

DESAIN DAN PENGUJIAN INTAKE KONIKAL SISTEM PROPULSI RAMJET PADA KECEPATAN SUPERSONIK (DESIGN AND TEST OF CONICAL INTAKE OF RAMJET PROPULSION SYSTEM AT SUPERSONIC SPEED)

Sofyan^{*)}, Romie Oktovianus Bura^{1}**

^{*)} Pusat Teknologi Roket

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Jl. Raya LAPAN No. 2, Mekarsari, Rumpin, Bogor 16350 Indonesia

^{**)} Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara,

Institut Teknologi Bandung

Jl. Ganesha No. 10, Bandung, Jawa Barat 40132 Indonesia

¹e-mail: romiebura@ae.itb.ac.id

Diterima 11 Februari 2015; Direvisi 26 Maret 2015; Disetujui 26 Maret 2015

ABSTRACT

The objective of this research is to design supersonic intake to be applied on ramjet propulsion system. Ramjet intake design is of utmost importance for combustion process inside combustion chamber. For this conical intake design with external compression, Mach 2 is designated as reference condition. This research also tested the ramjet intake inside supersonic wind tunnel. Design process was conducted by attempting to generate shock-on-lip design to obtain high pressure recovery and lowest possible drag. Analytical design was compared to numerical results at various intake conditions – subcritical, critical, and supercritical. Numerical results were also validated through experimental means. Analysis of pressure recovery yields the number of 0.93, which is significantly different from experimental result. This is believed to be caused by the omission of compression efficiency from design process.

Keywords: *Supersonic intake, Ramjet, Pressure recovery, Mass flow ratio*

ABSTRAK

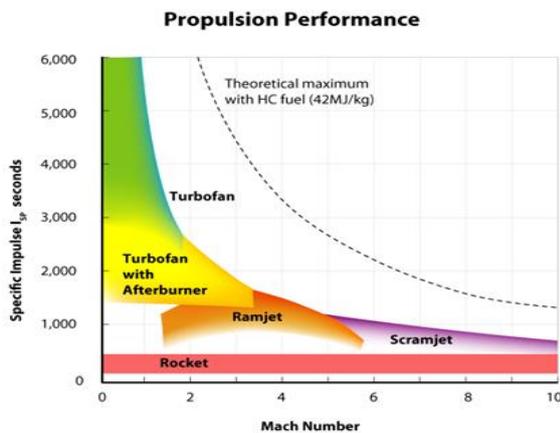
Riset ini bertujuan untuk mendesain *intake* supersonik untuk aplikasi sistem propulsi *ramjet*. Desain *intake ramjet* sangat penting bagi proses pembakaran dalam ruang bakar mesin *ramjet*. Dalam desain *intake* konikal ini, kondisi Mach 2 dijadikan sebagai acuan, dengan kompresi eksternal. Penelitian ini juga menguji *intake ramjet* dalam terowongan angin supersonik. Desain dilakukan dengan menempatkan gelombang kejut pada bibir *cowl intake* untuk memperoleh *pressure recovery* yang tinggi dan gaya hambat serendah mungkin. Hasil desain analitik dibandingkan dengan hasil numerik pada berbagai kondisi *intake* – subkritikal, kritikal, dan superkritikal. Hasil numerik juga divalidasi dengan eksperimen model. *Intake* yang didesain memberi *pressure recovery* sebesar 0,93, namun hasil ini cukup berbeda dengan hasil eksperimental. Ini disebabkan karena efisiensi kompresi tidak diikuti dalam proses desain.

Kata kunci: *Intake supersonik, Ramjet, Pressure recovery, Rasio laju massa*

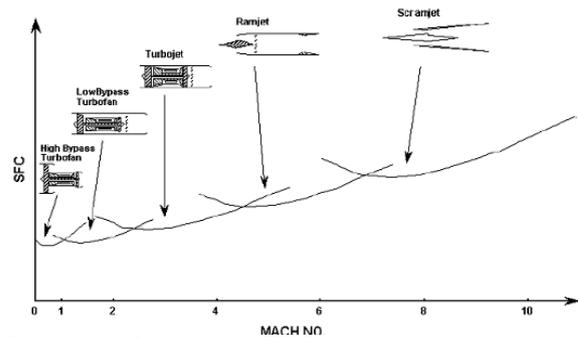
1 PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Mesin *ramjet* memiliki performa yang baik sebagai sistem propulsi/mesin *air-breathing* pada kecepatan tinggi. Hal ini didukung dengan data-data *impuls* spesifik dan konsumsi bahan bakar spesifik pada Gambar 1-1. Disamping itu, mesin *ramjet* telah cukup lama digunakan sebagai sistem propulsi bagi rudal, salah satunya adalah *Bomarc* yang mampu melesat pada Mach 3 sejauh 700 km dan rudal udara – udara terbaru Eropa, Meteor [Anderson, John D., 1990; Bura, Romie O., 2004]

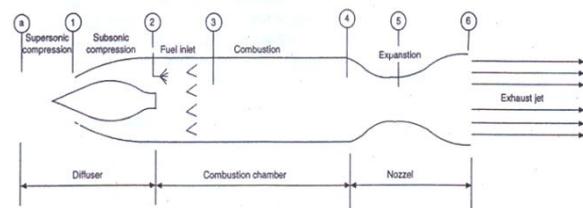


Gambar 1-1: *Impuls* spesifik dan konsumsi bahan bakar spesifik untuk beberapa jenis sistem propulsi [Hermann, D., Triesch, K., 2006]



Gambar 1-2: Konsumsi bahan bakar spesifik untuk beberapa jenis mesin [Hermann, D., Triesch, K., 2006]

Skema mesin *ramjet* sendiri dapat dilihat pada Gambar 1-3.



Gambar 1-3: Skema mesin *ramjet* [Hermann, D., Triesch, K., 2006]

Apabila diperhatikan pada Gambar 1-3, tampak bahwa *ramjet* hanya terdiri atas 3 elemen utama – *intake*, ruang bakar, dan *nozzle*. Ini membuatnya berbeda dengan mesin *turbofan* dan *turbojet* yang umum digunakan pada pesawat. Oleh sebab itu, proses kompresi bergantung sepenuhnya terhadap gelombang kejut di depan *intake*. [El-Sayed, Ahmed F., 2008]

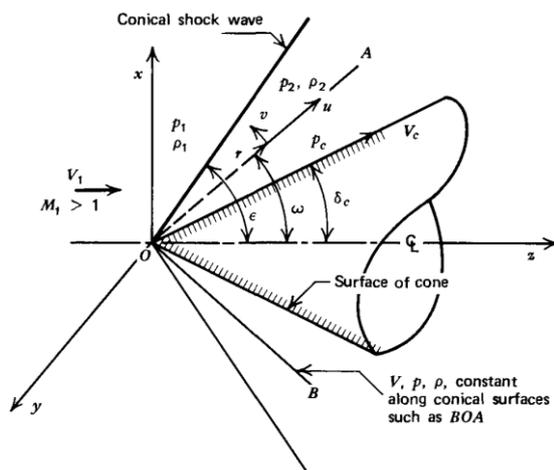
1.2 Tujuan

Adapun tujuan dari penelitian ini adalah sebagai berikut:

- Mendesain *intake* supersonik untuk Mach 2 yang memenuhi kriteria *pressure recovery* yang tinggi dan tekanan dan temperatur aliran di belakang *intake* yang sesuai,
- Melakukan pengujian *intake* dalam terowongan angin sebagai validasi dan memperoleh citra *Schlieren* dari aliran pada *intake*.

2 TEORI DASAR

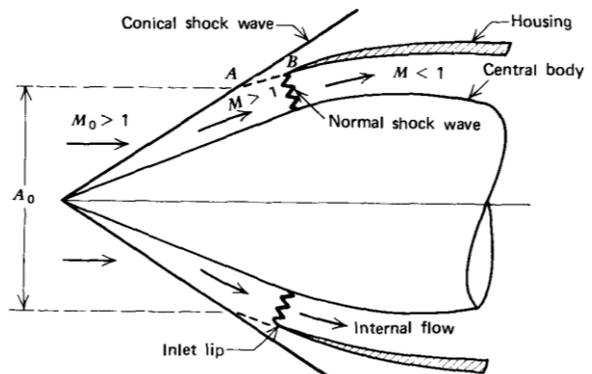
Pada bab ini akan dijelaskan mengenai teori-teori yang menjadi landasan dalam eksperimen. Analisis teoritis aliran supersonik pada benda konikal dapat dinyatakan dalam aliran 2 dimensi aksisimetrik.



Gambar 2-1: Aliran supersonik pada kerucut tanpa sudut serang [Zuchrow, Maurice J., Hoffman, Joe D., 1976]

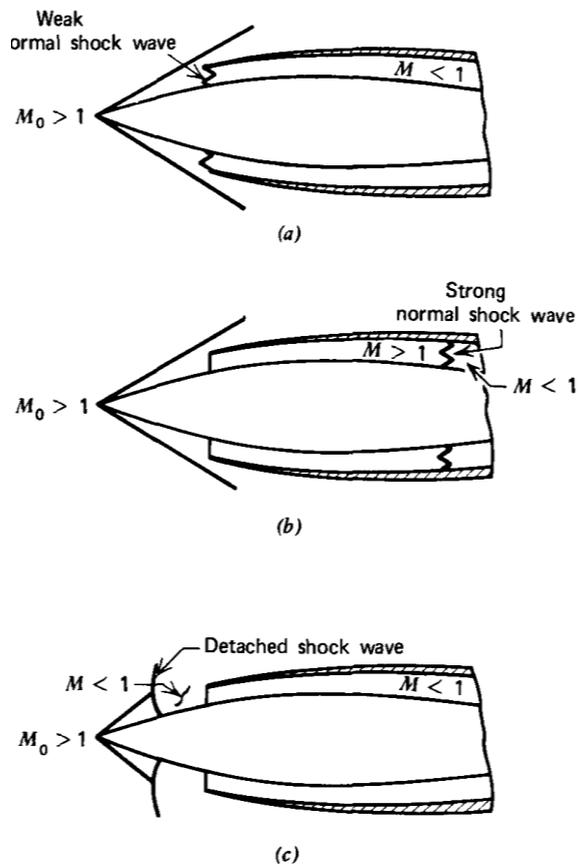
Model aliran yang diilustrasikan pada Gambar 2-1 disebut aliran konikal. Konservasi massa mensyaratkan bahwa laju massa untuk aliran yang memasuki gelombang kejut tetap konstan sepanjang aliran melewati benda konikal. Oleh karena luas penampang lintang aliran bertambah dengan bertambahnya radius pada aliran aksisimetrik, *streamline* harus konvergen untuk memenuhi kontinuitas. Akibatnya *streamlines* melengkung mendekati permukaan benda konikal.

Selanjutnya, benda konikal ini dapat digunakan sebagai *spike* untuk menghasilkan gelombang kejut pada *intake* dengan kompresi eksternal.



Gambar 2-2: Skema gelombang kejut pada *intake* supersonik [Zuchrow, Maurice J., Hoffman, Joe D., 1976]

Gelombang kejut konikal dihasilkan ketika aliran supersonik mengenai *cone*. Udara yang sudah dikompresikan meninggalkan gelombang kejut konikal dan memasuki *diffuser* kompresi internal melalui bukaan *annular* yang dibentuk antara bodi sentral dan *cowl*. Secara teoritis, gelombang kejut normal terbentuk pada bibir *cowl* dan udara memasuki *diffuser* dengan kecepatan subsonik. Gambar 2-2 menunjukkan bodi sentral konikal mendefleksikan *airstream* supersonik dari arah awalnya, sehingga gelombang kejut normal lemah tegak lurus terhadap arah rata-rata *streamline* pada *inlet* menuju *diffuser* subsonik, dan bukan pada arah udara bebas. Difusi supersonik selesai secara eksternal sebelum udara memasuki *diffuser* subsonik. Posisi gelombang kejut normal sangat berpengaruh terhadap performa *intake*. Pada mesin *airbreathing*, posisi dari gelombang kejut normal pada *intake* tergantung pada bilangan Mach, rasio bahan bakar dan udara, efisiensi pembakaran, dan luas *nozzle*. Kondisi operasi *intake* supersonik ditunjukkan oleh Gambar 2-3.

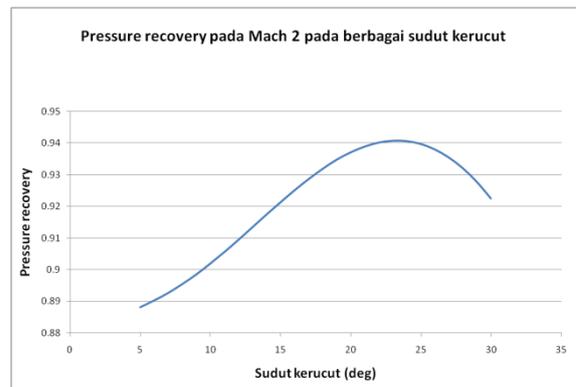


Gambar 2-3: Tiga konsisi operasi intake konikal kompresi eksternal. (a) kritisal (b) superkritisal (c) Sub-kritisal [Zuchrow, Maurice J., Hoffman, Joe D., 1976; Archer, R. Douglas, Saarlans, Maido., 1996]

3 METODE

3.1 Perhitungan Pressure Recovery

Desain ramjet intake ini dilakukan secara analitik dengan input bilangan Mach = 2 dan sudut kerucut = 20°. Dengan tabel aliran konikal dari NASA [NASA Conical Shock Table, 1964], properti aliran di permukaan kerucut dan bibir cowl dapat dicari, yakni $M_{1^*} = 1.406$ dan $P_{t2}/P_{t1} = 0.977$ di permukaan kerucut; $M_{1^*} = 1.479$ dan $P_{t2}/P_{t1} = 0.936$ di bibir cowl. Sehingga diperoleh $P_{t1}/P_{t\infty} = 0.990$ dan $(P_{t2}/P_{t1})_{rata-rata} = 0.946$. Dari sini diketahui bahwa $pressure\ recovery\ P_{t2}/P_{t\infty} = (P_{t1}/P_{t\infty}) (P_{t2}/P_{t1})_{rata-rata} = 0.937$. Dengan cara yang sama, maka diperoleh grafik $pressure\ recovery$ pada berbagai sudut kerucut di Gambar 3-1.



Gambar 3-1: Pressure recovery untuk sistem 2 gelombang kejut untuk desain Mach 2

Pada Mach 2, pada rentang sudut 10 – 30 derajat, $pressure\ recovery$ memiliki harga yang cukup besar yaitu di atas 0.9. Setelah gelombang kejut normal pada intake inlet, asumsi aliran isentropik dapat diterapkan sepanjang intake. Dengan melakukan estimasi awal luas entri intake dan luas entri ruang bakar, bilangan Mach pada bagian yang ditinjau (misalnya bilangan Mach pada entri ruang bakar) dapat dipecahkan dengan persamaan di bawah ini [Zuchrow, Maurice J., Hoffman, Joe D., 1976].

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\left(\frac{2}{\gamma+1} \right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3-1)$$

Keterangan:

A^* = luas penampang pada bilangan Mach 1

A = luas penampang yang ditinjau pada duct intake

3.2 Perhitungan Properti Aliran Pada Ujung Ramp Intake

Setelah memperoleh bilangan Mach pada penampang yang ditinjau (dalam penelitian ini, penampang yang ditinjau adalah penampang dari ujung ramp intake yang dianggap sebagai bagian entri ruang bakar) dan dengan harga masukan sebagai berikut
 Bilangan Mach udara bebas = 2
 Bilangan Mach ujung ramp intake = 0.163

$P_{\text{statik}} = 0.78 \text{ atm}$ (ketinggian 2 km)
 $T_{\text{statik}} = 275.15 \text{ K}$ (ketinggian 2 km)
 $P_{\text{total udara bebas}} = 6.10 \text{ atm}$
 $T_{\text{total udara bebas}} = 495.27 \text{ K}$

Harga-harga properti pada ujung *ramp intake* diperoleh dengan memecahkan persamaan-persamaan isentropik di bawah ini.

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (3-2)$$

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\gamma / (\gamma - 1)} \quad (3-3)$$

$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{\rho_0}{\rho} \right)^\gamma = \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\gamma / (\gamma - 1)} \quad (3-4)$$

P_0 = tekanan total (P_{total})

P = tekanan statik (P_{statik})

γ = panas spesifik

T_0 = temperatur total (P_{total})

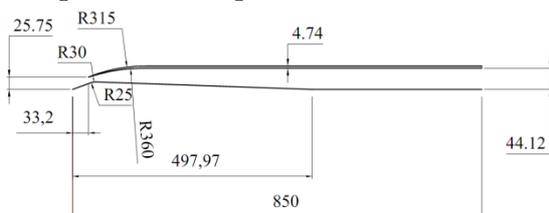
T = temperatur statik (T_{statik})

Tabel 3-1: HASIL PERHITUNGAN DESAIN DI UJUNG *RAMP INTAKE* (SUBSKRIP 3)

T_3 (K)	P_3 (atm)	ρ_3 (kg/m ³)	A_3/A^*
492.65	4.27	3.06	3.61

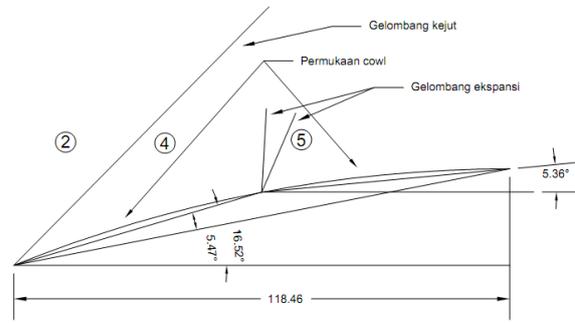
3.3 Perhitungan Gaya Hambat

Pada *intake* supersonik, terdapat 2 jenis gaya hambat yang dominan, yakni *cowl pressure drag* dan *spillage drag*. Namun, yang akan ditinjau hanya *cowl pressure drag*.



Gambar 3-2: Geometri *intake* hasil desain (dalam mm)

Metode yang digunakan untuk analisis ini adalah metode ekspansi gelombang kejut. Dari Gambar 3-2, kurva *cowl* dibagi menjadi 2 segmen, seperti yang terlihat pada Gambar 3-3.



Gambar 3-3: Pembagian segmen *cowl*

Bilangan 2, 4, dan 5 pada Gambar 3-3 merupakan daerah-daerah dengan properti yang berbeda-beda, dimana masing-masing dapat diketahui melalui tabel yang ada di referensi [NASA *Conical Shock Table*, 1964]. Subskrip 4 dan 5 mewakili segmen 1 dan 2.

Tabel 3-2: HASIL PERHITUNGAN DESAIN DI UJUNG *RAMP INTAKE* (SUBSKRIP 3)

Properti	Nilai	Unit
M_∞	2	
P_∞	79033.5	Pa
M_2	1.693	
P_2	125321.86	Pa
M_4	1.506	
P_4	164919.57	Pa
D_4	327.37	N
M_5	1.884	
P_5	93419.13	Pa
D_5	14.33	N

Hasil perhitungan di atas diperoleh dari elemen-elemen luas yang ditunjukkan pada Tabel 3-3.

Tabel 3-3: ELEMEN LUAS DAN GAYA HAMBAT YANG BERSESUAIAN

Segmen 1		Segmen 2	
Area (mm ²)	Drag (N)	Area (mm ²)	Drag (N)
293.91	25.24	90.88	1.31
313.30	26.91	92.82	1.34
332.69	28.57	94.76	1.36
352.08	30.24	96.70	1.39
371.47	31.90	98.64	1,42
390.86	33.57	100.58	1.45
410.25	35.23	102.52	1.47
429.64	36.90	104.46	1.50
449.03	38.57	106.40	1.53
468.41	40.23	108.34	1.56
Total	327.37	Total	14.33

Sehingga, gaya hambat total untuk kedua segmen diketahui sebesar 341,70 N.

3.4 Analisis Numerik Dengan CFD

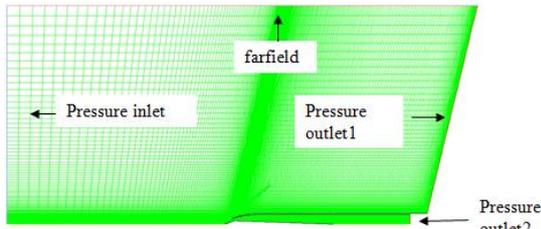
Untuk mendukung hasil perhitungan analitik, maka dilakukan analisis numerik dengan CFD karena aliran supersonik yang sebenarnya tidak sederhana yang dihitung dengan metode analitik. Terdapat 3 jenis model yang diuji dengan CFD, yakni *intake* saja, *intake* dengan *nozzle*, dan *intake* dengan *exit plug*. Kategori pertama dapat dibandingkan dengan kategori kedua dan ketiga untuk mencari luas *nozzle throat* dan luas keluaran pada *exit plug* yang bersesuaian dalam hubungannya dengan posisi gelombang kejut dan harga-harga properti aliran.

Pada mesin *ramjet*, luas *throat nozzle* berpengaruh pada kondisi operasi *intake* (subkritikal, krikal, dan superkritikal). Sedangkan *exit plug* merupakan komponen yang lazim digunakan dalam eksperimen *intake* yang berperan menggantikan fungsi *nozzle* dalam mengatur laju massa aliran yang masuk ke dalam *intake* dan posisi gelombang kejut. Luas keluaran *exit plug* juga menentukan *pressure recovery*. Oleh karena itu perlu dilakukan simulasi CFD untuk kategori pertama yang dapat mewakili kategori kedua dan ketiga. Pada kategori kedua dan ketiga, hasil perhitungan analitis radius *nozzle throat* dan radius *exit plug* sedikit diubah dengan pertambahan yang kecil (dalam kisaran 0.2 – 2 mm) untuk memperoleh kondisi krikal atau mendekati kritikal. Hal ini dilakukan untuk menguji tingkat akurasi metode desain yang digunakan. Apabila diperoleh galat luas *nozzle* dan *exit plug* yang kecil dibandingkan dengan hitungan analitis, maka dapat dikatakan bahwa metode desain yang digunakan cukup akurat.

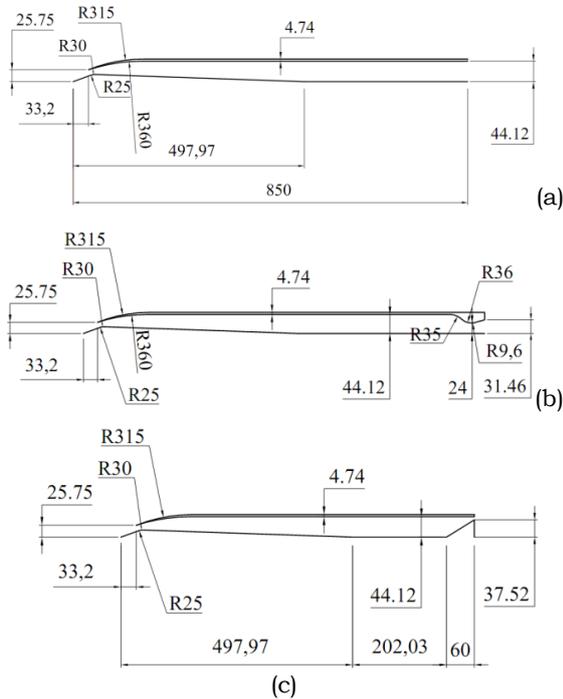
Pada kategori pertama, kondisi operasi *intake* disimulasikan dengan mengatur *backpressure* pada bagian

belakang *intake*. Pada simulasi ini, keadaan aliran dalam *intake* hanya valid sampai kondisi kritikal jika disesuaikan dengan keadaan aliran pada *intake* dengan *nozzle/exit plug*. Hal ini disebabkan karena apabila *backpressure* ditentukan pada harga lebih tinggi dari kondisi kritikal, *intake* mengalami kondisi subkritikal dengan tekanan *backpressure* lebih besar daripada kondisi kritikal. Pada konfigurasi *intake* dengan *nozzle*, fenomena ini tidak mungkin terjadi secara fisik apabila aliran bergerak dari depan jika faktor *backpressure* dari mesin belum diper-hitungkan, karena kondisi subkritikal menyebabkan menurunnya *pressure recovery* yang lebih besar dibandingkan dengan kondisi kritikal yang berakibat pada menurunnya tekanan statik di bagian belakang *intake*. Oleh karena itu, apabila *backpressure* lebih besar pada kondisi subkritikal dibandingkan dengan kondisi krtikal, hal ini berarti *intake* mendapat *backpressure* tambahan dari arah belakang. Dalam kasus *intake ramjet*, *backpressure* tambahan ini berasal dari ruang bakar.

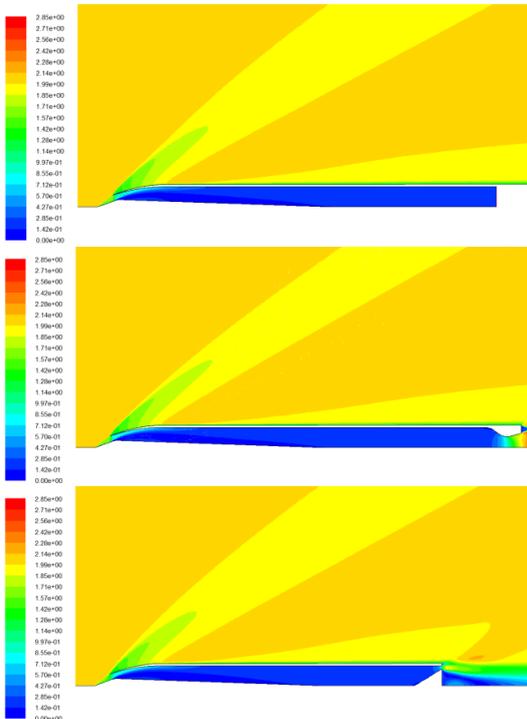
Titik desain awal untuk desain *intake* adalah kondisi operasi Mach 2 pada ketinggian 2 km. Pada ketinggian tersebut temperatur statik udara bebas adalah sebesar 275.15 K dan tekanan statik udara bebas adalah sebesar 0.78 atm. Dari data tersebut diperoleh tekanan total sebesar 6.1 atm dan temperatur total 495.27 K yang bersesuaian dengan kondisi operasi Mach 2, yang dikalkulasi dengan menggunakan persamaan aliran kompresibel isentropik. Pada semua keadaan, masukan temperatur total adalah 495.27 K (temperatur total dianggap konstan sebagai asumsi aliran bersifat adiabatik). Perangkat lunak yang digunakan dalam simulai CFD adalah perangkat lunak CFD komersial *Fluent*. Domain komputasi dibentuk dengan perangkat lunak *Gambit*. Untuk semua kasus simulasi CFD, digunakan model turbulensi *k - ε standard*.



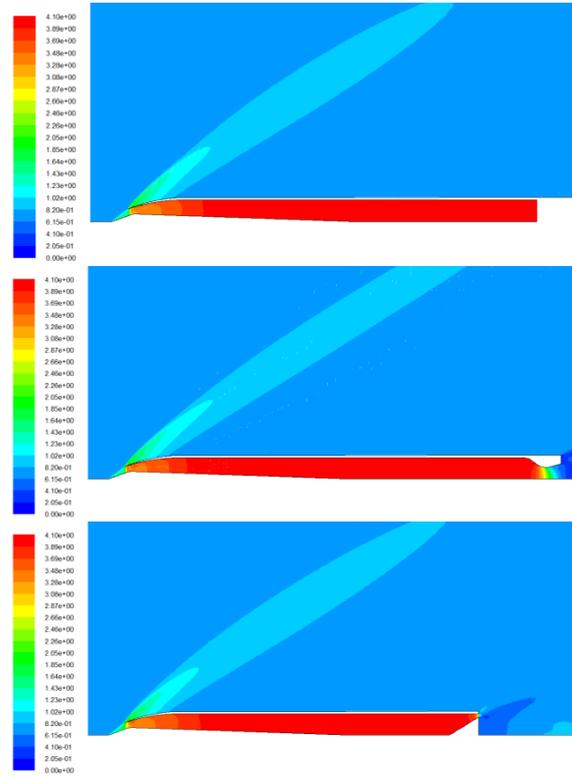
Gambar 3-4: Domain komputasi untuk intake



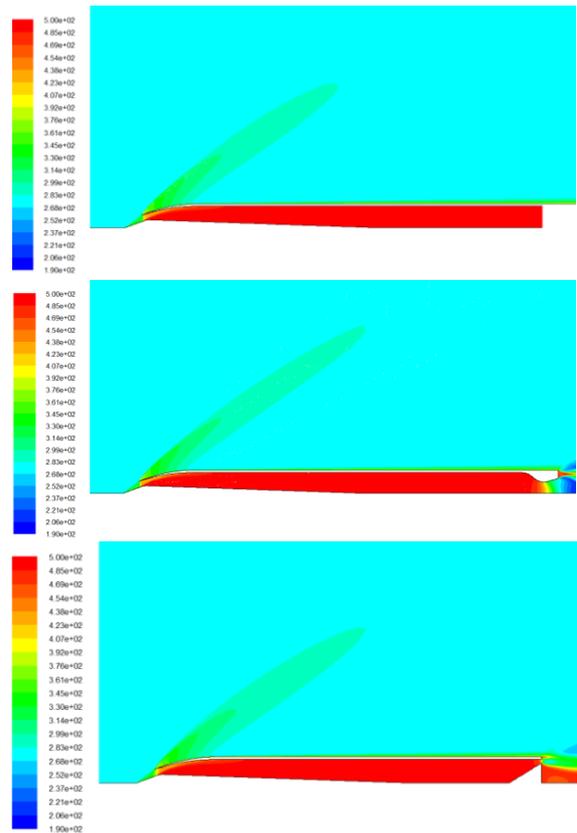
Gambar 3-5: Geometri untuk kategori pertama (a), kedua (b), dan ketiga (c)



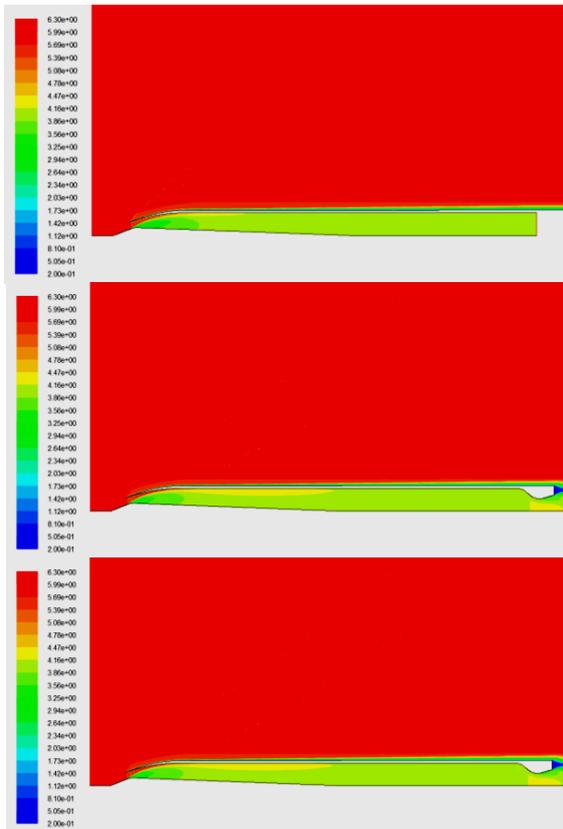
Gambar 3-6: Kontur bilangan Mach untuk model pertama (atas), kedua (tengah), dan ketiga (bawah)



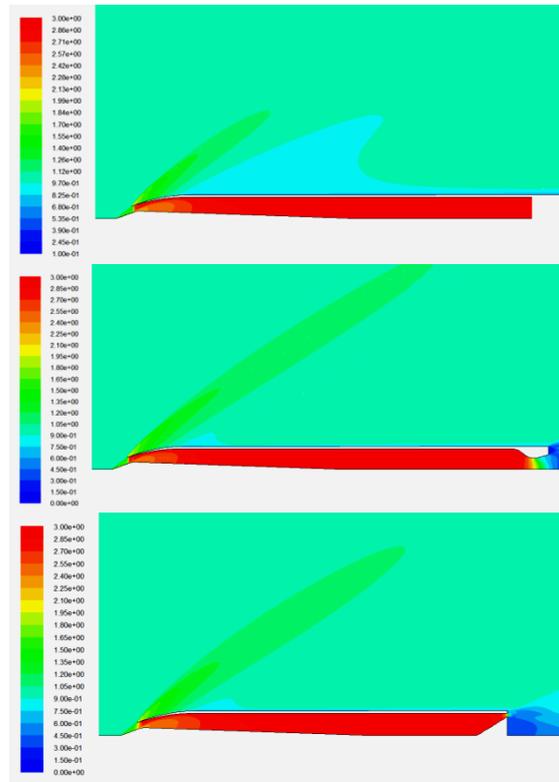
Gambar 3-7: Kontur tekanan statik untuk model pertama (atas), kedua (tengah), dan ketiga (bawah)



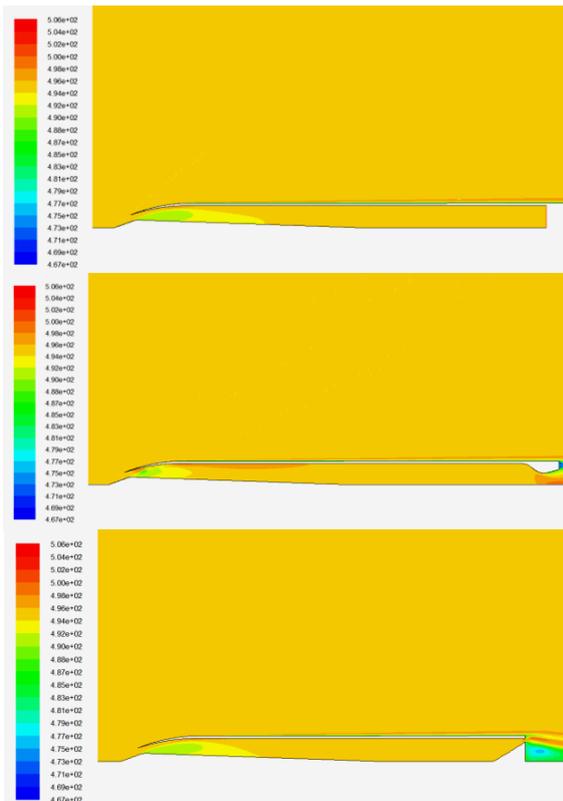
Gambar 3-8: Kontur temperatur statik untuk model pertama (atas), kedua (tengah), dan ketiga (bawah)



Gambar 3-9: Kontur tekanan total untuk model pertama (atas), kedua (tengah), dan ketiga (bawah)

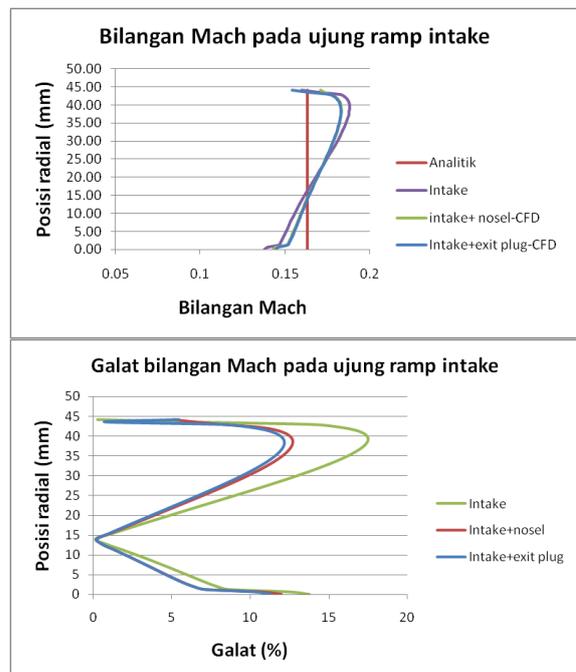


Gambar 3-11: Kontur kerapatan udara untuk model pertama (atas), kedua (tengah), dan ketiga (bawah)

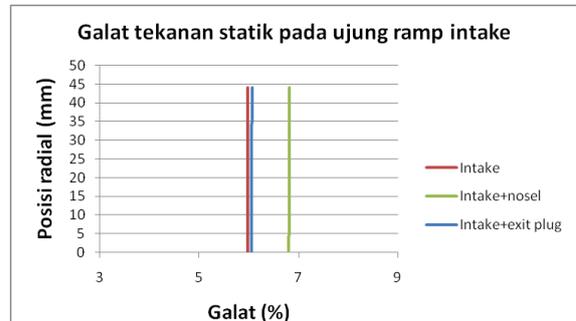
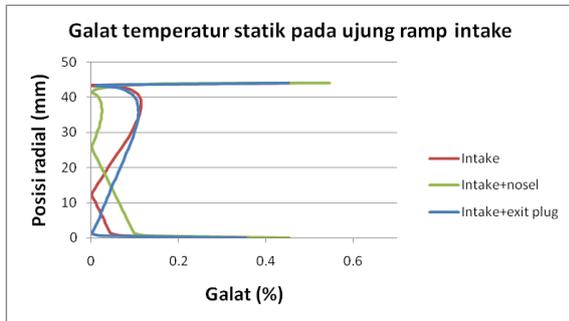
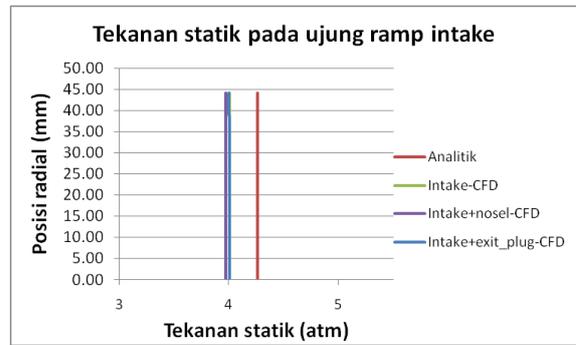
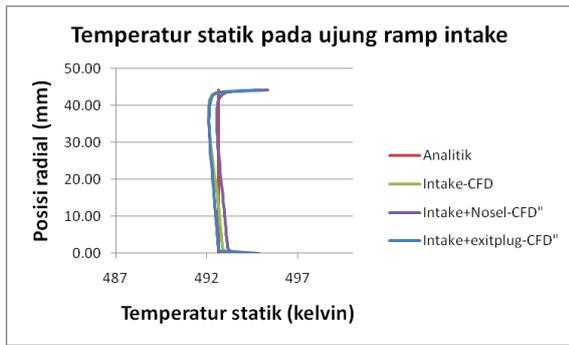


Gambar 3-10: Kontur temperatur total untuk model pertama (atas), kedua (tengah), dan ketiga (bawah)

Dengan memperoleh hasil numerik dari Gambar 3-6 hingga 3-11 di atas, maka dapat dibuat grafik perbandingan sebagai berikut.

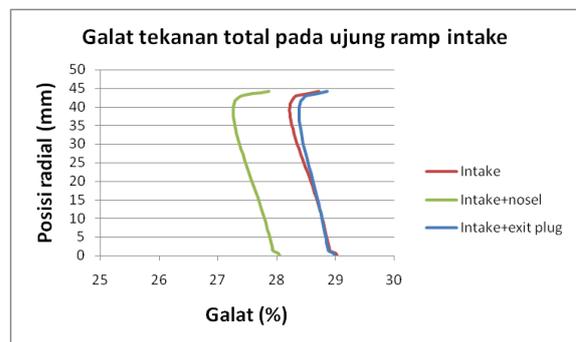
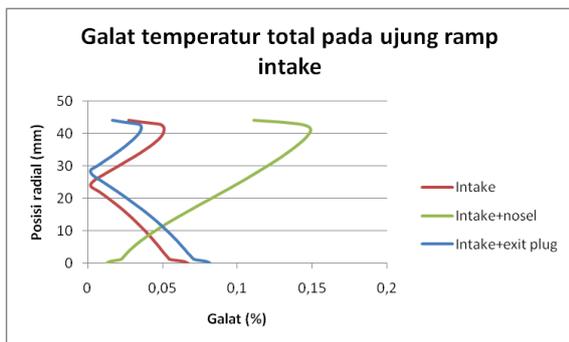
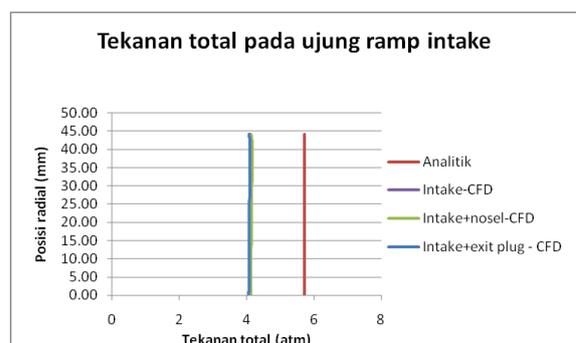
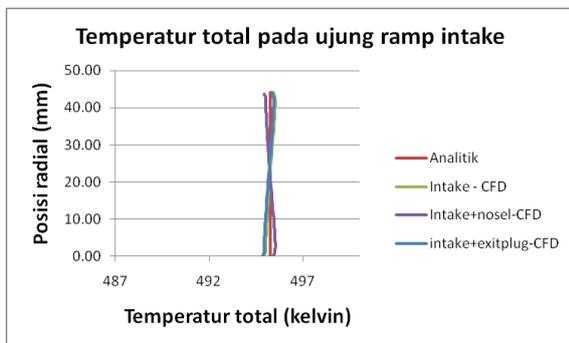


Gambar 3-12: Distribusi bilangan Mach pada ujung ramp intake dan galatnya



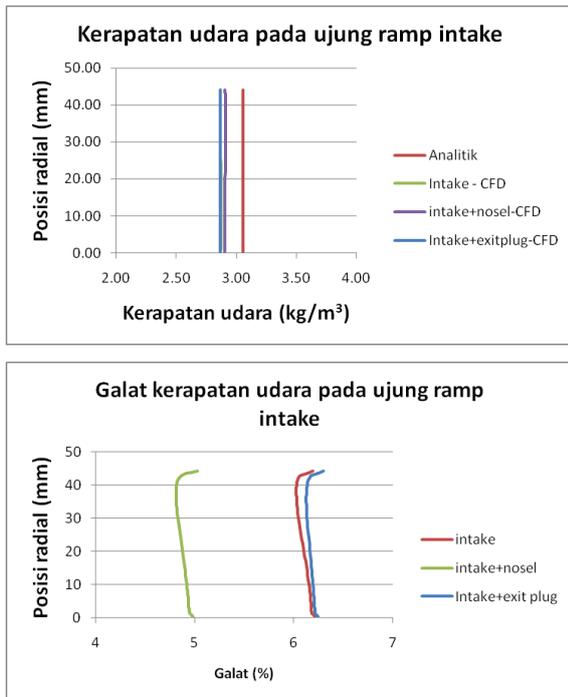
Gambar 3-13: Disbtribusi temperatur statik pada ujung ramp intake dan galatnya

Gambar 3-15: Disbtribusi tekanan statik pada ujung ramp intake dan galatnya



Gambar 3-14: Disbtribusi temperatur total pada ujung ramp intake dan galatnya

Gambar 3-16: Disbtribusi tekanan total pada ujung ramp intake dan galatnya



Gambar 3-17: Distribusi kerapatan udara pada ujung ramp intake dan galatnya

Dari galat bilangan Mach diperkirakan bahwa distorsi aliran pada intake menyebabkan terjadinya distribusi kecepatan yang tidak seragam pada intake. Galat tekanan total cukup besar yaitu lebih dari 20%, hal ini karena faktor efisiensi kompresi belum diperhitungkan dalam desain. Sebagai gambaran, dengan efisiensi kompresi sebesar 80%, tekanan total dapat berkurang sampai dengan 38% [Archer, R. Douglas, Saarlans, Maida, 1996]. Pada desain, tekanan total dianggap sama setelah gelombang kejut pada bagian entri intake. Galat yang cukup besar ini berimbas pada galat tekanan statik dan kerapatan udara, karena harga tekanan statik tergantung pada harga tekanan total, sedangkan kerapatan udara tergantung pada tekanan statik dan temperatur statik. Artinya, apabila faktor efisiensi diperhitungkan, maka galat tekanan total, tekanan statik, dan temperatur statik masih dapat lebih kecil lagi [NASA Conical Shock Table, 1964; Ran, Hongjun, Mavris, Dimtri, 2005, Sofyan, 2011].

4 INSTALASI EKSPERIMEN

Pada bab ini akan disajikan tentang langkah-langkah atau prosedur

eksperimen, yang meliputi pembahasan wind tunnel, model, dan alat ukur yang digunakan.

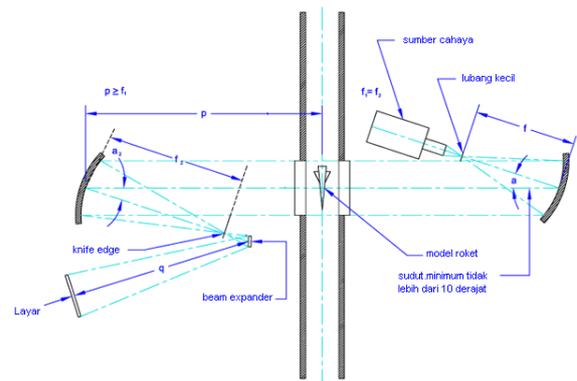


Gambar 4-1: Terowongan angin supersonik LAPAN

Terowongan angin di atas memiliki spesifikasi sebagai berikut,

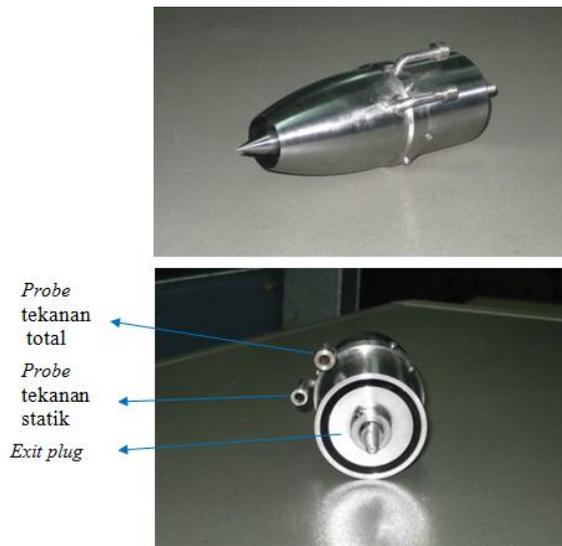
Type	: blow down
Tekanan maksimum	: 200 PSI
Waktu operasi	: 15 detik
Bilangan Mach maksimum	: 4
Ukuran seksi uji	: 40 X 40 cm

Terowongan angin juga dilengkapi fasilitas Schlieren. Skema schlieren yang digunakan pada terowongan angin dapat dilihat pada Gambar 4-2.



Gambar 4-2: Skema fasilitas pencitraan Schlieren

Ke dalam seksi uji, akan diletakkan model intake ramjet yang telah dibuat dari bahan stainless steel (SS-304). Pada model dipasang probe pengukur tekanan total dan tekanan statik. Pemilihan posisi probe dalam model dilakukan dengan mempertimbangkan hasil simulasi CFD. Model dipabrikasi dengan mesin CNC.



Gambar 4-3: Model intake ramjet

Seperti yang telah disebutkan pada awal, eksperimen bertujuan untuk mengukur *pressure recovery* dan rasio *mass flow*. *Pressure recovery* langsung dapat diukur dengan mengukur tekanan total pada model, kemudian hasilnya dibagi dengan tekanan total seksi uji (dalam hal ini tekanan total tangki stagnasi). Data temperatur statik dibutuhkan untuk menghitung temperatur total pada bilangan Mach 2. Kemudian temperatur total tersebut dimasukkan ke persamaan di bawah ini untuk menghitung rasio *mass flow*

$$\frac{\dot{m}_3}{\dot{m}_0} = \frac{1}{\dot{m}_0} \frac{p_{t3}}{\sqrt{RT_t}} A_3 M_3 \sqrt{k} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_3^2\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (4-1)$$

Dengan,

$\frac{\dot{m}_3}{\dot{m}_0}$ = rasio *mass flow*

M_3 = bilangan Mach pada titik yang diukur

R = konstanta gas

P_{t3} = tekanan total pada model

A_3 = luas penampang pada ujung *probe*

\dot{m}_0 = laju massa udara tepat di *inlet intake*

T_t = temperatur total

Harga temperatur total dihitung dengan menggunakan persamaan isentropik aliran kompresibel dari data pengukuran temperatur statik pada bilangan Mach seksi uji yang ditinjau. Harga temperatur total sepanjang seksi

uji dan di dalam model dianggap konstan (adiabatik). Nilai M_3 diperoleh dengan persamaan di bawah ini [Zuchrow, Maurice J., Hoffman, Joe D., 1976].

$$\frac{A_3}{A_4} = \frac{1}{M_3} \left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_3^2}{\frac{k+1}{2}} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (4-2)$$

Dengan,

A_4 = luas penampang *outlet* di sekitar *exit plug*

Secara teoretis, harga rasio *mass flow* berharga 1 dari kondisi superkritikal sampai mencapai kritikal, kemudian menurun pada kondisi subkritikal. Akan tetapi, harga *pressure recovery* maksimum dicapai pada kondisi kritikal.

Tabel 4-1: HASIL PENGUJIAN TEROWONGAN ANGIN

Pengujian	1	2	3	4
P - ruang (atm)	0.989	0.988	0.989	0.987
T - ruang (K)	302	300	302	301
Pergeseran <i>plug</i> (mm)	2.34	1.56	0.78	0
Waktu (s)	4.719	4.969	3.359	3.453
Mach	2	2	2	2
Temperatur (K)	-	-	285.43	-
P_t section (atm)	3.952	4.025	2.535	2.472
P_s section (atm)	0.525	0.535	0.335	0.327
P_t model (atm)	1.524	1.538	1.105	1.131
P_s model (atm)	1.857	1.899	1.192	1.276

Keterangan:

P - ruang = tekanan atmosfir di ruangan

P_s section = tekanan statik pada seksi uji

P_t section = tekanan total pada seksi uji

P_s model = tekanan statik pada model

P_t model = tekanan total pada model

T - ruang = temperatur udara di ruangan

Mach = bilangan Mach pada seksi uji

Pergeseran *plug* adalah jarak pergeseran *exit plug* dari posisi awal ujung *exit plug* tepat berimpit dengan ujung *cowl*. Kolom waktu menyatakan waktu saat kecepatan mencapai Mach 2.

Ringkasan hasil dapat dilihat pada Tabel 4-1 di atas. Hanya 1 data temperatur yang diperoleh sehingga hanya satu rasio *mass flow* yang dapat dihitung yaitu pada pengujian ketiga. Oleh karena itu tidak cukup data untuk memplot rasio *mass flow* dan *pressure recovery* dalam 1 grafik. Dari data di atas diperoleh *pressure recovery* sebagai berikut

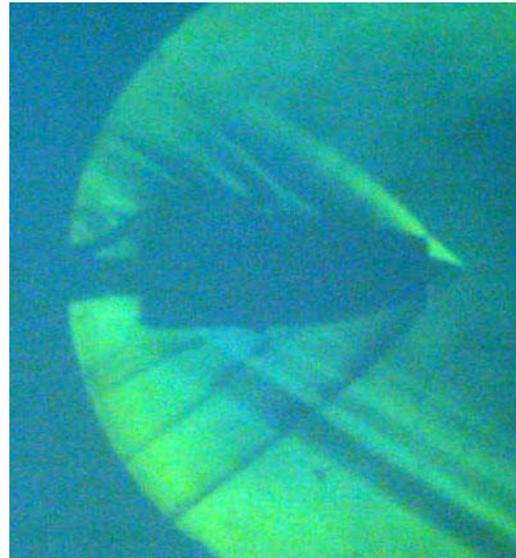
Tabel 4-2: *PRESSURE RECOVERY* HASIL EKSPERIMEN

Pengujian	Pergeseran <i>plug</i> (mm)	<i>Pressure recovery</i>
1	2.34	0.470
2	1.56	0.472
3	0.78	0.470
4	0	0.516

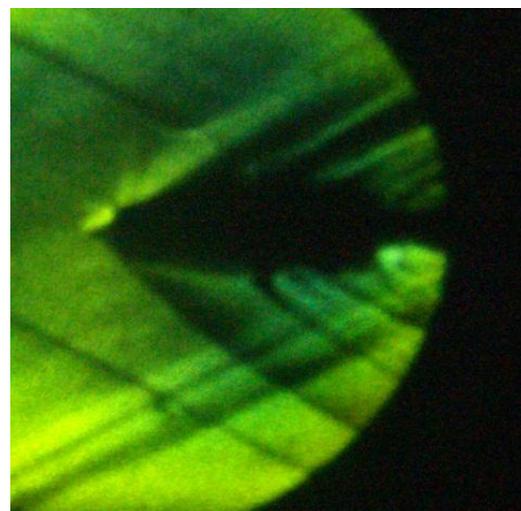
Dari hasil pengujian diharapkan *pressure recovery* mengalami kenaikan dari pengujian 1 sampai dengan pengujian 4. Akan tetapi dari tabel di atas terlihat bahwa *pressure recovery* memiliki harga yang sama untuk pengujian 1 dan 3. Namun, apabila yang dilihat dari data pengujian 1, 2, dan 4 *pressure recovery* mengalami kenaikan seperti yang diharapkan. Dari hasil simulasi CFD, *pressure recovery* berharga 0.67 untuk pengujian 4, sehingga dibandingkan akan menghasilkan galat sebesar 22.96 %. Galat yang besar ini disebabkan oleh beberapa faktor antara lain:

- *Probe* P_{total} dan P_{statik} tidak standar
- Posisi ujung kerucut yang tidak tepat di tengah penampang lintang, hal ini berpotensi mengurangi harga *pressure recovery*
- Getaran yang terjadi pada model pada saat pengujian

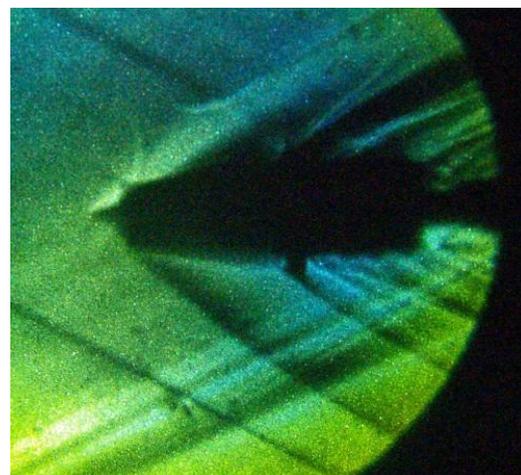
Setelah perhitungan *pressure recovery* selesai dilakukan, maka citra *schlieren* dapat dilihat di bawah ini.



Gambar 4-4: Citra *schlieren* pengujian 1



Gambar 4-5: Citra *schlieren* pengujian 3



Gambar 4-6: Citra *schlieren* pengujian 4

Dari hasil pencitraan *Schlieren* dapat diperkirakan bahwa *intake* beroperasi pada kondisi superkritikal sesuai dengan perkiraan secara teoretis. Dari pencitraan juga tampak posisi kerucut yang tidak tepat di tengah-tengah mengakibatkan gelombang kejut tidak benar-benar tepat mengenai bibir *cowl*. Akibatnya, pada bagian penampang *capture* yang lebih luas, gelombang kejut sedikit berada di belakang bibir *cowl*. Sedangkan pada penampang *capture* yang lebih kecil, gelombang kejut sedikit berada di depan bibir *intake*, walaupun sebagian terlihat mengenai bibir *cowl*. Kondisi ini juga mempengaruhi akurasi pengukuran *pressure recovery*, akan tetapi hasilnya masih memiliki kecenderungan yang dapat diterima, seperti yang tampak pada Tabel 4-2.

5 KESIMPULAN DAN SARAN

Dari hasil simulasi CFD dan eksperimen dapat disimpulkan sebagai berikut:

- Tekanan dan temperatur yang dihasilkan oleh *intake* memenuhi syarat untuk proses pembakaran pada ruang bakar,
- *Pressure recovery* berhasil diukur walaupun memberikan galat yang cukup besar (22.96%) dibandingkan dengan hasil simulasi CFD,
- Rasio *mass flow* tidak berhasil diukur dalam eksperimen ini karena temperatur dalam seksi uji tidak terukur dengan baik.

Berikut ini beberapa saran untuk penelitian selanjutnya:

- *Probe* tekanan statik dan total pada model perlu dikalibrasi,
- Perlu dilakukan pengujian dengan pergeseran yang kecil pada *exit plug* dengan ruang perpindahan yang lebih besar agar kondisi subkritikal dapat diukur,
- Perlu dilakukan pengujian dengan jumlah *probe* total yang lebih banyak

untuk mengukur *pressure recovery* karena distribusi tekanan total tidak benar-benar seragam,

- Perlu dibuat struktur pemegang model yang lebih kuat,

Perlu disinkronkan antara pengukuran temperatur dengan pengukuran bilangan Mach pada terowongan angin.

UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis menyampaikan terima kasih pada Bapak Agus Aribowo yang telah memberikan izin dan dukungan kepada penulis untuk melakukan eksperimen pada Terowongan Angin Supersonik LAPAN. Penulis juga ingin menyampaikan terima kasih kepada peneliti-peneliti Bidang Aerodinamika Pustekbang yaitu Pak Sayr Bahri, Bu Lidya Kristina Panjaitan, Pak Dana Herdiana, dan Teknisi Terowongan Angin Supersonik atas kontribusi mereka dalam menyiapkan fasilitas eksperimen. Terima kasih juga kepada Pak Ahmad Teguh yang membantu Penulis dalam membuat Gambar Teknik dalam penyelesaian tulisan ini

DAFTAR RUJUKAN

- Anderson, John D., 1990. *Modern Compressible Flow* 2nd ed., McGraw Hill Publishing, USA.
- Archer, R. Douglas, Saarlal, Maida, 1996. *Introduction to Aerospace Propulsion*, Prentice-Hall Publishing, USA.
- Bura, Romie O., 2004. *Investigation of Laminar/ transitional Shock - Wave/ Boundary - Layer Interactions in Hypersonic Flows*, PhD Thesis, University of Southampton.
- El-Sayed, Ahmed F., 2008. *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines*, CRC Press Taylor & Francis Group.
- Hermann, D., Triesch, K. 2006. *Experimental Investigation of Isolated Inlets for High Agile Missiles*, Elsevier.
- NASA *Conical Shock Table*, 1964. National Aeronautical and Space Administration, USA.

Ran, Hongjun, Mavris, Dimtri, 2005. *Preliminary Design of a 2D Supersonic Inlet to Maximize Total Pressure Recovery*, AIAA 2005-7357.

Sofyan, 2011, *Thesis – Design and Testing of Supersonic Conical Intake of Ramjet*

Engine, Institut Teknologi Bandung, Indonesia.

Zuchrow, Maurice J., Hoffman, Joe D., 1976. *Gas Dynamics Volume 1*, John Wiley and Sons Publishing, USA.