

STUDI NUMERIK EFEK SHOCK WAVE IMPINGEMENT TERHADAP KARAKTERISTIK MIXING UNTUK PEMBAKARAN SUPERSONIK

Oleh :
Arif Nur Hakim*

Abstrak

Simulasi numerik 3 dimensi telah dilakukan untuk mengetahui karakteristik aliran dan mekanisme pembakaran hidrogen yang diinjeksikan tegak lurus pada udara yang mengalir pada kecepatan Mach 2 ketika terjadi interferensi shock wave yang kuat terhadap lapisan mixing. Aliran supersonik udara mempunyai tekanan dan temperatur total masing masing 3,5 atm dan 2800 K sedangkan Hidrogen yang diinjeksikan melalui sonic hole mempunyai temperatur total 290 K dan tekanan total 3,5 atm. Simulasi dilakukan dengan menggunakan model turbulensi k-epsilon standar dengan injeksi pada kondisi steady. Dari hasil simulasi, dapat diketahui bahwa terbentuk hotspot di depan injektor yang mempunyai temperatur dan tekanan yang tinggi yang cukup untuk menyebabkan pembakaran dengan self ignition, namun karena ukuran terlalu kecil, intensitas pembakaran juga tidak akan kuat. Selain itu, akibat interferensi shock wave pada lapisan campuran udara-hidrogen, terbentuk daerah panas yang cukup besar dengan temperatur statis melebihi 1400 K dengan tekanan lebih dari 1 bar yang dapat menyebabkan pembakaran kuat dengan self ignition.

Kata Kunci : Scramjet, Mixing, Shock wave impingement.

Abstract

3 Dimensional numerical simulation has been done to investigate characteristic of mixing and combustion mechanism of hydrogen injected transversely to air flow of Mach 2 when strong shock wave interference occurred to the mixing layer. The total pressure and total temperature of supersonic air flow is 3,5 MPa and 2800, respectively, and the total pressure and total temperature of hydrogen injected through sonic hole is 3,5 MPa and 290 K. The simulation has been done by using standard k-epsilon turbulence model in steady condition. The results show that hotspot is formed right before the injector that has high temperature and high pressure enough to initiate combustion by self ignition. But because the size is too small, the strong combustion will not occur. Also, interference of shock wave to the air-hydrogen mixture form wide hot area with temperature and pressure higher than 1400 K and 1 bar which can cause strong combustion by self ignition.

Key Words : Scramjet, Mixing, Shock wave impingement.

1. PENDAHULUAN

Keinginan manusia untuk bisa terbang lebih cepat mendorong pengembangan pesawat berkecepatan hipersonik terus berlangsung. Pengembangan pesawat ini membutuhkan sistem propulsi di luar roket yang mampu membawa pada kecepatan hipersonik. Saat ini mesin yang mampu membawa wahana pada kecepatan terbang tertinggi adalah ramjet engine. Mesin ini adalah jenis airbreathing engine yang mempunyai struktur lebih sederhana dibanding jenis turbojet engine karena untuk mengkompresi udara, mesin ini tidak menggunakan bilah blade kompresor. Udara dikompresi dan diturunkan kecepatannya dari kecepatan supersonik menjadi subsonik dalam ruang bakar menggunakan efek ram dan shock wave yang ditimbulkan oleh ram. Namun mesin ini hanya efisien pada kecepatan terbang mach 2 sampai mach 5. Pada kecepatan di atas mach 5, kompresi udara menimbulkan temperatur yang sangat tinggi sehingga menurunkan kinerja pembakaran dan memberikan beban termal yang tinggi pada struktur. Untuk kecepatan di atas Mach 5, supersonic combustion ramjet adalah sistem propulsi yang dapat memecahkan masalah ini. Pada scramjet engine, udara yang mengalir pada kecepatan hipersonik dikompresi menjadi kecepatan supersonik tanpa harus menjadi subsonik. Pada kecepatan ini, beban termal akan berkurang tetapi timbul permasalahan pada pembakaran karena pada scramjet engine, waktu tinggal udara di ruang bakar sangat pendek, hanya pada order 1 milidetik. Karena itu, metoda injeksi, mixing, dan proses pembakaran menjadi permasalahan penting pada mesin ini. Untuk mendapatkan pembakaran yang efisien, dibutuhkan mixing dan pembakaran yang cepat dengan kehilangan tekanan total yang kecil. Kehilangan tekanan

* Peneliti bidang Propulsi, PUSTEKROKET, LAPAN

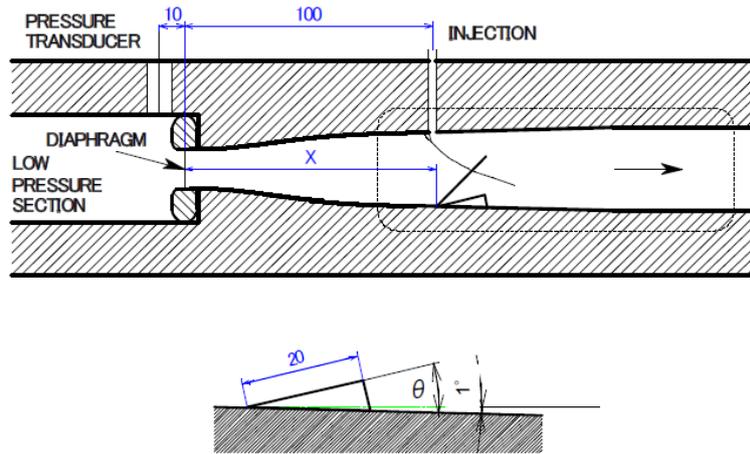
total seringkali menjadi masalah dalam scramjet engine karena munculnya shock wave dalam enjin. Namun, karakteristik shock wave yang mampu meningkatkan tekanan dan temperature dapat digunakan sebagai alat untuk mempercepat pembakaran. Kenaikan temperatur dan tekanan dapat meningkatkan kecepatan reaksi bahan bakar sehingga akan mempercepat proses pembakaran. Konsep penggunaan shock wave untuk mempercepat dan menstabilkan pembakaran telah diperkenalkan sebelumnya. Dudebout et al telah melakukan penelitian numerik tentang shock induced combustion dan menyimpulkan bahwa shock induced combustion adalah salah satu cara pembakaran yang mungkin dalam propulsi hipersonik. Dengan model yang sama, Sislian juga melakukan studi numerik komparatif. Arai et al kemudian melakukan penelitian eksperimental dengan model yang mirip yang dilakukan pada shock tunnel. Ben-Yakar juga telah mempublikasikan penelitian yang meneliti interaksi shock wave dengan injeksi bahan bakar yang mengatakan bahwa jet plume bahan bakar dengan OH radikal dibelokkan ke arah dinding oleh shock wave. Huh dan Driscoll melakukan investigasi eksperimental efek shock wave pada supersonic non-premixed jet like flame. Hidrogen diinjeksi paralel ke aliran udara. Kesimpulan menyatakan bahwa shock wave mempercepat pencampuran udara dan bahan bakar dan meningkatkan batas kestabilan pembakaran ketika oblique shock wave dikenakan pada perkenalkan secara flame pembakaran supersonik secara tepat. Pada studi sebelumnya juga dilakukan penelitian eksperimental pengaruh shock wave pada pembakaran supersonik menggunakan shock tunnel. Shock wave dengan variasi kekuatannya diarahkan mengenai campuran aliran udara dengan kecepatan mach 2 dan hidrogen yang diinjeksikan tegak lurus terhadap arah aliran udara. Hasil penelitian tersebut menyimpulkan bahwa kompresi yang kuat yang disebabkan oleh shock wave yang kuat akan menyebabkan pembakaran menguat dan pada kondisi yang tepat akan menyebabkan terjadinya separasi lapis batas yang dapat berfungsi sebagai flame holder (Hakim, 2008). Namun informasi mengenai mekanisme pembakaran dan karakteristik alirannya tidak banyak diketahui karena keterbatasan pengukuran yang telah dilakukan. Sehingga untuk menganalisa mekanisme pembakaran, perlu dilakukan investigasi alirannya.

Dalam tulisan ini, dipaparkan simulasi numerik aliran udara pada kecepatan Mach 2 yang diinjeksi dengan hidrogen secara tegak lurus untuk mengidentifikasi karakteristik aliran dan mekanisme pembakaran dengan memasukkan efek kekuatan shock wave terhadap pembakaran supersonik dalam kasus eksperimen sebelumnya.

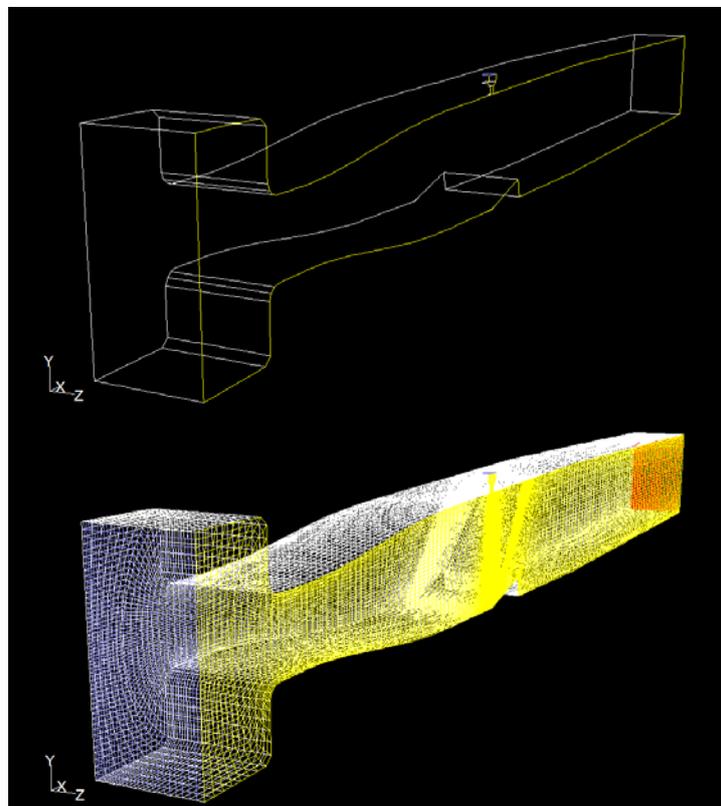
2. PEMODELAN

Simulasi numerik dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak CFD fluent sebagai solvernya dan gambit untuk pembuatan gridnya, untuk mengetahui karakteristik fluida pencampuran antara udara dan hidrogen pada kecepatan aliran udara Mach 2. Pemodelan dilakukan secara 3 dimensi berdasarkan pada seksi uji shock tunnel yang telah digunakan pada studi ekperimental seperti pada gambar 2.1 dengan peniadaan diafragma dan penyederhanaan beberapa geometri yang tidak mempengaruhi aliran pada seksi uji. Penampang pada low pressure section berbentuk bujur sangkar dengan tinggi 44 mm dan lebar 44 mm. Tinggi test section berubah berdasarkan kontur nosel dengan tinggi maksimum 26 mm, sedangkan lebarnya sama dengan bagian low pressure section, yakni 44 mm. Grid simulasi dibangun setengah dari aslinya dengan membaginya secara simetris. Dimensi grid menyesuaikan dengan seksi uji eksperimennya. Grid dibangun dengan konfigurasi dasar cubical grid. Geometri dan grid untuk simulasi dapat dilihat pada gambar 2.2.

Udara diasumsikan mengalir secara kontinu dari arah low pressure section dengan tekanan total 0,35 Mpa dan temperatur total 2800 K, melewati nosel 2 dimensi yang akan membuat aliran udara menjadi aliran supersonik dengan bilangan Mach 2. Pada aliran udara supersonik ini kemudian dilakukan injeksi gas hidrogen dengan tekanan total 0,35 MPa dan temperatur total 290 K melalui sonic hole dengan diameter 1 mm. Kondisi aliran ini disesuaikan dengan kondisi eksperimen. Rangkuman kondisi aliran untuk simulasi ditunjukkan pada tabel 2-1. Simulasi dilakukan pada kondisi steady dengan model mixing tanpa melibatkan reaksi kimia antara udara dan hidrogen. Simulasi menggunakan model k-epsilon 2 equations standar dengan injeksi.



Gambar 2.1. Seksi uji shock tunnel yang digunakan dalam eksperimen



Gambar 2.2. Geometri dan meshing seksi uji

Tabel 2.1. Kondisi batas

	Freestream	Injectant
Gas	Udara	Hidrogen
Tekanan Total	0,35 MPa	0,35 Mpa
Temperatur Total	2800 K	290 K
Bilangan Mach	2	1

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

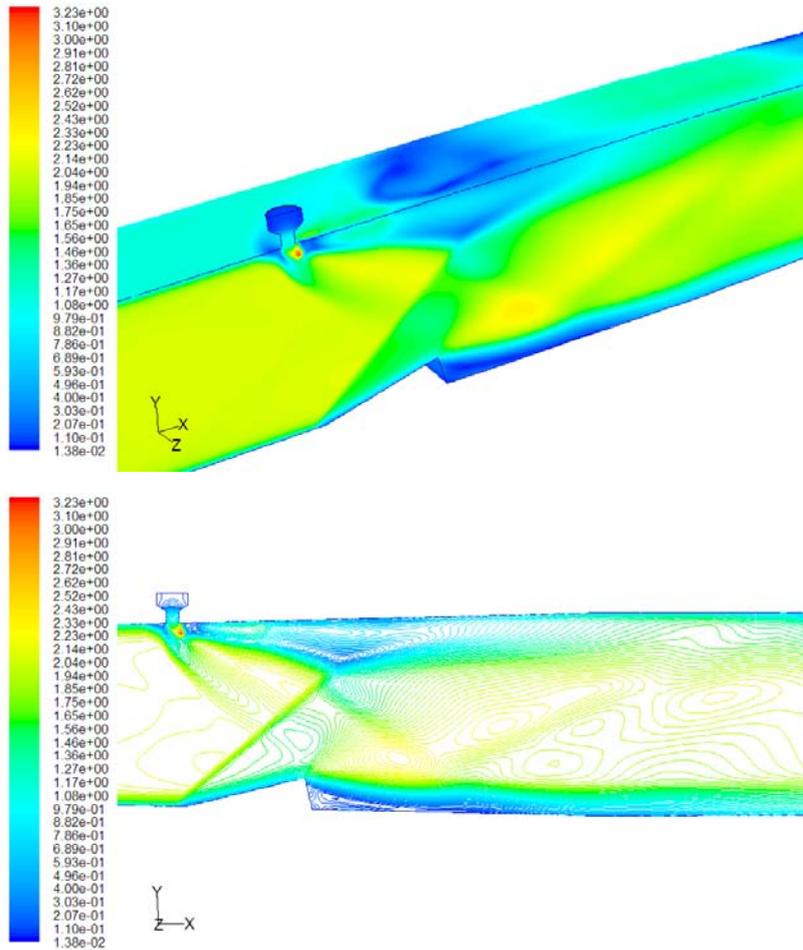
Profil bilangan Mach hasil simulasi ditunjukkan pada gambar 3.1. Pada gambar tersebut tersebut dapat dilihat injeksi hidrogen yang keluar kemudian mengembang dan dikompresi lagi oleh aliran freestream sehingga membentuk mach disk. Injeksi yang tegak lurus terhadap aliran ini mendorong dan menghambat udara yang mengalir sehingga terbentuk bow shock yang cukup kuat di depan injektor. Interaksi antara shock wave dan lapis batas persis di depannya menyebabkan separasi aliran dan timbul daerah ulakan yang mempunyai kecepatan yang sangat rendah seperti yang ditunjukkan pada gambar 3.2. Karena kecepatannya sangat rendah, energi kinetik di daerah ini terkonversi menjadi energi panas, sehingga temperatur dan tekanan di daerah ini sangat tinggi, yakni mendekati tekanan dan temperatur total atau 3,5 atm dan 2800 K, seperti yang dapat dilihat pada gambar 3.3. Di daerah ini juga terjadi kontak antara udara dan hidrogen, sehingga dapat diprediksi akan terjadi mixing walaupun dalam porsi yang sangat sedikit. Mixing di daerah ini dengan mudah akan berubah menjadi reaksi pembakaran karena kondisi temperatur dan tekanan cukup tinggi. Kestabilan temperatur dan tekanan di daerah ini dapat dijadikan flameholder pembakaran supersonik, namun jika area ulakan tidak besar, efek flameholder tidaklah terlalu signifikan. Pada hasil studi eksperimental sebelumnya, di depan injektor tidak terlihat adanya pembakaran karena area ulakan dianggap terlalu kecil. Fenomena flameholder pembakaran supersonik di area ulakan depan injektor secara eksperimen diteliti oleh Ben-Yakar.

Selain daerah ulakan di depan injektor, di belakang injektor juga terjadi ulakan yang disebabkan oleh aliran udara yang masuk dari samping setelah dibelokkan oleh injeksi hidrogen dan bow shock. Namun temperatur pada ulakan ini tidak terlalu tinggi, karena aliran pada ulakan ini cenderung dinamis. Udara yang bersentuhan dengan hidrogen mempunyai kecepatan lebih tinggi dan temperatur lebih rendah dibanding ulakan di depan injektor sehingga kondisi ini tidak memungkinkan terjadinya reaksi pembakaran dengan self ignition. Pada aliran yang lebih ke belakang lagi, hidrogen mulai bercampur dengan udara dengan indikasi terjadinya kenaikan temperatur dan kecepatan pada area jet plume. Pada gambar tersebut juga dapat dilihat shock wave yang timbul dari ramp mengenai daerah di mana telah terjadi mixing. Shock wave ini kemudian berinteraksi dengan lapisan campuran udara dan hidrogen. Shock wave ini sebagian dipantulkan dan sebagian lagi menembus ke dalam jet plume. Shock wave ini juga membentuk shock wave lemah ke arah depan atas (lihat gambar 3.4). Struktur shock wave ini menyebabkan terjadinya pembelokan jet plume ke arah dinding seperti yang dapat dilihat pada gambar 3.5.

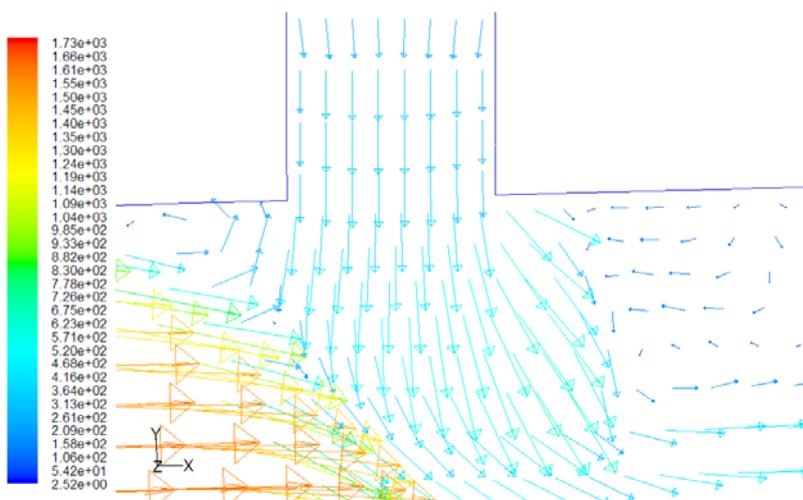
Temperatur pada lapisan campuran udara hidrogen setelah terkena shock wave naik menjadi di atas 1400 K dengan tekanan statik di area 1 atm. Sedangkan pada bagian dinding, temperatur naik lebih tinggi lagi menjadi sekitar 2000 K karena mengalami kompresi oleh dua shock wave, yaitu shock wave bagian depan dan shock wave lemah di belakangnya. Selain itu, kecepatan lapisan mixing setelah terjadinya interaksi shock wave menjadi lebih rendah. Dari gambar 3.6 dapat dilihat, kecepatan jet plume turun dari di atas 500 m/detik menjadi di bawah 200 m/detik. Sehingga dengan kombinasi kondisi temperatur dan tekanan yang melampaui kondisi terjadinya pembakaran dengan self ignition, campuran hidrogen udara di daerah ini akan dengan mudah dan cepat mengalami reaksi pembakaran.

Gambar 3.7 memperlihatkan hasil eksperimen injeksi helium dan hidrogen pada aliran udara dengan kecepatan Mach 2. Dari perbandingan dengan hasil simulasi dapat diketahui sedikit ada perbedaan pada pembentukan shock wave di depan atas titik terjadinya interaksi awal shock wave dan lapisan campuran hidrogen udara. Berbeda dengan hasil simulasi, foto schlieren injeksi helium (non reacting case) tidak menunjukkan adanya shock wave di bagian depan atas titik interaksi. Namun hal ini dapat dikarenakan shock wave yang terjadi sangat lemah (seperti yang diindikasikan pada hasil simulasi) sehingga tidak dapat tertangkap oleh foto Schlieren. Seperti yang dijelaskan sebelumnya, temperatur pada daerah terjadinya interaksi shock wave menjadi sangat tinggi sehingga pembakaran dapat terjadi dengan sangat mudah. Pembakaran yang terjadi ini menyebabkan kenaikan tekanan ke semua arah termasuk ke arah depan menentang arah aliran. Ini akan menyebabkan terjadinya normal shock yang cukup kuat dan dapat menyebabkan separasi lapis batas di dinding yang akan membuat daerah hotspot baru yang dapat berfungsi sebagai flameholder. Indikasi ini dapat menjelaskan fenomena yang terjadi pada foto Schlieren injeksi Hidrogen (reacting case) dan kombinasinya dengan foto UV pada gambar 3.7. Dalam foto tersebut terlihat sinar UV paling intens terdapat di atas titik terjadinya interaksi. Artinya karena temperatur cukup tinggi, pembakaran terjadi dengan mudah dan

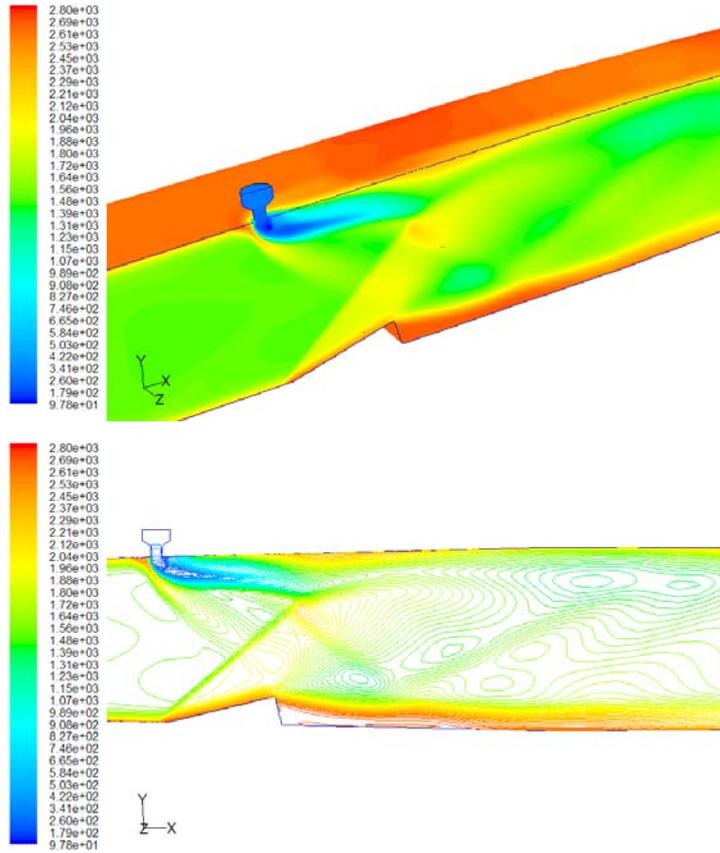
membentuk normal shock yang kemudian menyebabkan terjadinya separasi pada lapis batas sehingga menjadi hotspot dan akhirnya di situ terjadi pembakaran yang kuat. Sehingga efek interferensi shock wave pada kondisi yang tepat dapat dijadikan sebagai flameholder.



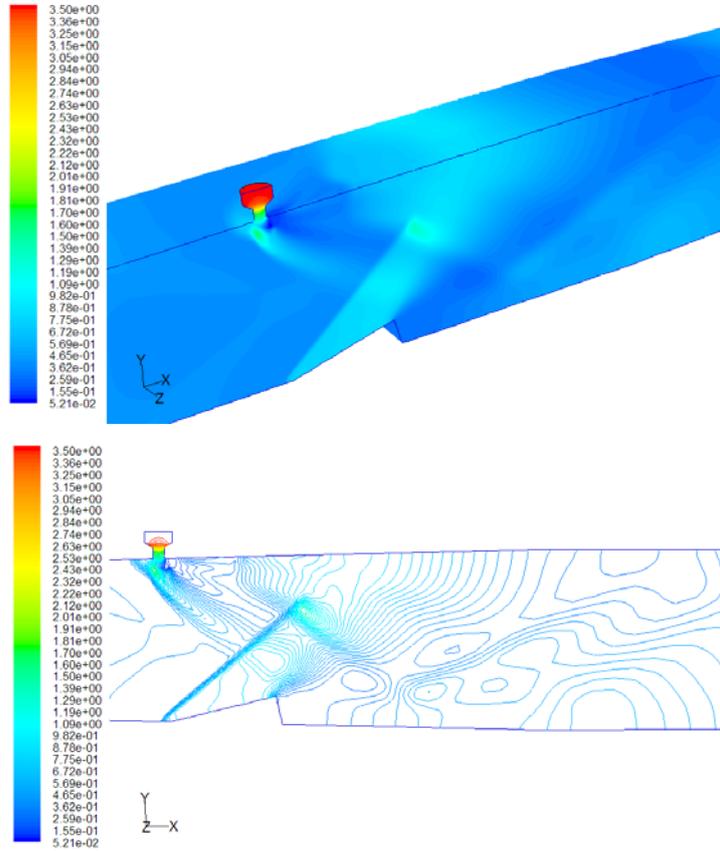
Gambar 3.1 Bilangan Mach



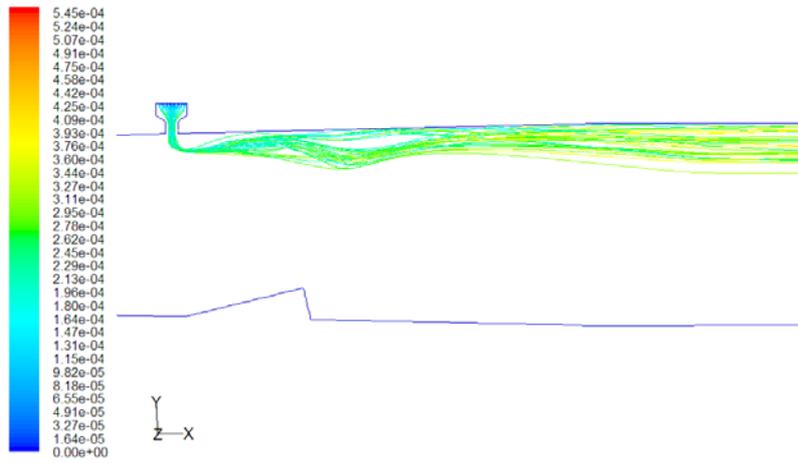
Gambar 3.2 Vektor kecepatan fluida di sekitar lubang injektor



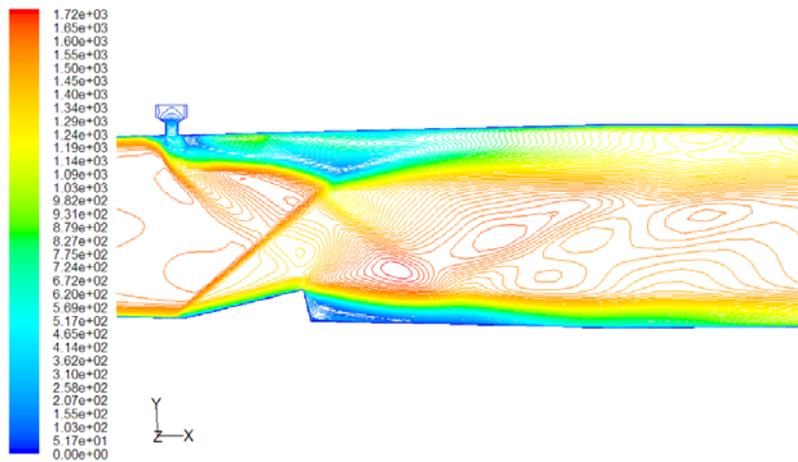
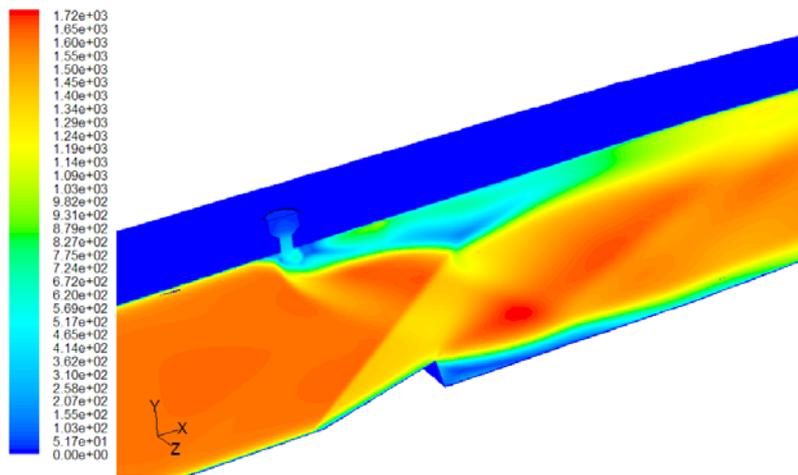
Gambar 3.3 Profil temperatur statis



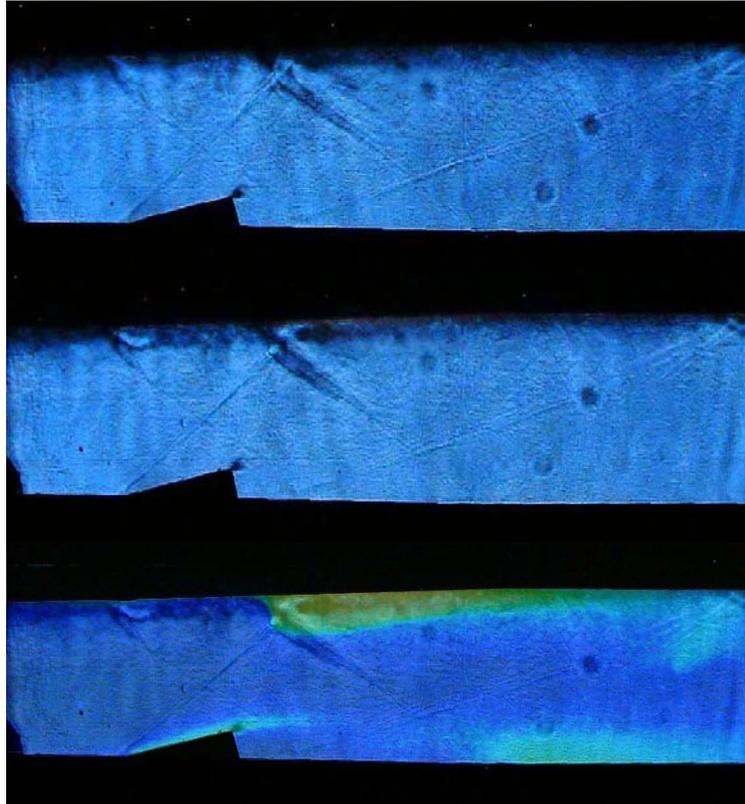
Gambar 3.4 Profil tekanan statis



Gambar 3.5 Profil aliran partikel Hidrogen



Gambar 3.6 Profil Kecepatan



Gambar 3.7 Foto schlieren injeksi helium, non reacting case (atas), injeksi hidrogen, reacting case (tengah) dan kombinasi schlieren dan image sinar ultra violet pada reacting case (Hakim, 2008).

4. RANGKUMAN

Simulasi numerik 3 dimensi terhadap aliran udara Mach 2 yang diinjeksi dengan hidrogen secara tegak lurus dan diinterferensi shock wave kuat memberikan beberapa kesimpulan sebagai berikut.

- Terjadi ulakan di depan injektor dengan temperatur dan tekanan yang tinggi yang memungkinkan terjadinya pembakaran dengan self ignition, sehingga dapat berfungsi sebagai flameholder. Namun kecilnya daerah ulakan ini memberikan efek yang tidak terlalu signifikan terhadap reaksi pembakaran sehingga efek sebagai flameholder juga kecil.
- Ulakan yang terjadi di belakang injektor mempunyai temperatur yang rendah sehingga diprediksi tidak akan terjadi pembakaran.
- Interferensi shock wave menyebabkan terjadinya kenaikan temperatur dan tekanan secara signifikan di lapisan jet plume. Suhu di belakang shock wave persis di atas titik interferensi naik melebihi 1400 K dengan tekanan 1 atm dan di dekat dinding naik mencapai 2000 K akibat adanya 2 shock wave lemah yang masuk ke dalam jet plume. Pada tekanan dan temperatur ini diprediksi akan terjadi pembakaran yang kuat yang menyebabkan tekanan yang berlawanan dengan aliran sehingga menyebabkan normal shock yang kemudian berinterferensi dengan lapis batas membentuk daerah separasi dengan tekanan dan suhu yang tinggi. Pada lapisan ini juga diprediksi akan terjadi pembakaran yang kuat.
- Interferensi shock wave pada lapisan campuran udara hidrogen dapat menjadi flameholder pada posisi dan kekuatan yang tepat.

DAFTAR PUSTAKA

- Hakim, A.N., Aso, S., Toshimitsu, K., 2004, "An Experimental Study on Supersonic Combustion with Incoming High Temperature Pure Air Stream Obtained by Shock Tunnel", Proceedings of 24th. International Symposium on Shock Waves.

- Yoshida, T., 1996, *Ignition Mechanism of Pulsejet*, Master Thesis, Nagoya University
- Hakim, A.N. and Aso, S., 2008, *Supersonic Combustion Enhancement By Shock Wave Impingement for Scram-jet Engines*, Proc. of International Aeronautics Congress, IAC-08-C4.5.9
- H. Huh, J. Driscoll, et al.; *Measured Effects of Shock Waves on Supersonic Hydrogen-Air Flames*, AIAA Paper 96-3035 (1996).
- R. Dubebout, J. P. Sislian, et al.; *Numerical Simulation of Hypersonic Shock-Induced Combustion Ramjets, J. Propulsion and Power*, 14, pp. 869-879 (1998).
- T. Arai, J. Kasahara, et al.; *Experiments of Pre-Mixed Shock-Induced Combustion Scramjet with Forebody-Wall Fuel Injection*, AIAA Paper, 2002-5243 (2002).
- Ben-Yakar, M. Kamel, et al.; *Experimental Investigation of H2 Transverse Jet Combustion in Hypervelocity Flows*, AIAA Paper (1996).

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

DATA UMUM

Nama Lengkap : Arif Nur Hakim
Tempat & Tgl. Lahir : Tegal, 10 Mei 1975
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : Pustekroket LAPAN
NIP. / NIM. : 19750510 199403 1 001
Pangkat / Gol. Ruang : III c
Jabatan Dalam Pekerjaan : Staf peneliti
Agama : Islam
Status Perkawinan : SUdah menikah

DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMA Muhammadiyah 2 Surabaya Tahun: 1993
STRATA 1 (S.1) : Kyushu University, Aeronautics and astronautics Tahun: 1999
STRATA 2 (S.2) : Kyushu University, Aeronautics and astronautics Tahun: 2001
STRATA 3 (S.3) : Kyushu University, Aeronautics and astronautics Tahun: 2008

ALAMAT

Alamat Rumah :
HP. : 0859 2065 7193
Alamat Kantor / Instansi :
Telp. :
Email: anhanet@gmail.com