

## SIMULASI INLET DUCT ENGINE PESAWAT DUA DIMENSI (2D)

(SIMULATION OF TWO DIMENSIONAL (2D) INLET DUCT ENGINE AIRCRAFT )

Subagyo

UPT-LAGG BPPT

Telp.021-7560902, Fax.021-7560901, Kawasan PUSPIPTEK, Setu, Tangerang Selatan, Indonesia

Pos El:cpbagyo@yahoo.com, Subagyo@bppt.go.id

### Abstrak

Kegiatan merancang [1],[2] pesawat tempur meliputi berbagai aspek yang sangat kompleks seperti airframe pesawat, sistem propulsi, anti radar, masalah struktur dan material yang digunakan. Pada laporan ini penulis meneliti pada bidang propulsi yang berkaitan dengan air intake inlet. Dalam bidang inlet pemipaan pendukung aliran udara masuk menuju mesin pendorong pesawat merupakan bagian yang cukup penting. Perkembangan bentuk inlet pemipaan juga memberikan pengaruh pada pesawat tempur yang terbang pada rentang bilangan mach dari 0.3 sampai dengan 2. Persyaratan yang harus dipenuhi adalah bentuk inlet pemipaan penyedia udara agar tekanan recovery mendekati 100%. Pengkajian dilakukan pada inlet pemipaan dua dimensi dengan menggunakan software fluent. Hasil simulasi menunjukkan bahwa Mac number disekitar Aerodynamic Interface Plane (AIP) mempunyai nilai dialiran subsonic.

**Kata kunci:** Simulasi, aliran , pesawat tempur, Inlet, tekanan .

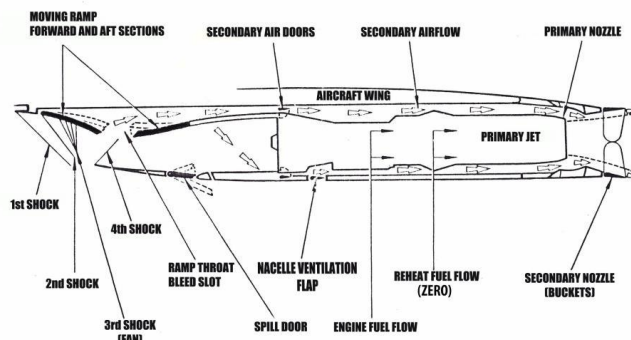
### Abstract

*Designing activities covering various aspects of fighter planes [1],[2] are very complex such as aircraft airframe, propulsion system, anti-radar, the problem of structure and materials used. In this report the author examines the field of propulsion-related air intake inlet. In the area of the inlet piping support incoming airflow to the engine driving the aircraft is a fairly important part. The development forms the inlet piping is also an influence on fighter aircraft flying at Mach number range from 0.3 to 2. The requirements are a form of air inlet piping provider that pressure recovery close to 100%. The assessment was done on a two-dimensional inlet piping using fluent software. Simulation results show that the Mac number around Aerodynamic Interface Plane (AIP) has subsonic flow value.*

**Keywords:** Simulation, flow, fighter airplane, inlet, pressure.

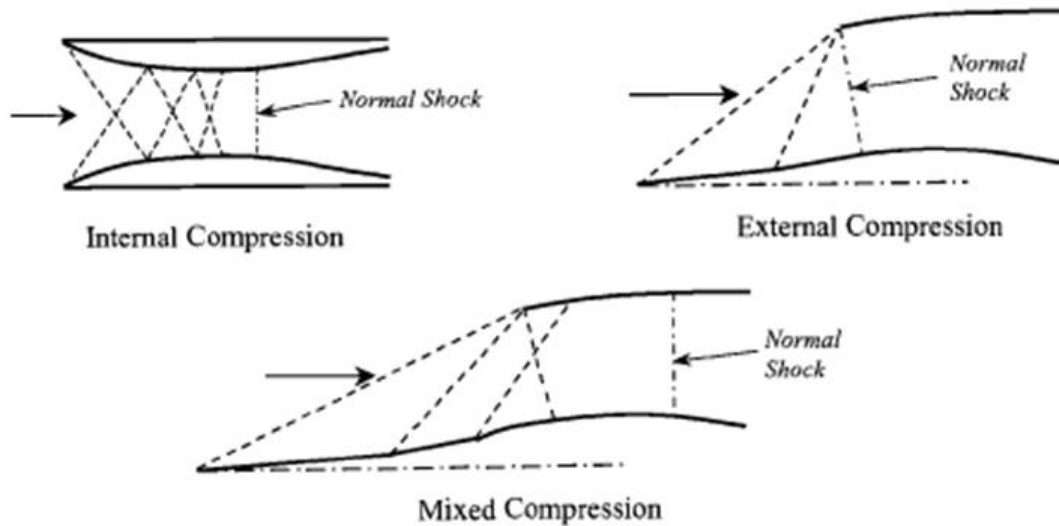
## 1. PENDAHULUAN

Sistem penyedia udara mesin pesawat terbang dipengaruhi oleh kendala antara lain; rentang terbang bilangan mach, situasi penerbangan, anti terpantau, rancangan yang diharapkan, kondisi khusus. Pada gambar 1 menunjukkan sistem propulsi [3], [4] pesawat tempur dua dimensi yang dirancang untuk memenuhi kinerja yang tinggi. Inlet pada gambar 1-1 dilengkapi dengan variabel geometri untuk menghasilkan rasio tekanan total sebelum inlet dan tekanan total di AIP. Pada makalah ini mengkaji pada bidang propulsi aliran didalam pemipaan dua dimensi.

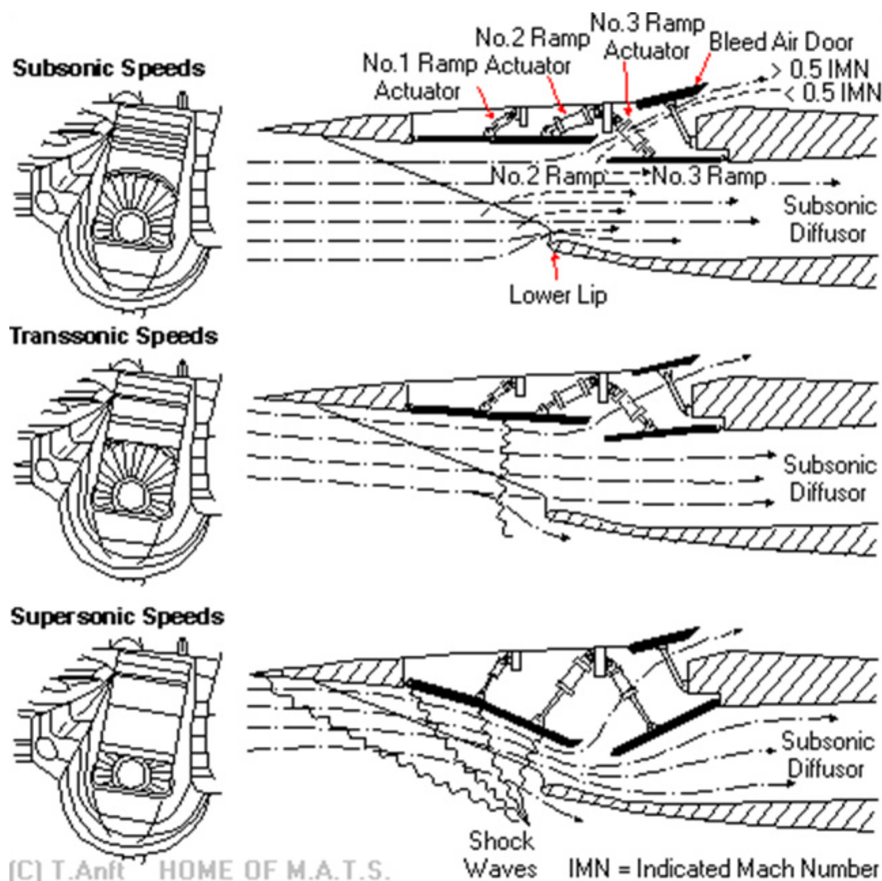


Gambar 1-1. Sistem propulsi pesawat tempur[5].

Ada tiga jenis mekanisme kontrol inlet pemipaan agar menghasilkan aliran dengan recovery yang diperlukan seperti dapat dilihat pada gambar 1-2. Pada gambar 1-3 menunjukkan mekanisme kontrol dengan merubah geometri untuk mendapatkan aliran didalam diffuser menjadi aliran yang subsonic.



Gambar 1-2 Tipe inlet pada aliran supersonic [6].



Gambar 1-3 Mekanisme variabel geometri inlet [7].

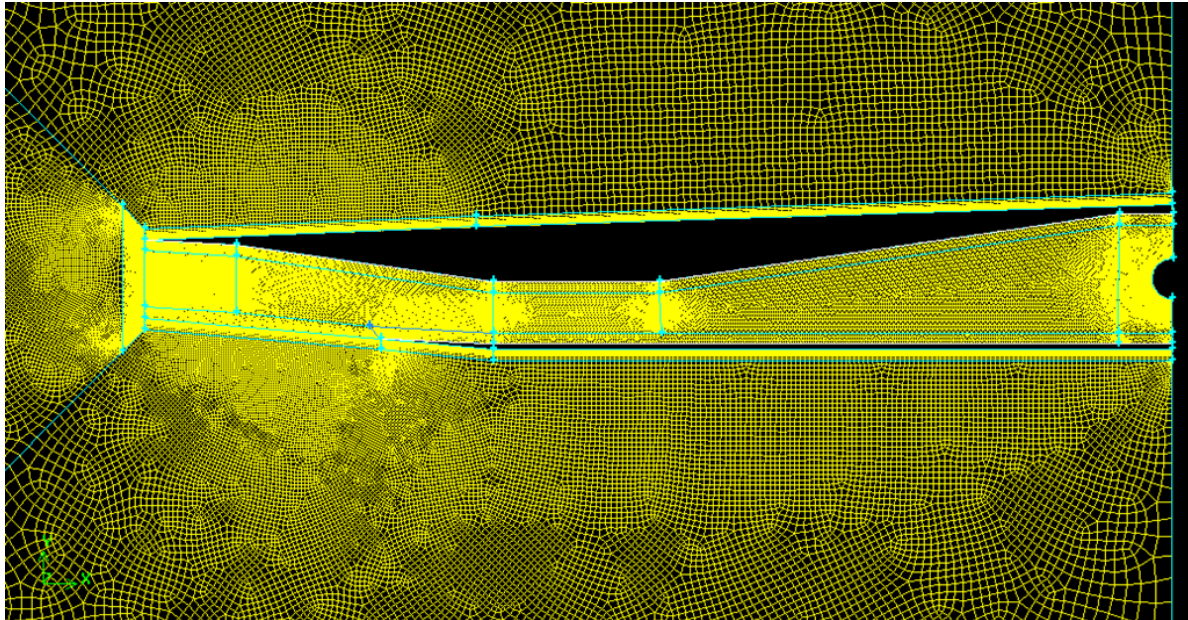
## 2. METODOLOGI

Pengkajian aliran fluida dari inlet pemipaan dua dimensi sampai AIP dengan metoda simulasi dinamika fluida [8] untuk memahami fenomena yang terjadi. Selanjutnya digunakan

mengoptimalkan bentuk inlet pada fase berikutnya. Ada beberapa tahapan yang perlu dilakukan dalam melakukan simulasi Computational Fluid Dynamic (CFD) adalah:

- Menentukan Domain Komputasi dan Grid
- Membentuk model turbulensi
- Menentukan kondisi simulasi
- Hasil Simulasi

Domain komputasi CFD dibentuk berdasarkan model inlet dan pemipaannya seperti dapat dilihat pada gambar 2-1 yang sudah lengkap beserta grid.



**Gambar 2-1** Domain komputasi dan grid inlet pemipaannya.

Simulasi aliran fluida [9] inlet pemipaannya mesin perlu ditentukan model turbulensinya mengingat rentang kecepatan aliran dari subsonic ke supersonic. Penentuan model turbulensi dipilih harus memperhatikan komputer yang digunakan untuk melakukan simulasi. Pertama adalah jumlah Random Access Memory (RAM), kecepatan clock komputer yang dipakai. Model turbulensi yang dimaksud adalah sebuah model yang diperlukan agar kita memperoleh solusi persamaan mekanika fluida yang berlaku yaitu persamaan kontinuitas dan persamaan Reynolds Average Navier-Stokes yang dapat dituliskan sebagai berikut;

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \tag{1.1}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i' u_j'}) \tag{1.2}$$

Agar dapat menyelesaikan persamaan tersebut diatas suku terakhir dari persamaan (1.2) harus dimodelkan [10]. Berdasarkan pertimbangan komputer yang digunakan dan waktu komputasi yang diperlukan kami menggunakan model turbulensi dengan turbulensi viscosity ratio sebesar 10.

### 3. KONDISI SIMULASI

Pemilihan kondisi simulasi merupakan bagian yang terkait dari pemasangan posisi sumbu mesin terhadap sumbu horizontal pesawat yang membentuk sudut serang awal. Posisi awal sudut pada

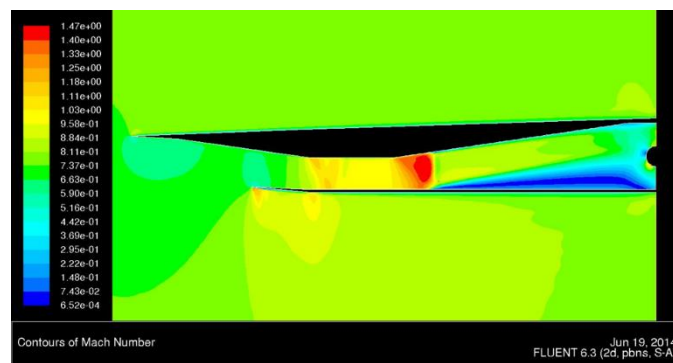
posisi cruise diharapkan memberikan nilai koefisien gaya angkat yang memadai. Kondisi simulasi yang digunakan terkait dari sudut *setting* awal yang ditunjukkan dalam tabel 3-1 dibawah ini;

**Tabel 3-1** Kondisi Simulasi

No	Sudut serang	Bilangan Mach
1	0°	0.8,1,1.2,1.4,1.6,1.8,2.0
2	3°	0.8,1,1.2,1.4,1.6,1.8,2.0

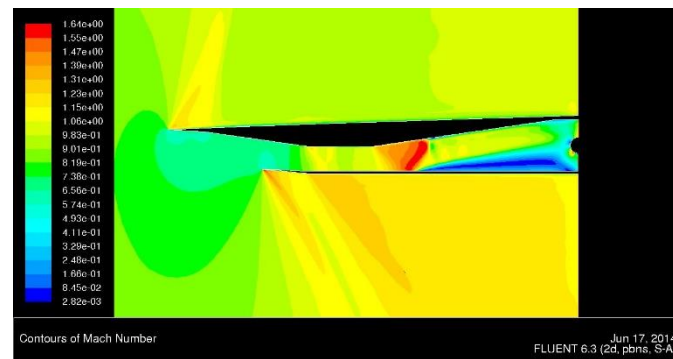
**4. HASIL DAN DISKUSI**  
**Sudut serang 0°**

Hasil simulasi aliran pada bilangan mach M=0.8 sampai dengan 2 ditunjukkan pada gambar 4-1 sampai dengan gambar 14.



**Gambar 4-1** Distribusi bilangan mach pada Domain komputasi M=0.8.

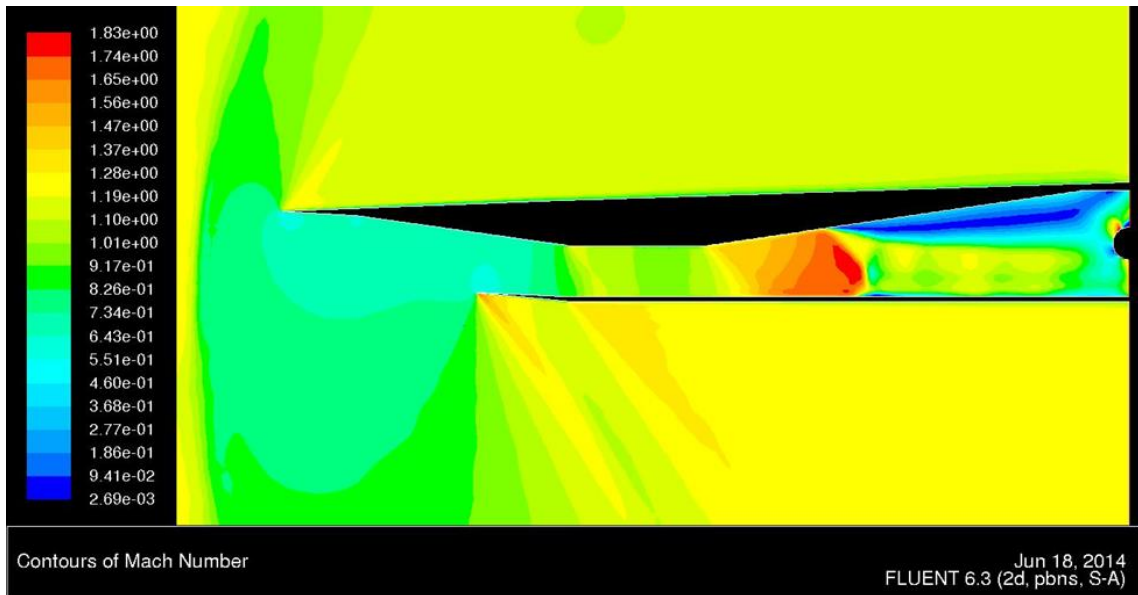
Hasil simulasi aliran pada bilangan mach M=0.8 ditunjukkan pada gambar 4-1. Simulasi pada bilangan mach 0.8 yang merupakan aliran transonic pada daerah inlet bilangan mach sedikit sekali berubah. Setelah mengalami kompresi di wilayah yang menyempit kecepatan naik dan terjadi kenaikan bilangan mach. Hal itu ditandai dengan berubah warna dari hijau muda menjadi hijau kekuningan dan tepat di wilayah difuser menjadi merah. Dari situ terdispersi kecepatan turun yang memunculkan aliran dengan bilangan mach terbagi pada nilai sekitar 0.8 dan dibawah 0.1. Pada aliran dengan bilangan subsonic seharusnya inlet geometri bagian atas membentuk garis datar saja. Pada bilangan mach 1.0 hasil simulasi dapat dilihat pada gambar 4-2.



**Gambar 4-2** Distribusi bilangan mach pada Domain komputasi M=1.

Pada M=1.0 aliran transonic nampak bahwa hasil simulasi masih serupa dengan hasil M=0.8. Hanya berbeda sedikit pada wilayah inlet. Kondisi yang sama bentuk geometri inlet pada bagian atas cukup membentuk garis lurus juga. Selanjutnya pada aliran M=1.2 merupakan aliran supersonic sonic distribusi bilangan mach pada domain komputasi ditunjukkan pada gambar 4-3.

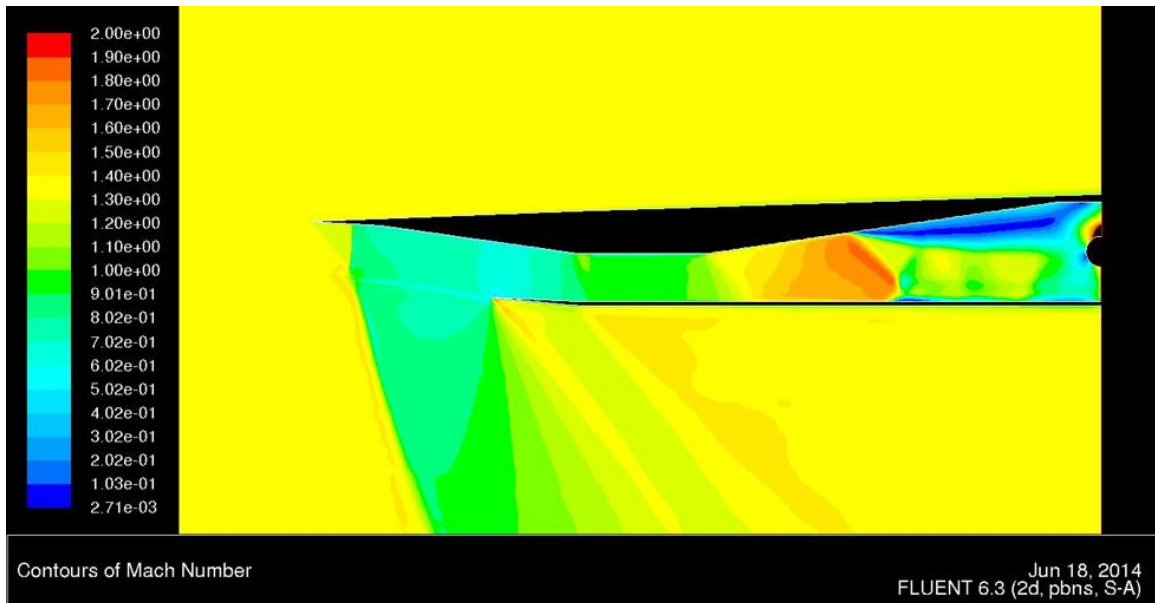




**Gambar 4-3** Distribusi bilangan mach pada Domain komputasi  $M=1.2$ .

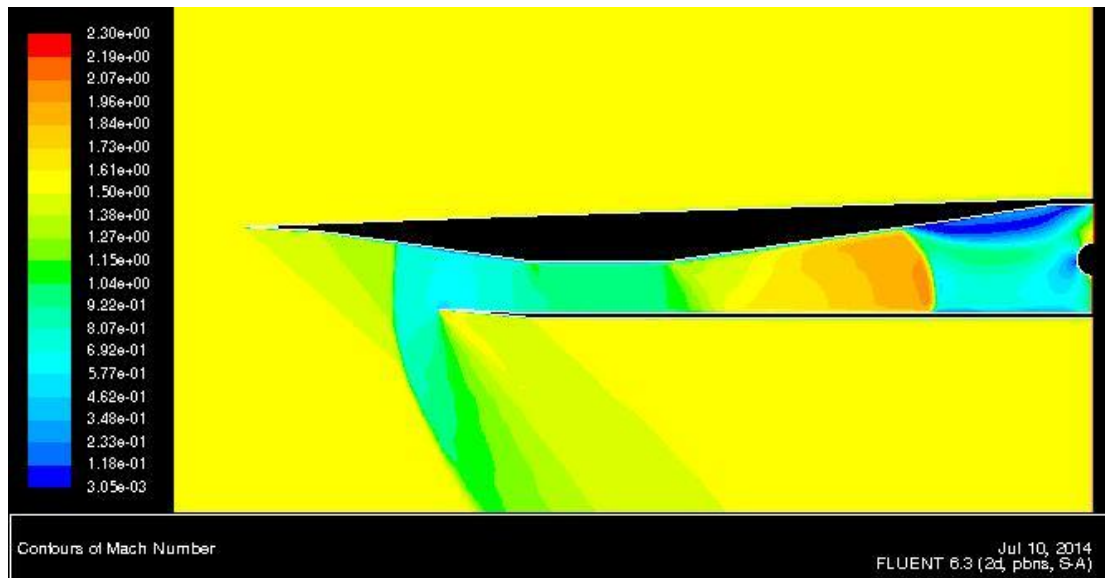
Hasil simulasi pada  $M=1.2$  aliran tidak banyak berubah hanya mulai ada transisi dan perubahan aliran akibat interaksi shockwave pada diffuser subsonic sehingga timbul bilangan  $M$  yang rendah berada di dinding atas. Hasil dari adanya geometri inlet merubah aliran didalam saluran menjadi subsonic.

Hasil pada  $M=1.4$  merupakan aliran supersonic distribusi bilangan mach pada domain komputasi ditunjukkan pada gambar 4-4.



**Gambar 4-4.** Distribusi bilangan mach pada Domain komputasi  $M=1.4$ .

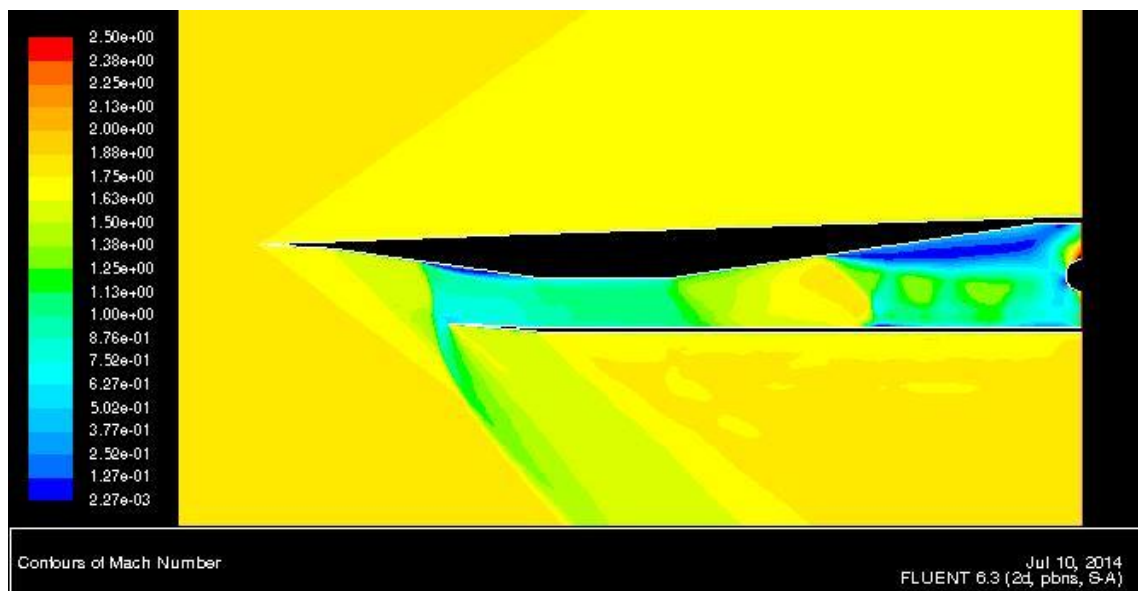
Hasil simulasi pada  $M=1.4$  hampir serupa dengan  $M=1.2$  hanya ada perubahan aliran disekitar inlet kecepatan sedikit diperlambat dan pada saluran sempit aliran dipercepat gelombang kejut secara transisi terlihat dan menghilang. Simulasi menunjukkan juga menjadi aliran subsonic sebelum AIP. Selanjutnya hasil simulasi pada  $M=1.6$  ditunjukkan pada gambar 4-5.



**Gambar 4-5** Distribusi bilangan mach pada Domain komputasi M=1.6.

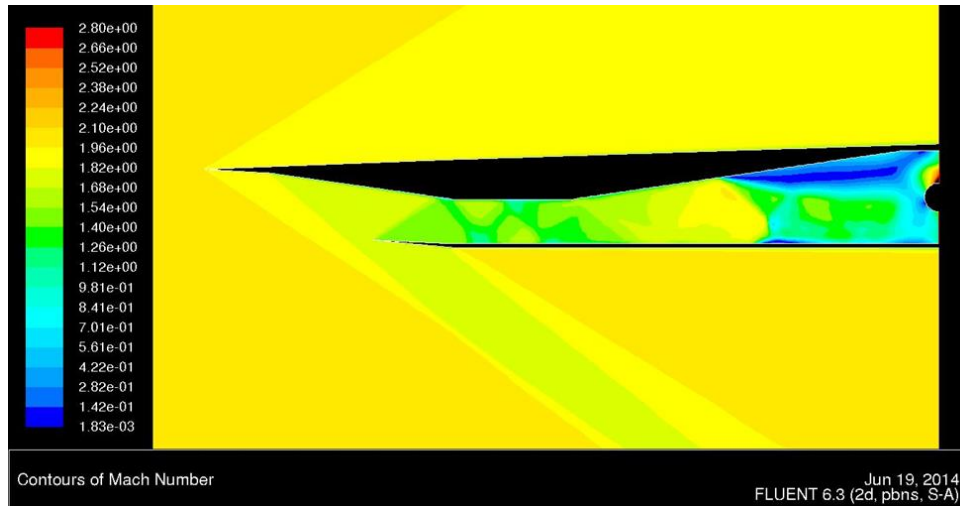
Nampak perbedaan pada bagian inlet juga terjadi perlambatan aliran gelombang kejut samar-samar terjadi akibat dinding inlet bagian atas. Selanjutnya aliran termampatkan sehingga kecepatan kemudian naik. Pada saat mencapai wilayah subsonic diffuser terjadi penurunan kecepatan yang ditunjukkan oleh warna orange ke warna hijau muda kekuningan.

Selanjutnya hasil simulasi pada M=1.8 ditunjukkan pada gambar 4-6. Pada dinding pipa atas terjadi gelombang kejut yang terlihat jelas dan juga dibagian bawah dinding atas bagian bawahnya. Selebihnya aliran mirip dengan hasil simulasi pada M=1.6.



**Gambar 4-6** Distribusi bilangan mach pada Domain komputasi M=1.8.

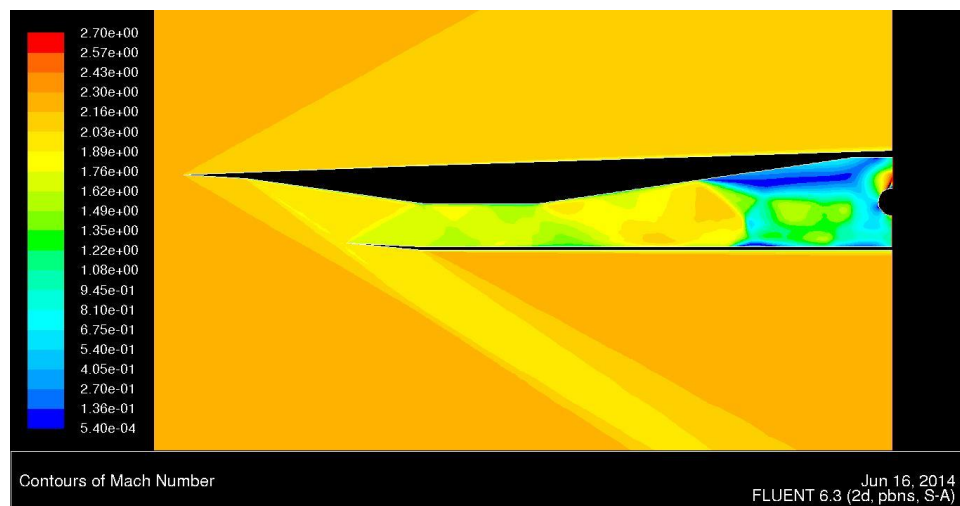
Hasil simulasi pada M=2.0 ditunjukkan pada gambar 4-7.



**Gambar 4-7** Distribusi bilangan mach pada Domain komputasi M=2.0.

Pada simulasi M=2.0 nampak jelas gelombang kejut yang dihasilkan oleh kedua dinding inlet pipa. Interaksi kedua gelombang kejut di saluran pemipaan semakin menurunkan kecepatan. Di wilayah diffuser subsonic kecepatan menjadi rendah menjadi 0.4.

Hasil simulasi pada M=2.2 ditunjukkan pada gambar 4-8. Hasil simulasi hampir serupa untuk M=2.0. Secara keseluruhan bahwa geometri inlet menghasilkan aliran subsonic di area AIP walaupun ada yang agak tinggi dibagian bawah hub mesin pada M=0.8 dan 1.2 dan dibagian atas hub untuk M=1.4,1.6,1.8,2.0 dan 2.2. Hal tersebut dapat diatasi dengan memberikan bukaan pada mekanisme perubahan geometri pada inlet.



**Gambar 4-8** Distribusi bilangan mach pada Domain komputasi M=2.0.

### Sudut serang 3°

Hasil simulasi pada sudut serang tidak banyak berbeda sehingga secara umum simulasi menunjukkan aliran menjadi subsonic di wilayah AIP.

## 5. KESIMPULAN

Hasil simulasi dengan dengan bilangan Mach yang bervariasi dari 0.8 sampai dengan 2.0 melalui bentuk geometri inlet pada waktu tertentu pada pemipaan dua dimensi ke AIP dapat memberikan aliran subsonic pada wilayah AIP sebelum memasuki mesin sehingga dapat menyediakan aliran udara sesuai yang diperlukan untuk pembakaran di ruang bakar. Bentuk inlet duct yang dapat diubah geometrinya merupakan bentuk yang memadai seperti hasil simulasi diatas. Hasil simulasi

aliran dua dimensi menunjukkan kesesuaian yang dapat digunakan untuk melakukan pengembangan untuk analisa aliran tiga dimensi.

Hasil metoda numerik semacam ini dapat dimanfaatkan oleh berbagai kalangan untuk mengembangkan inlet duct yang optimal yang dapat memenuhi kebutuhan dalam merancang dan membuat inlet duct engine.

#### UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Ka.UPT-LAGG BPPT yang telah memberi kesempatan melakukan penelitian ini, ucapan terima kasih penulis sampaikan juga kepada bapak Yanto Daryanto, Ahmad Farid Widodo, Yudi Fajar Kurniawan dan Sulistyono serta rekan-rekan sejawat yang tidak dapat disebut satu persatu yang telah banyak membantu terlaksananya penelitian ini..

#### PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi menjadi tanggung jawab penulis.

#### DAFTAR PUSTAKA

- 1) Gérard LARUELLE., *Air Intakes: Role, Constraints And Design*, ICAS Congres,2002.
- 2) Manoj Kumar Gopaliya, Piyush Goel, Sunil Prashar, Anil Dutt: *CFD analysis of performance characteristics of S-shaped diffusers with combined horizontal and vertical offsets*, *Computers & Fluids* 40 280–290, 2011.
- 3) Yunus A. Cengel and Michael A. Boles, *Thermodynamics: An Engineering Approach*, 5th ed, McGraw-Hill, 2006.
- 4) Daniel P.R.. *Aircraft Design:A conceptual Approach*, AIAA Education Series, 1992.
- 5) Gambar didapat dari sumber <http://www.saveconcordegroupp.co.uk/engines/> diakses pada juni 2014.
- 6) Gambar didapat dari sumber <https://www.sinodefenceforum.com/sdf-aerospace-and-aerodynamics-corner.t5801/page-36> diakses pada pada juli 2014.
- 7) Gambar didapat dari sumber <http://www.anft.net/f-14/f14-detail-airintake.htm> diakses pada pada juli 2014.
- 8) Subagyo: *Fasilitas Uji Terowongan Angin Kecepatan Rendah Indonesia*, *Jurnal Energi dan Manufaktur*, Vol.6 No.1,2013.
- 9) F. Jaarsma and M. Laihad, *Indonesian Low Speed Tunnel, International Symposium on Aeronautical Science and Technology of Indonesia (ISASTI)*, Jakarta, June 24-27 1986.
- 10) Fluent Inc., *FLUENT User's Guide*, Centerra Resource Park10 Cavendish Court Lebanon.