

DESAIN KONSEPTUAL AWAL TEROWONGAN ANGIN SUPERSONIK UNTUK PROSES VALIDASI HASIL CFD DALAM PERANCANGAN PESAWAT TEMPUR KFX

PRELIMINARY CONCEPTUAL DESIGN OF SUPERSONIC WIND TUNNEL FOR VALIDATING CFD RESULT IN DESIGNING KFX FIGHTER AIRCRAFT

Rosihan Ramin

Puslitbang Alpalhan Balitbang Kemhan

Jl. Jati No. 1, Pondok Labu, Jakarta

ian_tiger2000@yahoo.com

ABSTRAK

Dalam rangka meningkatkan ilmu pengetahuan dan teknologi di bidang dirgantara perlu adanya inovasi pengembangan terowongan angin supersonik. Terowongan angin ini akan dapat mendukung kegiatan pengembangan pesawat tempur KFX, di antaranya untuk menganalisis aliran udara yang terjadi pada pesawat tersebut. Mengingat kecepatan pada terowongan angin yang ada saat ini hanya 2 Mach, ke depan akan dikembangkan terowongan angin yang kecepatannya mencapai 3-4 Mach. Penelitian ini menggunakan perangkat lunak CFD sebagai data pembandingan.

Kata kunci: terowongan angin

ABSTRACT

In order to improve science and technology in aerospace, we need innovation for developing supersonic wind tunnel. This wind tunnel will be expected to support the development of KFX fighter aircraft, including task to analyze air flow that occurs in the aircraft. Considering the speed of current wind tunnel that only reach 2 Mach, in the future we need to develop wind tunnel whose speed can reach 3-4 Mach. This study uses CFD software as comparative data.

Keywords: wind tunnel

PENDAHULUAN

Salah satu kriteria pesawat tempur tipe *fighter* adalah manuver di kecepatan tinggi. Semakin cepat pesawat tempur dalam bermanuver, maka prestasi pesawat tempur tersebut semakin baik. F-22 Raptor dan F-16 mencapai kecepatan maksimum hingga 2 Mach. Jika KFX ingin dapat bersaing dengan kedua jenis pesawat tersebut, maka kecepatannya harus mencapai 2 Mach. Untuk itu, perlu dilakukan studi dan analisis, serta penelitian yang berkelanjutan, khususnya di ranah kecepatan supersonik. Penelitian di ranah kecepatan supersonik penting untuk menentukan material apa yang seharusnya digunakan, mengingat kecepatan supersonik memiliki energi yang sangat besar. Pertimbangan untuk menentukan material yang digunakan adalah gaya dan beban termal yang bekerja pada struktur tersebut.

Perkiraan fenomena pada aliran supersonik

dapat diketahui melalui analisis fluida menggunakan perangkat lunak *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Perangkat lunak ini dapat menyimulasikan aliran udara dan melakukan interaksi, hingga diperoleh desain yang dapat digunakan sebagai studi fenomena yang terjadi di sekitar benda, termasuk pada kecepatan supersonik.

Perhitungan komputer tentu tidak sekompleks fenomena yang terjadi di alam. Akan tetapi, perhitungan ini dapat mendekati analisis eksperimen. Hasil dari simulasi CFD memerlukan pembuktian untuk validasi data. Begitu juga karakteristik aerodinamika KFX dapat dianalisis menggunakan CFD sebelum masuk ke uji terbang. Dengan demikian, keberadaan terowongan angin menjadi hal yang sangat penting dalam pengembangan desain KFX.

Seperti halnya pesawat udara, terowongan angin pun perlu dianalisis terlebih dahulu sebelum dibuat. Perlu dipastikan apakah

terowongan yang akan dibuat tersebut cukup dan dapat menghasilkan aliran yang murni, sehingga tidak terganggu fenomena yang lain. Salah satu yang perlu diperhitungkan adalah efek lapisan batas yang dapat mengganggu kemurnian aliran. Terlebih dalam aliran supersonik perlu dipastikan keberadaan gelombang kejut serta interaksinya dengan lapisan batas. Oleh karena itu, diperlukan studi awal untuk menentukan geometri terowongan angin supersonik yang telah diuji dengan menggunakan CFD. Berdasarkan latar belakang tersebut, maka penelitian ini ditujukan untuk mendesain awal geometri terowongan supersonik yang telah dianalisis dengan metode karakteristik dan CFD.

METODOLOGI PENELITIAN

1. Langkah-Langkah Penelitian

Langkah-langkah penelitian meliputi perumusan potensi dan masalah; pengumpulan data, informasi dan studi literatur; desain produk; validasi desain dan revisi desain.

2. Tempat dan Waktu Penelitian

a. Waktu penelitian pembuatan desain konseptual awal terowongan angin supersonik untuk proses validasi hasil CFD dalam perancangan pesawat tempur KFX dilaksanakan mulai awal Februari 2016 dan selesai pada bulan November 2016.

b. Tempat penelitian pembuatan desain konseptual awal terowongan angin supersonik untuk proses validasi hasil CFD dalam perancangan pesawat tempur KFX adalah Pusat Penelitian dan Pengembangan Alat Peralatan Pertahanan Badan Penelitian dan Pengembangan Kementerian Pertahanan RI (Puslitbang Alpalhan Balitbang Kemhan), Jakarta, dan PT Dirgantara Indonesia (Persero), Bandung.

3. Teknik Pengumpulan Data

Tahapan-tahapan dalam pengumpulan data mencakup hal-hal sebagai berikut:

- Operation Requirements* (Opsreq).
- Spesifikasi teknis (Spektek).
- Data material di lapangan yang dapat digunakan dalam penelitian.

4. Teknik Analisis Data

a. Analisis data dilakukan dalam rangka mempelajari dan menggunakan teori-teori yang dapat mendukung penelitian. Buku-buku yang berkaitan dengan elektronika, sistem instrumentasi, dan sistem kontrol didapat dari perpustakaan Balitbang Kemhan, perpustakaan Dislitbang TNI AU, dan informasi dari internet.

b. Dari hasil rancangan pengembangan desain konseptual awal terowongan angin supersonik untuk proses validasi hasil CFD dalam perancangan pesawat tempur KFX yang dihadapkan pada SST, akan didapatkan kesimpulan apakah pengembangan tersebut memenuhi persyaratan atau tidak.

c. Perbedaan-perbedaan desain terowongan angin supersonik buatan luar negeri akan dianalisis agar dapat diketahui apakah desain-desain tersebut sesuai atau tidak untuk dijadikan acuan desain konseptual awal terowongan angin supersonik perancangan pesawat tempur KFX buatan dalam negeri.

5. Instrumen Penelitian

Dalam penelitian ini dipergunakan instrumen/peralatan pendukung yang berupa peralatan pengukuran yang terdiri dari osiloskop, *spectrum analyzer*, *signal generator*, SWR meter, *power meter*, *digital multimeter*, *attenuator*, *dummy load*, *vector impedance analyzer*, dll.

KERANGKA KONSEPTUAL

1. Prinsip Dasar Aerodinamika

Pada dasarnya, semua fenomena aerodinamis yang terjadi pada benda/wahana yang bergerak disebabkan oleh adanya gerakan relatif dari udara di sepanjang bentuk permukaan. *Streamline* adalah garis-garis yang dibuat sedemikian rupa di dalam medan kecepatan, sehingga setiap saat garis-garis tersebut akan searah dengan aliran di setiap titik di dalam medan aliran tersebut. Dengan demikian, *streamline* akan membentuk pola aliran udara di sekeliling permukaan wahana yang bergerak. *Streamline* pada tempat yang jauh dari benda akan sejajar dan tidak terganggu.

Adapun *streamline* di sekitar wahana bergerak akan mempunyai pola aliran yang sangat kompleks. Hal ini dikarenakan bentuk wahana itu sendiri yang kompleks, sehingga di sekelilingnya akan terdapat daerah gangguan aliran udara. Dengan demikian, dapat dikatakan bahwa gerakan dari partikel yang terletak jauh dari wahana akan memiliki kecepatan relatif yang sama dengan kecepatan wahana bergerak. Adapun pada daerah gangguan di sekeliling wahana, kecepatan relatif partikel sangat bervariasi, lebih besar atau lebih kecil dari kecepatan aktual wahana.

Salah satu aspek dalam perancangan wahana bergerak (pesawat terbang, mobil, dll.) adalah aerodinamika. Ketika objek bergerak melalui udara, terdapat gaya yang dihasilkan oleh gerakan relatif antara udara dan permukaan bodi. Studi tentang gaya-gaya yang dihasilkan oleh udara disebut aerodinamika.

Secara umum, penyebab utama dari timbulnya gaya-gaya aerodinamis pada wahana antara lain:

- Adanya distribusi tekanan pada permukaan benda yang akan bekerja pada arah normal terhadap permukaan kendaraan.
- Adanya distribusi tegangan geser pada permukaan benda yang akan bekerja pada arah tangensial terhadap permukaan kendaraan.

Apabila distribusi tekanan dan tegangan tersebut diintegrasikan, maka akan dihasilkan gaya-gaya antara lain gaya angkat (*lift force*), gaya hambat aerodinamis (*drag force*), gaya samping aerodinamis (*side force*), dan gaya akibat pusaran udara (*turbulence force*). Keempat gaya tersebut saling berkaitan satu sama lain dalam menciptakan gaya aerodinamis dan sangat dipengaruhi oleh bentuk bodi benda.

2. Bilangan Mach

Bilangan Mach (M) adalah perbandingan antara kecepatan suatu fluida terhadap kecepatan suara dalam suatu medium:

$$C = \sqrt{K.R.T} \dots\dots\dots 2$$

Bilangan Mach:

$$M = V/C \dots\dots\dots 3$$

Besar bilangan Mach pada tipe subsonik adalah kurang dari 1 ($M < 1$), pada supersonik M lebih besar dari 1 ($M > 1$), pada transonik

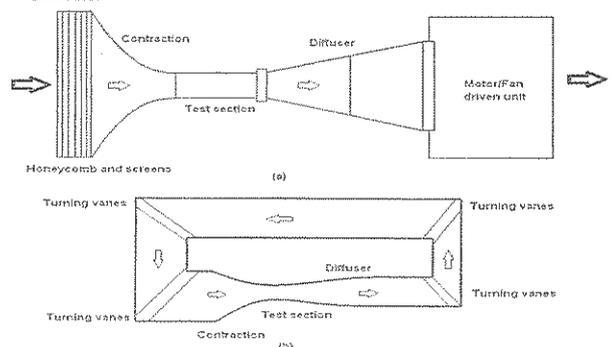
M terletak di antara 0,8 dan 1,3 ($0,8 < M < 1,3$), sedangkan pada tipe hipersonik M lebih besar dari 5 ($M > 5$).

3. Aliran Supersonik

Aliran subsonik memiliki karakteristik aerodinamika yang sama dengan aliran inkompresibel secara kualitatif. Fenomena yang terjadi pada aliran subsonik dapat diketahui cukup dengan memecahkan persamaan aliran inkompresibel. Hal ini berbeda dengan aliran supersonik. Pada aliran supersonik, analisis tidak dapat didekati dengan aliran inkompresibel. Hal ini disebabkan kehadiran gelombang kejut pada fenomena aliran supersonik. Karakteristik aliran tidak dapat diprediksi hingga pola aliran dengan kehadiran gelombang kejut ini telah diketahui. Oleh karena itu, dalam analisis aliran supersonik, kita perlu mengetahui bentuk serta kekuatan dari munculnya gelombang kejut.

4. Terowongan Angin

Terowongan angin adalah peralatan yang dipergunakan untuk menghasilkan aliran udara pada kecepatan tertentu. Ada dua tipe terowongan angin, yaitu jalur terbuka dan jalur tertutup. Pada jalur terbuka, seksi uji dapat terbuka atau tertutup (Aurelius dan Rofail, 2001; Bell dan Mehta, 1998; Boudreau, 2009; Mehta dan Bradshaw, 1979). Pada terowongan angin tipe terbuka, konstruksi lebih sederhana, murah, hemat ruangan, dan tidak dipengaruhi oleh fluktuasi temperatur karena temperatur ruangan relatif lebih stabil. Pada tipe tertutup (gambar 1b) udara disirkulasikan sepanjang terowongan angin sehingga ukurannya lebih besar, mahal, dan lebih sulit untuk dibuat. Kelebihan dari tipe ini adalah *fan* yang dipergunakan dapat lebih kecil dibandingkan pada tipe terbuka untuk kecepatan angin yang sama.



Gambar 1. Terowongan angin

Secara garis besar, terowongan angin memiliki lima bagian utama, yaitu (1) *setting chamber* yang berfungsi untuk menyeragamkan aliran udara, (2) *contraction cone* yang berfungsi untuk mengambil udara yang memiliki kecepatan rendah bervolume besar dan mengurangnya menjadi udara yang memiliki kecepatan tinggi bervolume kecil, (3) *test section* yang berfungsi sebagai tempat untuk menempatkan benda yang akan kita uji, (4) *diffuser* yang berfungsi untuk memperlambat laju udara yang keluar, dan (5) *drive section* yang berfungsi untuk menyediakan gaya yang dapat menyebabkan udara bergerak melewati terowongan.

Terowongan angin tipe terbuka tidak memiliki pengarah balik udara. Setelah meninggalkan *diffuser*, udara akan terlepas langsung ke udara bebas. Apabila *tunnel* mengambil udara langsung dari atmosfer, maka udara yang diambil adalah udara segar yang baru. Adapun pada tipe kedua, terowongan angin tertutup (*closed-circuit/return-flow wind tunnel*), udara yang keluar dari *diffuser* diarahkan masuk kembali ke *entrance cone* (gambar 1b).

Dengan berkembangnya simulasi numerik aliran fluida atau yang dikenal dengan *Computational Fluid Dynamics* (CFD), bukan berarti terowongan angin tidak diperlukan lagi. Banyak hal yang tidak mampu disimulasikan dengan tingginya kompleksitas kasus, baik secara geometri ataupun aliran. Oleh karena itu, terowongan angin dalam eksperimen ini harus tetap digunakan.

Berdasarkan jenis kecepatan alirannya, terowongan angin dapat dibedakan menjadi terowongan angin subsonik yang memiliki rentang kecepatan di bawah 0,3 Mach dan bervariasi ukurannya sesuai dengan kebutuhan (rata-rata luas penampang tempat uji $1 \times 1 \text{ m}^2$). Kemudian, ada terowongan angin transonik ($0,8 < M < 1$) dan supersonik ($M > 1$). Kebutuhan daya untuk menghasilkan kecepatan tinggi sangat besar, sehingga terowongan jenis ini lebih kecil daripada terowongan angin subsonik.

Hal yang perlu diperhatikan dalam tes menggunakan terowongan angin adalah bilangan Reynolds. Bilangan Reynolds adalah

bilangan yang menunjukkan perbandingan gaya viskose aliran dengan gaya inersianya. Bilangan Reynolds menunjukkan kesamaan aliran. Artinya, aliran dikatakan sama jika memiliki bilangan Reynolds yang sama. Namun, untuk mencapai bilangan Reynolds yang sama sangat sulit, apalagi pada terowongan supersonik. Oleh karena itu, dalam desain terowongan angin perlu diperhatikan daerah operasi bilangan Reynolds-nya. Selanjutnya, parameter lain yang penting adalah keseragaman aliran dan intensitas turbulensi.

5. *Computational Fluid Dynamics* (CFD)

Kini, persamaan aliran yang merupakan persamaan diferensial parsial yang sangat sulit dipecahkan secara analitis dan menjadi inti dari pengembangan ilmu aerodinamika, dapat didekati hasilnya dengan perhitungan komputer, dan kemudian disimulasikan. CFD telah banyak digunakan pada kasus pemecahan *engineering cases* di perusahaan besar pembuat pesawat seperti Boeing dan Airbus. Dengan program komputer ini, perusahaan tersebut dapat menghemat anggaran sangat signifikan.

Namun demikian, majunya perkembangan CFD tidak lantas menggantikan seluruhnya metode eksperimen. CFD, bagaimanapun juga hanyalah sebuah simulasi komputer yang hasil perhitungannya mendekati hasil eksperimen. Oleh karena itu, CFD dijadikan pelengkap, bukan pengganti, eksperimen. Kendati demikian, iterasi yang dilakukan dapat dipercepat dan dibuat menjadi lebih hemat dengan menggunakan CFD.

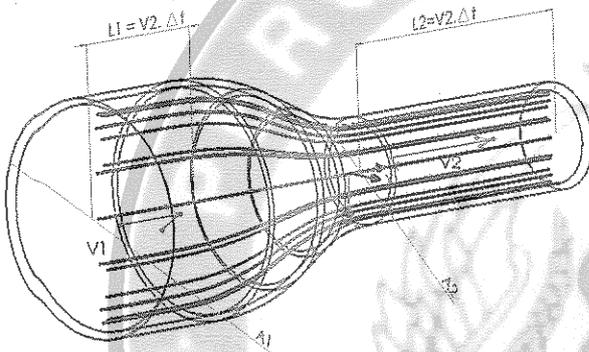
6. Persamaan Kontinuitas

Pada aliran tunak, kecepatan aliran partikel fluida di suatu titik sama dengan kecepatan aliran partikel fluida lain yang melewati titik itu. Aliran fluida juga tidak saling berpotongan (garis arusnya sejajar). Oleh karenanya, massa fluida yang masuk ke salah satu ujung pipa harus sama dengan massa fluida yang keluar di ujung lainnya. Jika fluida memiliki massa tertentu masuk pada pipa yang diameternya besar, maka fluida tersebut akan keluar pada pipa yang diameternya kecil dengan massa yang tetap. Kita tinjau bagian pipa yang diameternya besar dan bagian pipa yang

diameternya kecil. Persamaan kontinuitas berlaku:

- Untuk semua fluida (gas atau cairan).
- Untuk semua jenis aliran (laminer atau turbulen).
- Untuk semua keadaan (*steady* dan *unsteady*).
- Dengan atau tanpa adanya reaksi kimia di dalam aliran tersebut.

Aliran fluida pada sebuah pipa yang mempunyai diameter berbeda, seperti tampak pada gambar di bawah:



Gambar 2. Persamaan Kontinuitas

Keterangan gambar:

- A_1 = luas penampang bagian pipa yang berdiameter besar,
 A_2 = luas penampang bagian pipa yang berdiameter kecil,
 V_1 = laju aliran fluida pada bagian pipa yang berdiameter besar,
 V_2 = laju aliran fluida pada bagian pipa yang berdiameter kecil,
 L = jarak tempuh fluida.

Gambar di atas menunjukkan aliran fluida dari pipa yang berdiameter besar menuju pipa berdiameter kecil. Garis berwarna merupakan garis arus.

1) Persamaan Kontinuitas untuk Fluida Tak Termampatkan (*Incompressible*)

Pada fluida tak termampatkan (*incompressible*), kerapatan atau massa jenis fluida tersebut selalu sama di setiap titik yang dilaluinya. Massa fluida yang mengalir dalam pipa yang memiliki luas penampang A_1 (diameter pipa yang besar) selama selang waktu tertentu

adalah:

$$m_1 = \rho V_1 \quad (\rho = m/v) \dots\dots\dots 4$$

$$m_1 = \rho A_1 V_1 t \dots\dots\dots 5$$

Demikian juga, massa fluida yang mengalir dalam pipa yang memiliki luas penampang A_2 (diameter pipa yang kecil) selama selang waktu tertentu adalah:

$$m_2 = \rho V_2 \quad (\rho = m/v) \dots\dots\dots 6$$

$$m_2 = \rho A_2 V_2 t \dots\dots\dots 7$$

Mengingat bahwa dalam aliran tunak, massa fluida yang masuk sama dengan fluida yang keluar, maka:

$$m_1 = m_2 \dots\dots\dots 8$$

$$\rho A_1 V_1 t = \rho A_2 V_2 t \dots\dots\dots 9$$

$$A_1 V_1 = A_2 V_2 \dots\dots\dots 10$$

Catatan: massa jenis fluida dan selang waktu sama, sehingga dihilangkan.

Di mana:

A_1 = luas penampang 1

V_1 = laju aliran fluida pada penampang 1

A_2 = luas penampang 2

V_2 = laju aliran fluida pada penampang 2

2) Persamaan Kontinuitas untuk Fluida Termampatkan (*Compressible*)

Untuk kasus fluida yang termampatkan, massa jenis fluida tidak selalu sama. Dengan kata lain, massa jenis fluida berubah ketika dimampatkan. Jika pada fluida tak termampatkan massa jenis fluida tersebut kita hilangkan dari persamaan, maka pada kasus ini massa jenis fluida tetap disertakan. Dengan berpedoman pada persamaan yang telah diturunkan sebelumnya, mari kita turunkan persamaan untuk fluida termampatkan. Mengingat bahwa dalam aliran tunak, massa fluida yang masuk sama dengan massa fluida yang keluar, maka:

$$m_1 = m_2 \dots\dots\dots 11$$

$$\rho A_1 V_1 t = \rho A_2 V_2 t \dots\dots\dots 12$$

Selang waktu (t) aliran fluida sama, sehingga bisa kita hilangkan, maka persamaan berubah menjadi:

$$\rho A_1 V_1 = \rho A_2 V_2 \dots\dots\dots 13$$

Ini adalah persamaan untuk kasus fluida termampatkan. Bedanya hanya terletak pada massa jenis fluida.

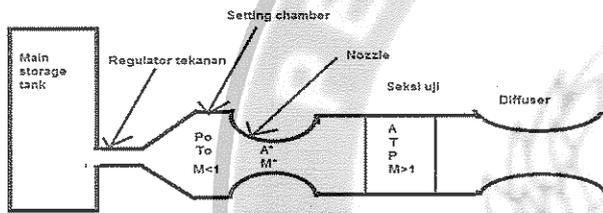
Apabila fluida termampatkan, maka massa jenisnya berubah. Sebaliknya, apabila fluida tak termampatkan, massa jenisnya selalu sama, sehingga bisa kita hilangkan.

ANALISIS DAN HASIL PENELITIAN

1. Komponen Terowongan Angin Supersonik

Komponen utama terowongan angin supersonik terdiri dari:

- a. *Setting chamber*
- b. *Convergent-divergent nozzle*
- c. *Test section*
- d. *Diffuser*

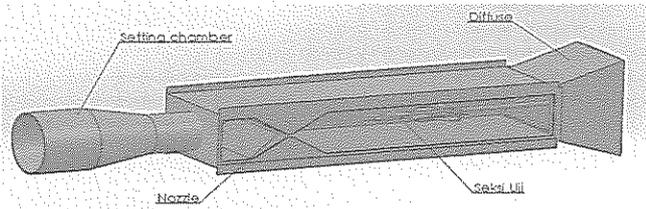


Gambar 3. Diagram skematik terowongan angin supersonik

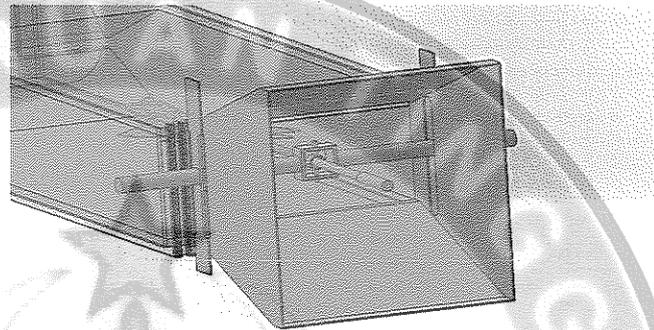
Aliran udara bertekanan masuk ke *setting chamber* yang berfungsi untuk menstabilkan tekanan agar tekanan konstan dengan kecepatan $M < 1$. Udara bertekanan kemudian dimampatkan melalui *convergent-divergent nozzle* untuk diubah menjadi aliran supersonik $M > 1$. Aliran udara lantas mengalir melalui *diffuser* untuk diubah kembali menjadi aliran subsonik $M < 1$.

2. Desain Komponen Terowongan Angin Supersonik

Pada desain ini, komponen terowongan angin didesain berdasarkan hasil analisis CFD, dengan desain menggunakan perangkat lunak CAD. Bilangan Mach yang diharapkan pada bagian seksi uji (*test section*) adalah $M < 2,5$. Untuk itu, digunakan metode *trial and error* pada desain *nozzle* yang disesuaikan dengan kondisi pada bagian seksi uji. Setelah membandingkan dengan terowongan angin yang ada atau melalui referensi, maka dipilih bentuk terowongan angin seperti pada gambar berikut:

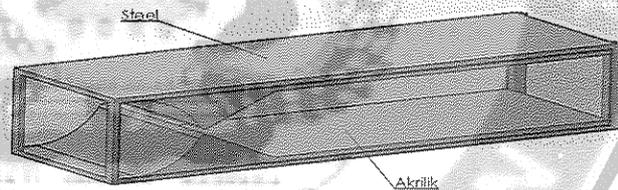


Gambar 4. Desain Terowongan Angin



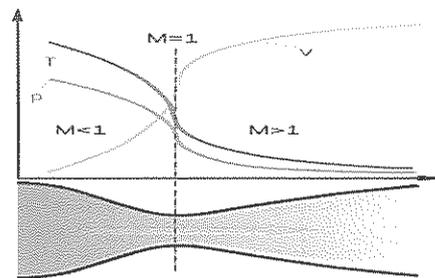
Gambar 5. Setting sudut 6 DoF

3. Perhitungan Aliran di Nozzle dan Seksi Uji



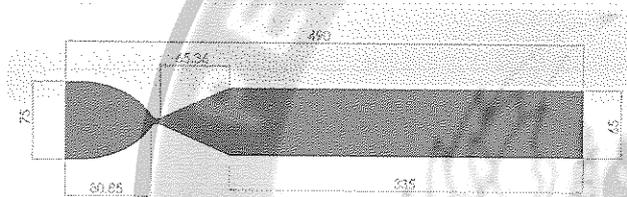
Gambar 6. Nozzle dan seksi uji

Convergent-Divergent Nozzle adalah jenis nosel yang memiliki luas penampang lebar pada *inlet*, menyempit pada pertengahan nosel, kemudian membesar kembali pada *outlet*. Nosel ini biasa digunakan untuk mentransportasikan aliran bertekanan tinggi. Selain itu, nosel ini juga sering digunakan pada mesin jet agar memiliki kecepatan yang tinggi.

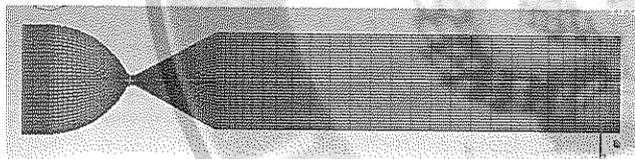


Gambar 7. Diagram *Convergent-Divergent Nozzle*

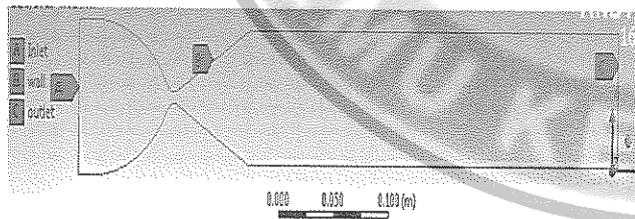
Aliran udara berkecepatan tinggi melalui *Nozzle* yang memiliki luas A . Luas tersebut bervariasi dari titik awal sejauh x . Tekanan stagnasi (p_0) pada *inlet* adalah 101.325 Pa. $T_0=3000$ K. Distribusi bilangan Mach, distribusi tekanan dan temperatur dalam nosel dan seksi uji menggunakan *fluent*. Bilangan Reynolds pada kasus yang memiliki kecepatan tinggi ini termasuk besar. Dengan demikian, efek viskositas sangat kecil pada dinding nosel. Oleh karena itu, pada analisis ini alirannya diasumsikan *inviscid*. Mengingat bentuk bendanya simetris, maka perhitungan aliran menggunakan model 2 dimensi seperti pada gambar berikut:



Gambar 8. Model 2 dimensi

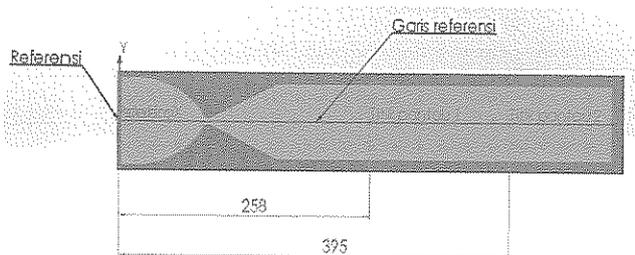


Gambar 9. Meshing/jaring kisi



Gambar 10. Penentuan kondisi batas

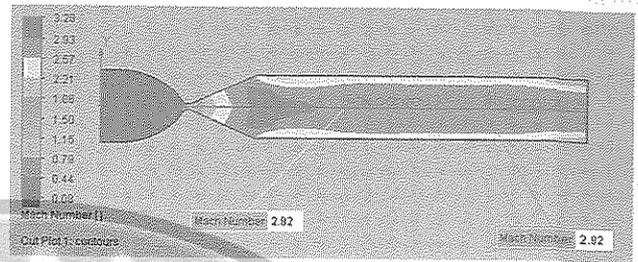
Pada eksperimen ini, kecepatan di *inlet* adalah 60 m/s, 50 m/s, 40 m/s, 30 m/s, dan 20 m/s.



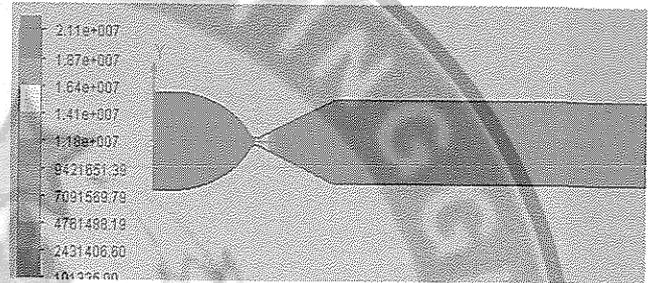
Gambar 11. Letak referensi, garis referensi, titik pantau 1, dan titik pantau 2

4. Hasil Perhitungan

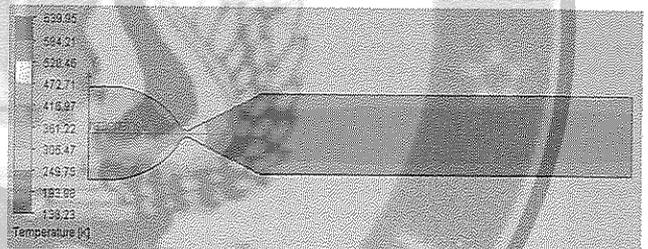
a. Kecepatan 60 m/s



Gambar 12. Kontur distribusi bilangan Mach pada $V=60$ m/s



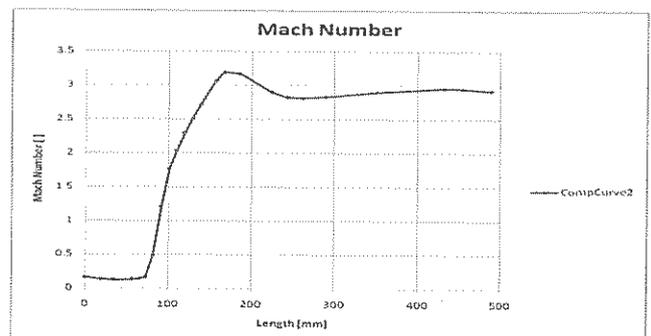
Gambar 13. Kontur distribusi tekanan pada $V=60$ m/s



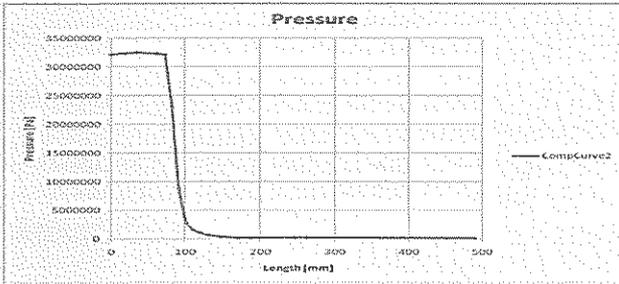
Gambar 14. Kontur distribusi temperatur pada $V=60$ m/s



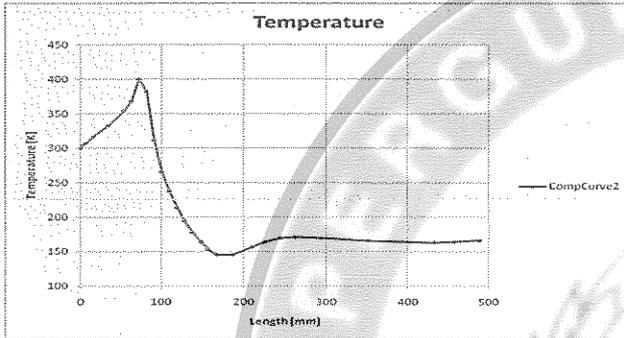
Gambar 15. Flow trajectories $V=60$ m/s



Gambar 16. Grafik bilangan Mach sepanjang garis referensi pada $V=60$ m/s

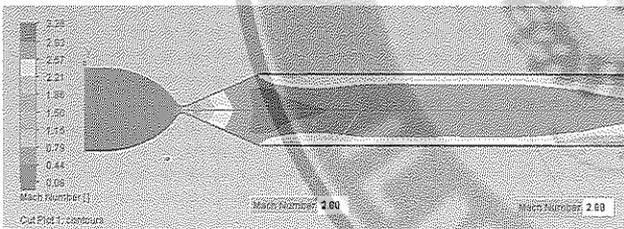


Gambar 17. Grafik tekanan sepanjang garis referensi pada V=60 m/s

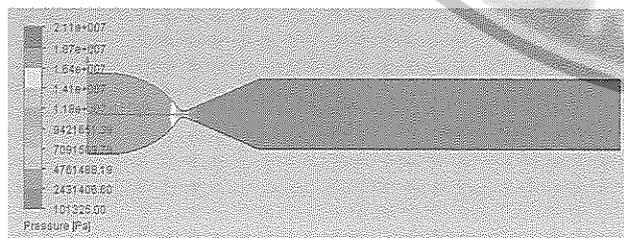


Gambar 18. Grafik temperatur sepanjang garis referensi pada V=60 m/s

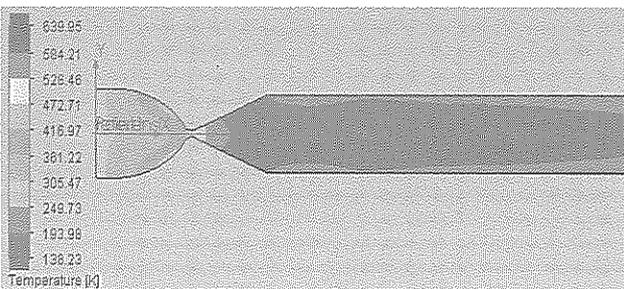
b. Kecepatan 50 m/s



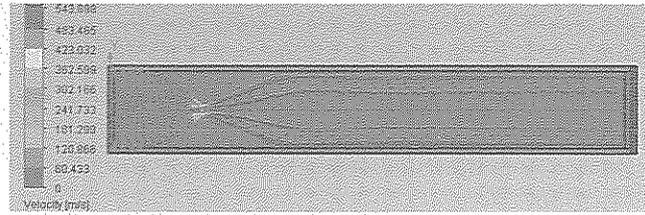
Gambar 19. Kontur distribusi bilangan Mach pada V=50 m/s



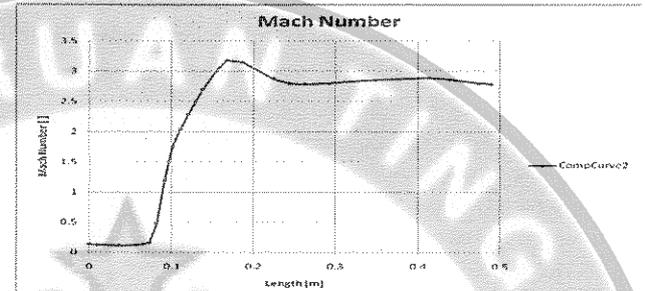
Gambar 20. Kontur distribusi tekanan pada V=50 m/s



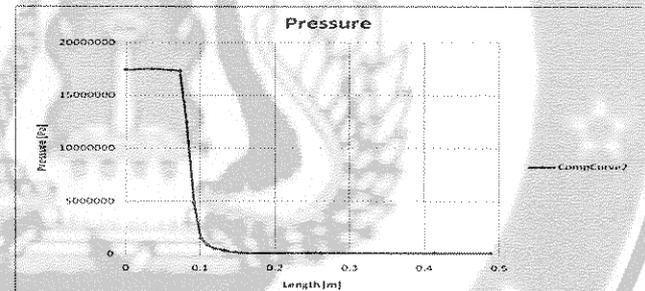
Gambar 21. Kontur distribusi temperatur pada V=50 m/s



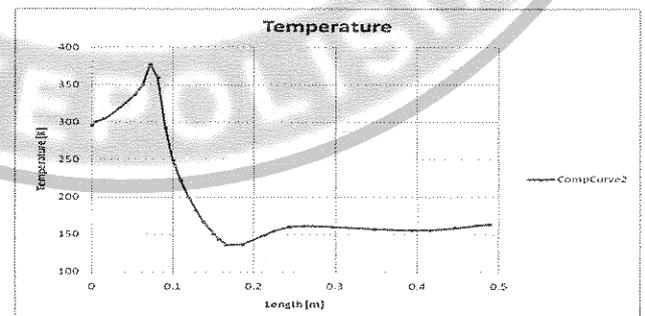
Gambar 22. Flow trajectories V=50 m/s



Gambar 23. Grafik bilangan Mach sepanjang garis referensi pada V=50 m/s

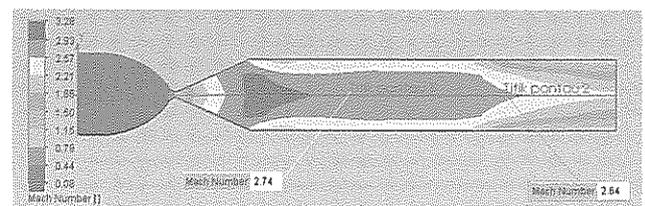


Gambar 24. Grafik tekanan sepanjang garis referensi pada V=50 m/s

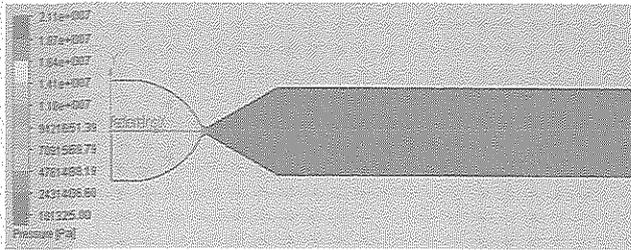


Gambar 25. Grafik temperatur sepanjang garis referensi pada V=50 m/s

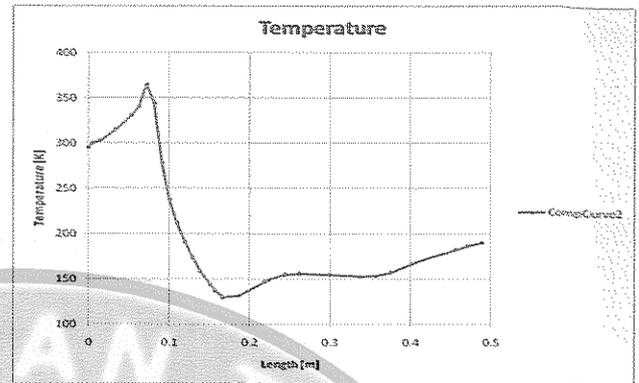
c. Kecepatan 40 m/s



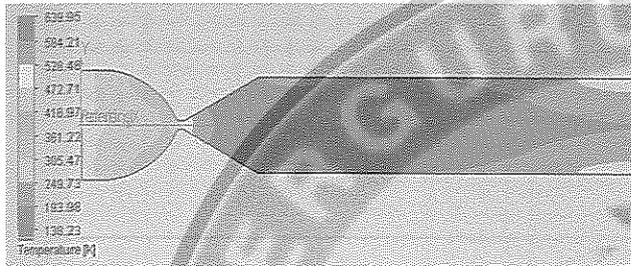
Gambar 26. Kontur distribusi bilangan Mach pada V=40 m/s



Gambar 27. Kontur distribusi tekanan pada V=40 m/s

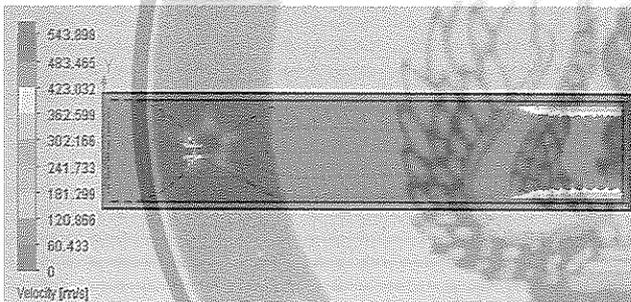


Gambar 32. Grafik temperatur sepanjang garis referensi pada V=40 m/s

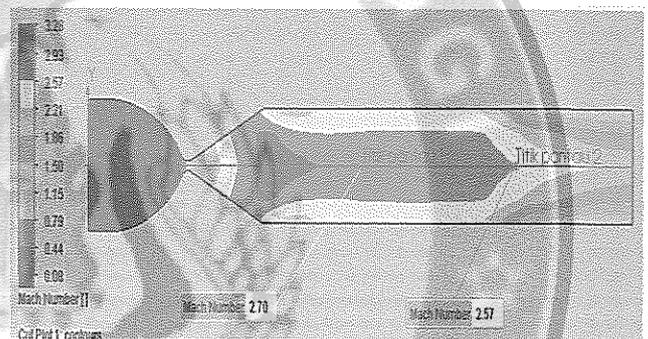


Gambar 28. Kontur distribusi temperatur pada V=40 m/s

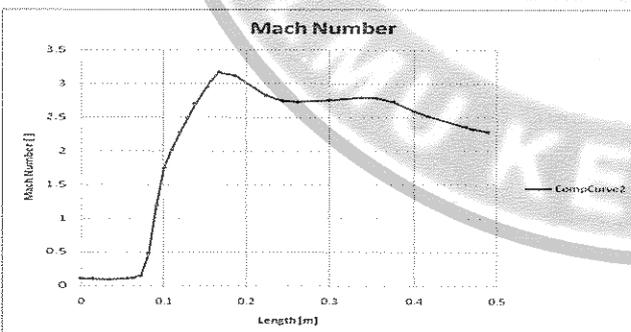
d. Kecepatan 30 m/s



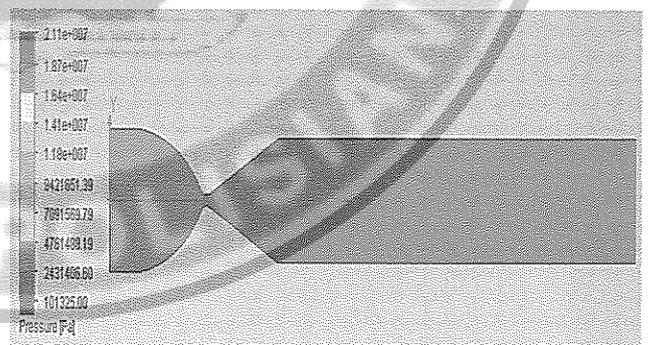
Gambar 29. Flow trajectories V=40 m/s



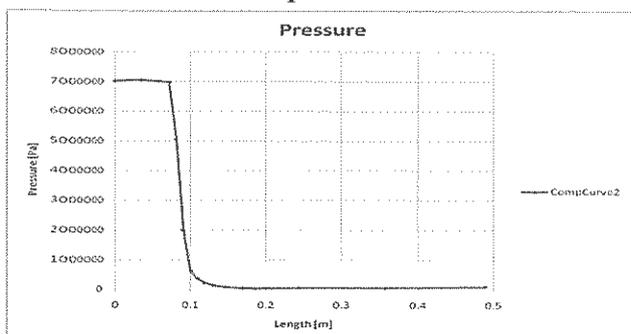
Gambar 33. Kontur distribusi bilangan Mach pada V=30 m/s



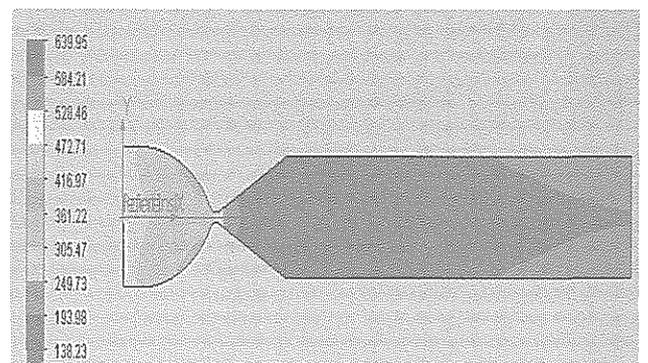
Gambar 30. Grafik bilangan Mach sepanjang garis referensi pada V=40 m/s



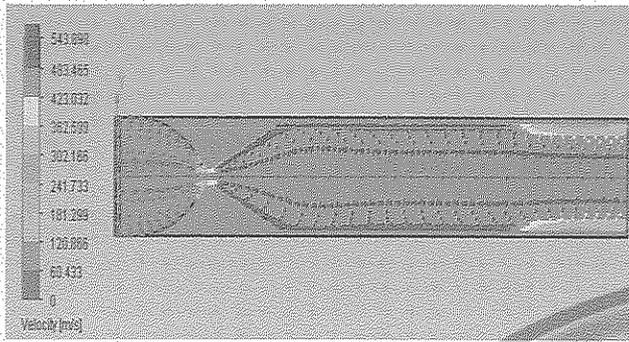
Gambar 34. Kontur distribusi tekanan pada V=30 m/s



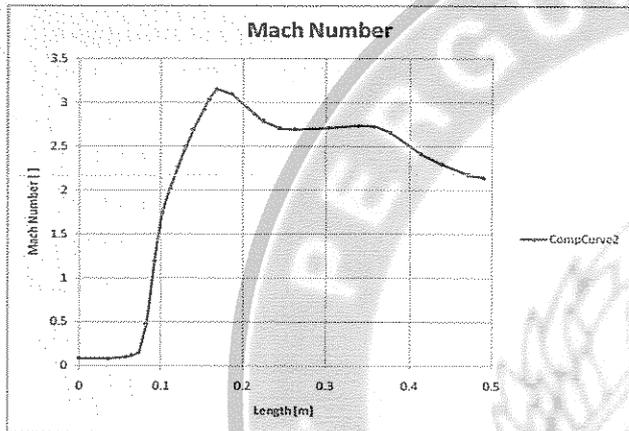
Gambar 31. Grafik tekanan sepanjang garis referensi pada V=40 m/s



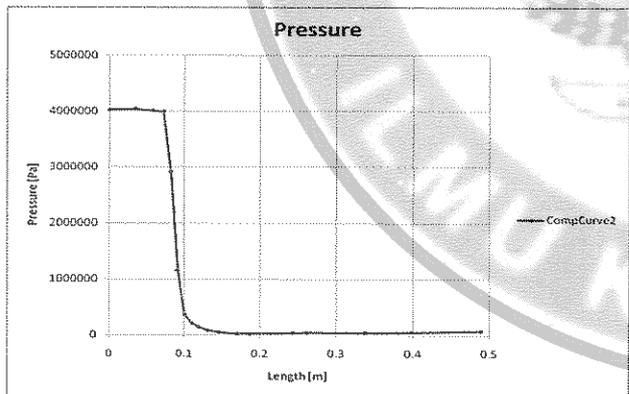
Gambar 35. Kontur distribusi temperatur pada V=30 m/s



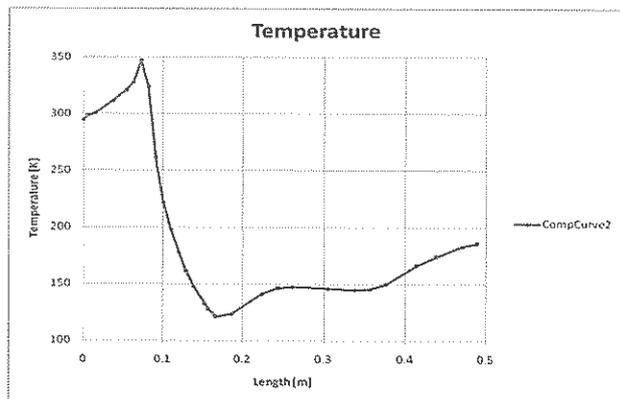
Gambar 36. Flow trajectories V=30 m/s



Gambar 37. Grafik bilangan Mach sepanjang garis referensi pada V=30m/s

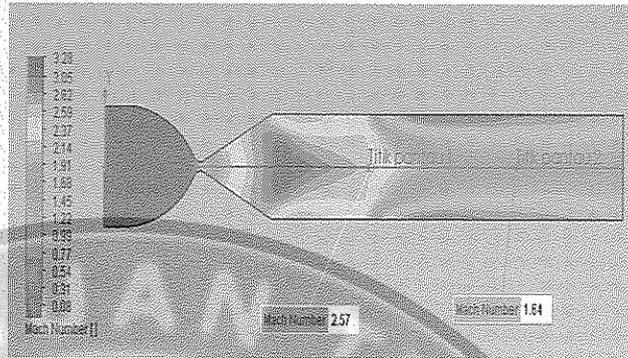


Gambar 38. Grafik tekanan sepanjang garis referensi pada V=30 m/s

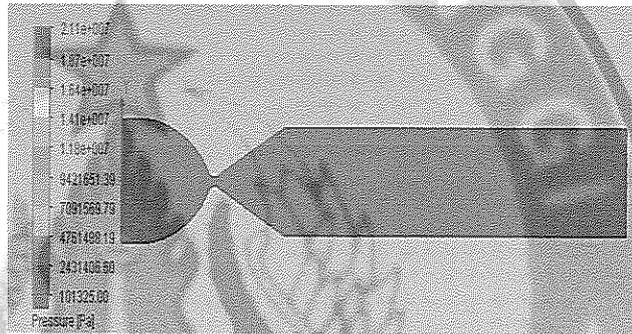


Gambar 39. Grafik temperatur sepanjang garis referensi pada V=30 m/s

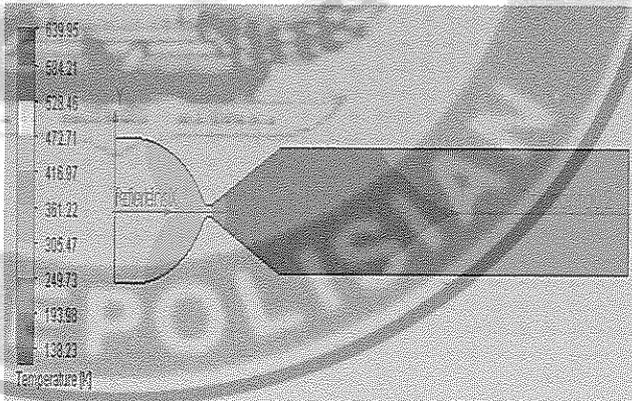
e. Kecepatan 20 m/s



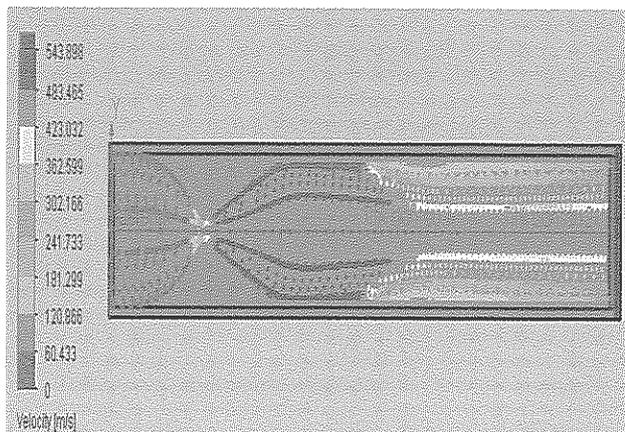
Gambar 40. Kontur distribusi bilangan Mach pada V=20 m/s



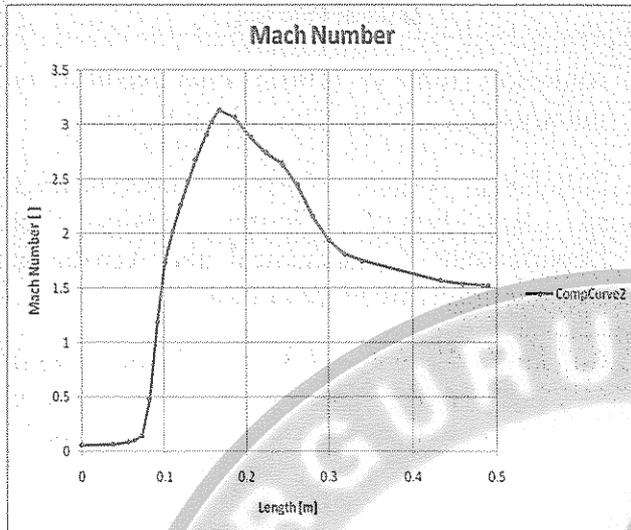
Gambar 41. Kontur distribusi tekanan pada V=20 m/s



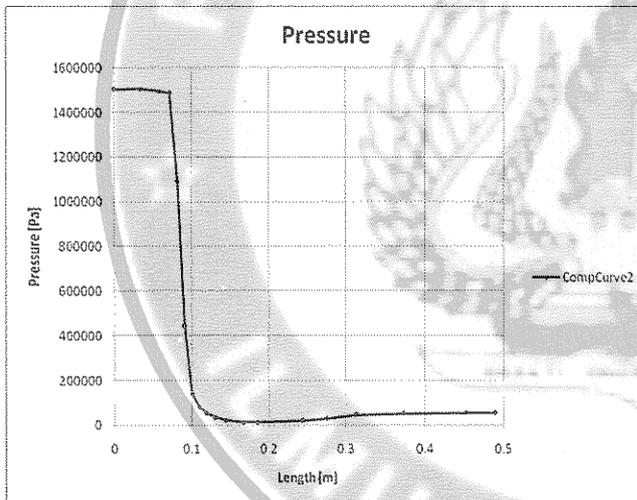
Gambar 42. Kontur distribusi temperatur pada V=20 m/s



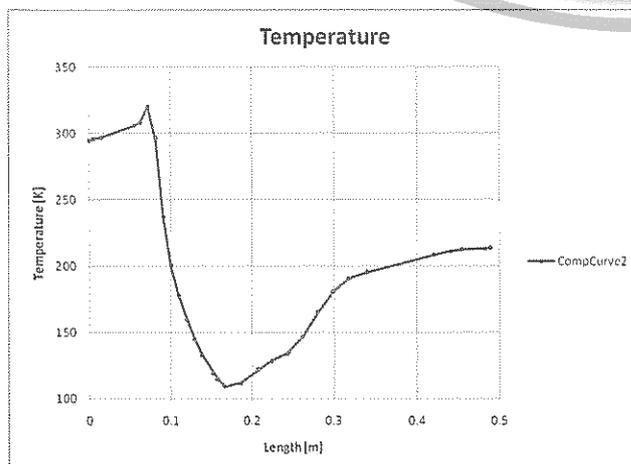
Gambar 43. Flow trajectories V=20 m/s



Gambar 44. Grafik bilangan Mach sepanjang garis referensi pada $V=20\text{m/s}$



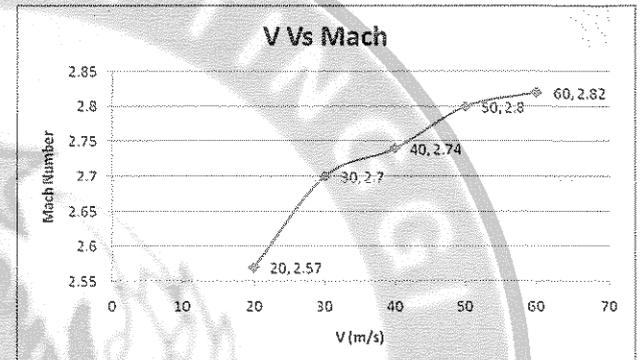
Gambar 45. Grafik tekanan sepanjang garis referensi pada $V=20\text{ m/s}$



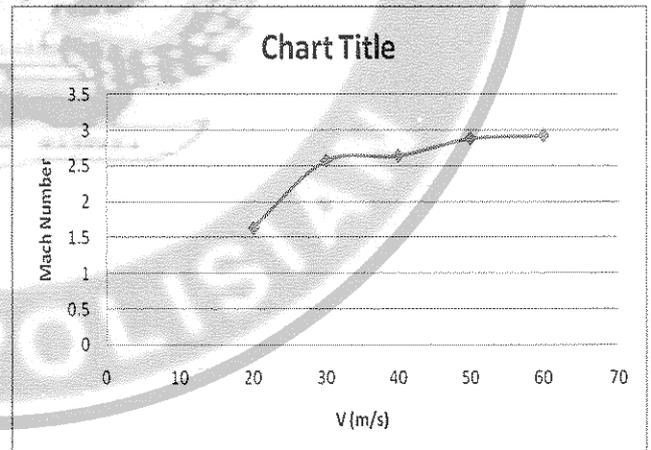
Gambar 46. Grafik temperatur sepanjang garis referensi pada $V=20\text{ m/s}$

Kecepatan (m/s)	Titik 1	Titik 2
60	2.82	2.92
50	2.80	2.88
40	2.74	2.64
30	2.70	2.57
20	2.57	1.64

Gambar 47. Tabel bilangan Mach pada titik pantau



Gambar 48. Grafik kecepatan terhadap bilangan Mach di titik 1



Gambar 49. Grafik kecepatan terhadap bilangan Mach di titik 2

Dari gambar kontur bilangan Mach terlihat bahwa kecepatan naik dari titik awal *nozzle* menuju seksi uji. Dari gambar kontur tekanan terlihat bahwa tekanan turun sampai ke ujung seksi uji. Berdasarkan data di atas, untuk mencapai bilangan Mach lebih dari 2,5 di titik tinjau 1 dan 2, diperlukan kecepatan minimum yang keluar dari *setting chamber* sebesar 30 m/s.

KESIMPULAN

1. Kecepatan minimum di *setting chamber* untuk memenuhi bilangan Mach $>2,5$ di seksi uji adalah 30 m/s.
2. Letak model uji ujung depan adalah titik tinjau 1, yaitu 258 mm dari *inlet nozzle*, kecepatan aliran dari titik tersebut ke belakang stabil perubahannya.

DAFTAR PUSTAKA

1. Anderson, John D. (2007). *Fundamentals of Aerodynamics*. New York: McGraw Hill.
2. Cattafesta, Louis. (2010). *Fundamentals of Wind-Tunnel Design*. Gainesville: Departement of Mechanical and Aerospace Engineering University of Florida.
3. Bugden, William. (2013). *Design and Construction of a Supersonic Wind Tunnel with Diagnostics*. Worcester Polytechnic Institute.

