Nilai	Satuan Unit
$\bar{P}$	<i>Average Pressure</i>	26717.12	Pa
$\bar{V}$	<i>Average Velocity</i>	506.31	km/h
P/V ratio	Rasio Tekanan Terhadap Udara	52.77	%
V	Kecepatan Udara	238.29	m/s
C_d	<i>Coefficient Drag</i>	0.0386	
ρ	Densitas Udara	0.414	kg/m^3
S	Luas Permukaan Bibir <i>Inlet</i>	2.010	m^2
D	Gaya Hambat	911.94	N

Sumber: Dokumentasi Pribadi

Tabel 7. Hasil perhitungan P/V rasio dan gaya hambatan pada kondisi *climb*

AIRBUS <i>CLIMB CONDITION</i> DATA			
Symbol	Keterangan	Nilai	Satuan Unit
$\bar{P}$	<i>Average Pressure</i>	26404.72	Pa

$\bar{V}$	Average Velocity	160.91	km/h
P/V ratio	Rasio Tekanan Terhadap Udara	164.01	%
V	Kecepatan Udara	68.058	m/s
Cd	Coefficient Drag	0.0438	
ρ	Densitas Udara	1.224	kg/m^3
S	Luas Permukaan Bibir Inlet	2.010	m^2
D	Gaya Hambat	249.56	N

Sumber: Dokumentasi Pribadi

4. Analisis Data

Proses perhitungan data selanjutnya akan dimulai dengan menghitung seluruh data dari beberapa parameter yang didapatkan pada komputasi sebelumnya. Pada tahapan ini, maka penulis dapat menghitung rasio perbandingan antara rata rata *pressure* (ΔP) dan rata rata *velocity* (ΔV) yaitu P/V rasio dari masing-masing model *Inlet* yang telah disimulasikan pada kondisi *cruise* dan *climb*. Selanjutnya, perhitungan data *drag* yang dihasilkan dari masing-masing model *Inlet* berdasarkan nilai *Coefficient Drag* (Cd) yang telah didapatkan pada hasil komputasi. Sebagai sampel, perhitungan akan dilakukan pada hasil *pressure* dan *velocity* pada kondisi *cruise* untuk kedua model *Inlet* yang digunakan agar mendapatkan nilai persentase dari P/V rasio yang akan dicari.

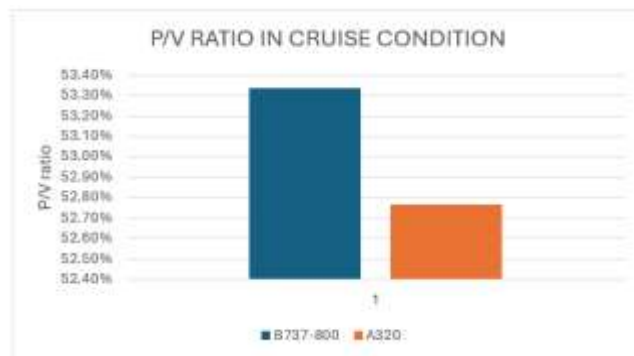
a) Perbandingan *Velocity* Rata-rata dan *Pressue* Rata-rata

Dari hasil yang telah didapatkan mengenai nilai rata rata kecepatan dan rata rata tekanan yang terjadi pada model kedua *inlet* setelah dilakukan komputasi pada dua kondisi, yaitu *cruise* dan *climb*. Selanjutnya, disertakan grafik perbandingan nilai dari beberapa parameter antara kedua model *inlet* sebagai berikut.



Sumber: Dokumentasi Pribadi

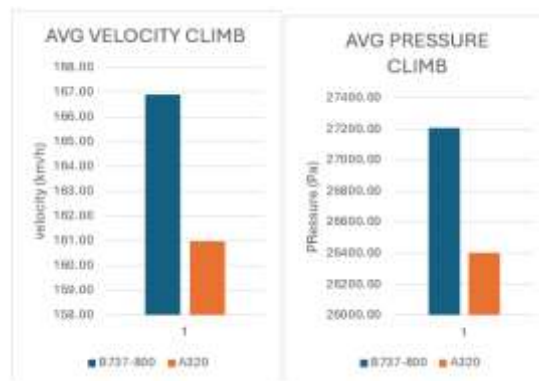
Gambar 17. Grafik nilai perbandingan model *inlet* B737-800 dengan A320 pada Avg Pressure dan Avg Velocity di kondisi *Cruise*



Sumber: Dokumentasi Pribadi

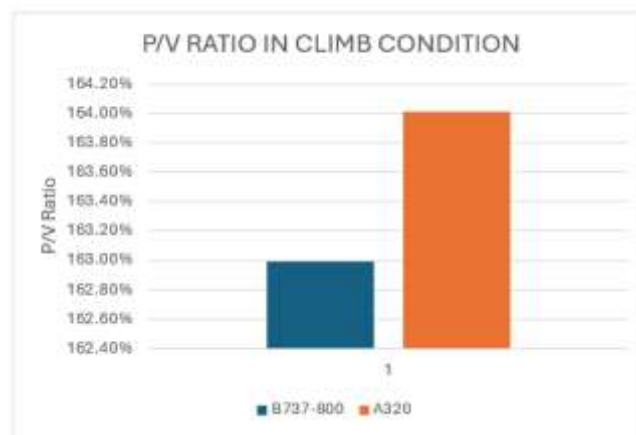
Gambar 18. Grafik nilai perbandingan P/V ratio pada model *inlet* B737-800 dan A320 di kondisi *Cruise*

Dapat dilihat dari **Error! Reference source not found.** dan **Error! Reference source not found.** bahwa berdasarkan hasil perbandingan dari nilai rata rata tekanan, nilai rata rata kecepatan, dan nilai P/V ratio dari masing masing model *inlet* pada kondisi *cruise flight*, model *inlet* B737-800 memiliki nilai rata rata tekanan dan nilai rata rata kecepatan yang tinggi, sehingga nilai P/V rasionya adalah 53.34%. sementara pada model *inlet* A320 memiliki nilai P/V ratio 52.77% pada saat kondisi *cruise*. Selanjutnya adalah perbandingan perhitungan pada kondisi *climb*.



Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 19. Grafik nilai perbandingan model *inlet* B737-800 dengan A320 pada Avg Pressure dan Avg Velocity di kondisi *Climb*



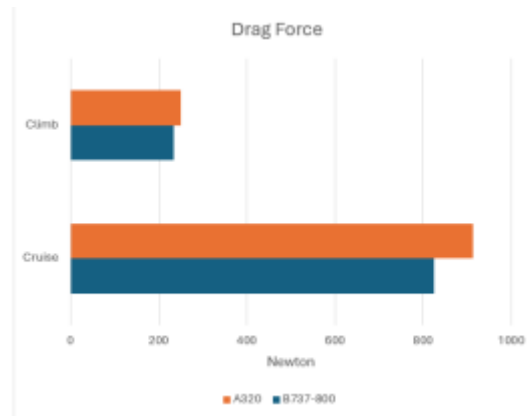
Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 20. Grafik nilai perbandingan P/V ratio pada model *inlet* B737-800 dan A320 di kondisi *Climb*

Dari grafik pada Gambar IV. 35 dan Gambar IV. 36, dapat dilihat bahwa model *inlet* B737-800 memiliki nilai rata rata tekanan dan rata rata kecepatan yang tinggi yaitu 27204.25 Pa dan 166.91 km/h, sementara itu model *inlet* A320 memiliki nilai rata rata tekanan dan rata rata kecepatan pada kondisi *climb* berturut turut sebesar 26404.72 Pa dan 160.99 km/h. Namun perlu diingat bahwa parameter P/V rasio merupakan rasio perbandingan antara nilai tekanan dan kecepatan. Dapat dilihat pada grafik pada gambar 4.33 dimana model A320 menghasilkan nilai P/V rasio yang lebih besar yaitu 164.01% dan model B737-800 memiliki nilai P/V rasio yaitu 162,99%.

b) Perbandingan Hasil Drag

Setelah melakukan serangkaian perhitungan pada nilai *Coefficient drag* terhadap gaya hambat yang dihasilkan, maka didapatkan grafik perbandingan seperti yang ditunjukkan pada gambar.



Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 21. Grafik nilai perbandingan *Drag* yang dihasilkan pada model *inlet* B737-800 dan A320 (terbatas hanya pada bagian frontal area *inlet*)

Berdasarkan hasil data perbandingan yang ditunjukkan grafik pada Gambar IV. 37 yaitu perhitungan nilai *drag* hanya berdasarkan bagian frontal area pada *inlet*. Dari grafik tersebut dapat dilihat bahwa model *inlet* A320 memiliki nilai *drag* yang lebih tinggi dibanding dengan nilai *drag* model *inlet* B737-800 pada kondisi *climb* dan *cruise*. Dimana pada kondisi *cruise* dan *climb* model *inlet* B737-800 memiliki nilai berturut turut adalah 824.43 N dan 234.29 N. Sedangkan pada kondisi *cruise* dan *climb* model *inlet* A320 memiliki nilai berturut turut adalah 249.56 N dan 911.94 N. Dengan kata lain, model *inlet* B737-800 memiliki nilai *drag* 9.59% lebih rendah disbanding model *inlet* B737-800 pada kondisi *cruise*.

KESIMPULAN DAN SARAN

Berdasarkan hasil perhitungan dan analisis yang telah dilakukan, dapat disimpulkan bahwa pada kondisi *cruising* dengan kecepatan 0.7 Mach, model *inlet* Boeing 737-800 memiliki P/V ratio sebesar 53.34%, sedikit lebih tinggi 0.57% dibandingkan dengan model *inlet* Airbus A320 sebesar 52.77%. Pada kondisi *climb* dengan kecepatan 0.2 Mach dan *Angle of Attack* 7°, model *inlet* A320 menunjukkan P/V ratio sebesar 164.01%, lebih tinggi 1.01% dibandingkan B737-800 sebesar 162.99%. Hasil perhitungan *Coefficient Drag* terhadap *Drag Force* menunjukkan bahwa model *inlet* B737-800 menghasilkan

drag lebih rendah dibandingkan A320, yaitu berkurang 9.59% pada kondisi *cruise* dan 6.12% pada kondisi *climb*. Secara umum, desain *inlet* B737-800 yang lebih pipih di bagian bawah memberikan performa aerodinamika yang lebih efisien dibandingkan *inlet* A320 yang berbentuk lingkaran simetris. Berdasarkan hasil ini, disarankan agar penelitian selanjutnya dapat mempertimbangkan variasi bentuk *inlet* lain untuk memperoleh efisiensi aliran udara yang lebih optimal, serta memperluas pengujian pada kondisi kecepatan dan sudut serang yang berbeda guna meningkatkan validitas hasil penelitian.

DAFTAR REFERENSI

- Hidayati, S.N. (2016). Pengaruh Pendekatan Keras dan Lunak Pemimpin Organisasi terhadap Kepuasan Kerja dan Potensi Mogok Kerja Karyawan. *Jurnal Maksipreneur: Manajemen, Koperasi, dan Entrepreneurship*, 5(2), 57-66. <http://dx.doi.org/10.30588/SOSHUMDIK.v5i2.164>.
- Risdwiyanto, A. & Kurniyati, Y. (2015). Strategi Pemasaran Perguruan Tinggi Swasta di Kabupaten Sleman Yogyakarta Berbasis Rangsangan Pemasaran. *Jurnal Maksipreneur: Manajemen, Koperasi, dan Entrepreneurship*, 5(1), 1-23. <http://dx.doi.org/10.30588/SOSHUMDIK.v5i1.142>.
- Bator, R. J., Bryan, A. D., & Schultz, P. W. (2011). Who Gives a Hoot?: Intercept Surveys of Litterers and Disposers. *Environment and Behavior*, 43(3), 295–315. <https://doi.org/10.1177/0013916509356884>.
- Airbus S.A.S. (2024). A320-200/-300 Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning. *Ac*, 1–22.
- Anderson, J. D. (2011). *Fundamentals of Aerodynamics*.
- Baer, J. C., & Schuehle, A. L. (1982). Re-engining the 737. *SAE Technical Papers*. <https://doi.org/10.4271/821442>
- Boeing. (2023). *IPC BOEING 737-800 ATA 71 Engine Cowling*.
- Boeing. (2020). Boeing 737 Airplane Characteristics for Airport Planning. *The Economic Journal*, 80(318), 307.
- Boeing Commerical Airplanes. (2019). *737 MAX Airplane Characteristics for Airport Planning D6-38A004 Rev E*. July, 20–24.
- CFM International. (1984). *CFM56-3 Technical Description and Configuration Overview*. Internal Product Brief.
- CFM International SA. (2017). *The LEAP engine overview*. 1–22.
- Diop, M. M., & Khalid, A. (2025). Design and Analysis of High-Bypass Turbofan Engine Nacelle to Enhance Performance. *AIAA Science and Technology Forum and Exposition, AIAA SciTech Forum 2025*, 1–11. <https://doi.org/10.2514/6.2025-1716>
- EASA. (2023). *CFM International CFM56-7B series engines Issue: 07 Type-Certificate*

Data Sheet. January, 1–22.

- Effendi, Y., & Jamaludin, J. (2020). Analisis Aliran Udara *Fan Blade* Pada Mesin CFM56-7B Boeing 737-800Ng dengan *Computational Fluid Dynamic* (CFD). *Motor Bakar : Jurnal Teknik Mesin*, 4(1), 1–8. <https://doi.org/10.31000/mbjtm.v4i1.5711>
- Farida, I., Prasetyo, K., Bhiptime, E. I., Holson, N., & Silalahi, M. (2025). *Analisis Tren Efisiensi Bahan Bakar dalam Industri Penerbangan*. 4(1).
- Frydman, E., Marom, S., Chetboun, J., & Seror, S. (2018). OpenFOAM based unstructured accurate CFD solver for arbitrary geometries - Recent developments & industrial applications. *58th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences, IACAS 2018, 2018-March*(August), 283–312.
- Hall, Z. M., Ahuja, V., Hartfield, R., Shelton, A., & Ahmed, A. (2009). Optimization of a *turbofan inlet* duct using a genetic algorithm and CFD. *Collection of Technical Papers - AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 1–16. <https://doi.org/10.2514/6.2009-3775>
- IATA. (2019). *Annual Review 2019 - Regional Profit Performance*.
- Kaplan, Y. (2024). Aerodynamic Optimization of *Inlet Design for High Bypass*. *Natural and Applied Sciences of Middle East Technical University*.
- Langston, L. (2019). 10,000th 737 and the Hamster Mouth Legacy. *Mechanical Engineering Magazine (ASME)*.
- Mulyani, S. (2016). Analisis Performa *Engine Turbofan* Pesawat Boeing 737-300. *Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto Yogyakarta*, 1–6.
- Santos da Conceição, B. (2016). *Design Optimization of The A320 Engine Inlet Cowl*. November, 1–10.
- Subagyo. (2015). Simulasi *Inlet Duct Engine* Pesawat Dua Dimensi (2D). *Media Kita Group Anggota IKAPI*, 171–178.
- Sugiyono. (2023). *Metode Penelitian*. Bandung: PT. Alfabet Danandjadja.
- Tu, J., Yeoh, G. H., & Liu, C. (2018). *Computational Fluid Dynamics: A practical approach*. In *Computational Fluid Dynamics: A Practical Approach*.
- Yan, W., Quanlin, D., & Liu, X. (2017). *Numerical investigation on the effect of inlet acceleration on inlet flow distortion in a centrifugal fan*. *102(Icmmse)*, 336–341. <https://doi.org/10.2991/icmmse-17.2017.55>
- Zhang, M. (2021). Numerical Investigation of *Nacelle Intake Flow Distortion at Crosswind Conditions*. *32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2021*, 1–11.