

# PERANCANGAN DAN ANALISIS INTEGRASI HYPERSONIC WAVERIDER-INLET SCRAMJET (DESIGN AND ANALYSIS OF HYPERSONIC WAVERIDER- SCRAMJET INLET INTEGRATION)

Deden Ridwan Malik<sup>\*)</sup>, Romie Oktovianus Bura<sup>\*\*1)</sup>

<sup>\*)</sup> Alumnus Program Studi Aeronotika dan Astronotika, Institut Teknologi Bandung

<sup>\*\*)</sup> Kelompok Keahlian Fisika Terbang, Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara,  
Institut Teknologi Bandung

<sup>1)</sup>e-mail: romiebura@ae.itb.ac.id

## ABSTRACK

Nowadays, several hypersonic vehicle designs have existed and waverider is one of them. Waverider has been introduced for more than 50 years yet only a few have been operated. This is due to several difficulties in design processes dan propulsion system integration. The present research was conducted by designing general wedge-derived waverider and integrating it with scramjet inlet. The waverider design process is based on one-dimensional flowfield analysis, while the scramjet inlet integration is based on exergy analysis. Through this investigation, a design variable – Exergy Destruction Rate (EDR) – would be obtained to correlate the waverider design with the integration of scramjet inlet.

Keyword: *General wedge-derived waverider, Scramjet inlet, Exergy destruction rate, Design and integration*

## ABSTRAK

Hingga saat ini, sudah banyak desain wahana hipersonik yang telah hadir dan *waverider* adalah salah satunya. *Waverider* telah diperkenalkan lebih dari 50 tahun namun hanya beberapa wahana yang pernah diterbangkan. Ini disebabkan oleh beberapa kesulitan dalam proses perancangan dan integrasi sistem propulsi. Penelitian ini dilakukan dengan mendesain *general wedge-derived waverider* dan diintegrasikan dengan inlet *scramjet*. Proses desain *waverider* ini berdasarkan pada analisis aliran satu dimensi, sementara integrasi inlet *scramjet* berdasarkan pada analisis *exergy*. Melalui investigasi ini, suatu variabel desain – laju penghancuran *exergy* (EDR) – dapat diperoleh untuk mengkorelasikan desain *waverider* dengan integrasi inlet *scramjet*

Kata kunci: *General wedge-derived waverider, Inlet scramjet, Laju penghancuran exergy, Perancangan dan integrasi*

## 1 PENDAHULUAN

Wahana *waverider* diperkenalkan oleh Terrence Nonweiler di pertengahan abad ke-20 sebagai sebuah solusi konfigurasi wahana hipersonik (Anderson, 1989; Bertin, 1994). Ini dikarenakan *waverider* diyakini mampu memiliki efisiensi aerodinamika yang tinggi dibandingkan konfigurasi wahana hipersonik konvensional, semisal X-15. *Waverider* sendiri juga dirancang

berdasarkan beberapa bentuk sederhana seperti baji (*wedge*) ataupun kerucut (*cone*). Selain itu, untuk mampu terbang pada bilangan Mach yang tergolong tinggi ( $M > 5$ ), *scramjet* merupakan opsi mutlak sebagai sistem propulsi *air-breathing* (Anderson, 1989; Bertin, 1994). Hal ini dikarenakan *scramjet* mampu menjadi sistem propulsi *air-breathing* yang efisien, khususnya ketika dalam fasa jelajah. *Scramjet* atau

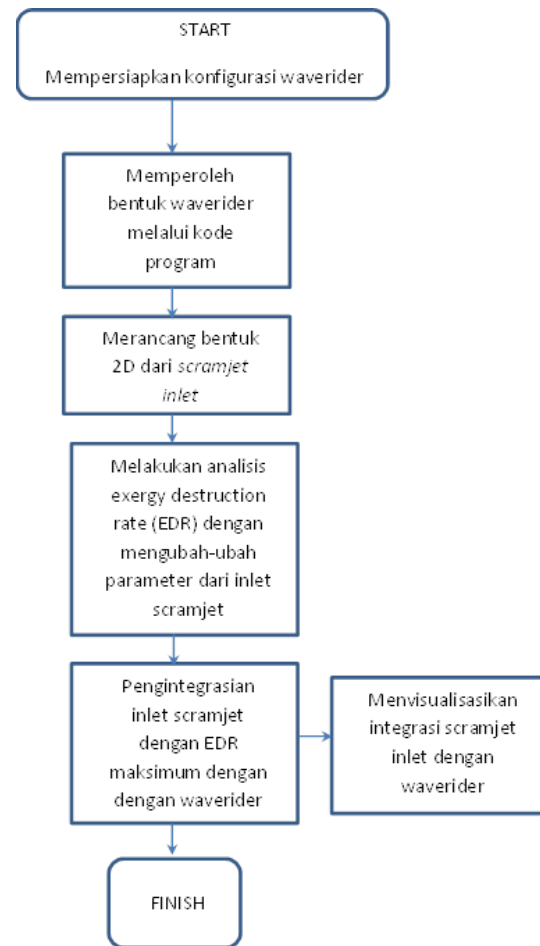
*supersonic-combustion ramjet* merupakan sistem propulsi hipersonik yang memiliki *flowpath* dengan kecepatan supersonik di semua bagian sistemnya. Hal ini berbeda dengan sistem propulsi *ramjet* konvensional yang memiliki *flowpath* dengan kecepatan subsonik di bagian tertentu dalam sistemnya, khususnya di bagian ruang bakar. Dari seluruh sistem propulsi *scramjet*, analisis integrasi inlet *scramjet* ini sangat penting mengingat bahwa bagian inilah yang menyuplai udara yang diperlukan dalam proses pembakaran dengan bahan bakar di bagian ruang bakar untuk menghasilkan gaya dorong. Oleh karena itu, penelitian ini menitikberatkan korelasi desain *waverider* dengan integrasi inlet *scramjet*.

## 2 METODOLOGI PENELITIAN

### 2.1 Prosedur Metodologi

Prosedur metodologi dapat dilihat pada Gambar 2-1. Perancangan diawali dengan membuat konfigurasi *waverider* dengan kode program, dengan analisis aliran satu dimensi (Anderson, 1990), sehingga dihasilkan koordinat geometri. Dengan perangkat lunak desain CATIA, dari koordinat geometri ini didapatkan suatu bentuk *waverider*. Lalu, perancangan inlet *scramjet* dilakukan dengan metode *Exergy Destruction Rate* (EDR) atau laju penghancuran *exergy*, yang dikembangkan oleh Markell (2005) dan Brewer (2006), dengan mengubah-ubah parameter inlet *scramjet*. Kemudian inlet *scramjet* dengan nilai EDR diintegrasikan dengan desain *waverider*. Hasil integrasi ini lalu dianalisis dan divisualisasikan.

*Exergy* adalah ukuran potensi yang dimiliki suatu sistem yang berinteraksi dengan sistem lainnya hingga mencapai kondisi seimbang. Analisis *exergy* adalah suatu metode yang menggunakan hukum kekekalan massa dan energi bersama-sama dengan hukum termodinamika kedua untuk merancang dan menganalisis suatu sistem termal.



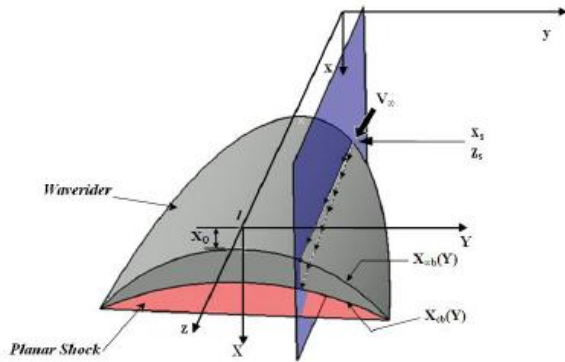
Gambar 2-1: Prosedur Metodologi

Hal-hal yang perlu diperhatikan dalam proses perancangan dan analisis integrasi *waverider-scramjet inlet* ini adalah:

- Konfigurasi dari integrasi *waverider-scramjet inlet* yang diperoleh merupakan konfigurasi dua dimensi,
- Artinya evaluasi *Exergy Destruction Rate* (EDR) merupakan evaluasi bagi inlet *scramjet* saja dengan tambahan variasi sudut defleksi permukaan *forebody*,
- Sehingga pengaruh tiga dimensi yang terdapat pada *waverider* tidak diperhitungkan,
- Selain itu, analisis gesekan antara permukaan dengan aliran hanya dilakukan pada bagian inlet saja, sedangkan pada permukaan *forebody* dan permukaan bagian atas tidak diperhitungkan,
- Namun demikian, oleh karena permukaan bagian bawah dari integrasi *waverider-scramjet inlet*

memiliki empat buah *oblique shock wave*, maka evaluasi *exergy destroyed rate* akibat keberadaan inlet *scramjet* dengan variasi sudut defleksi *oblique shock* dianggap cukup mewakili efisiensi secara keseluruhan dari integrasi *waverider-scramjet inlet*.

## 2.2 General Wedge-Derived Waverider



Gambar 2-2: General wedge-derived waverider [Rasmussen, 1994]

Sebuah *wedge-derived waverider* merupakan sebuah *waverider* yang dirancang berdasarkan gelombang kejut *planar* (2D) yang dihasilkan oleh suatu benda berbentuk baji/*wedge*. Dalam penelitian ini, dikembangkanlah *general wedge-derived waveriders* sebagaimana yang didesain oleh Rasmussen (1994), seperti pada Gambar 2-2.

Pada *waverider*, permukaan atas yang “bersih” disebut *freestream surface* sementara permukaan bawah yang ditutupi oleh gelombang kejut disebut *compression surface*.

Apabila *base plane* merupakan penampang *waverider* di  $z = l$ , maka *freestream surface trailing edge curve* dinyatakan sebagai:

$$x = x_{\infty b} \cdot y \quad (2-1)$$

Sedangkan *planar shock surface* dapat dinyatakan sebagai:

$$x_s = \tan \beta_w \cdot z_s \quad (2-2)$$

Perpotongan antara *planar shock surface* dengan *freestream surface* yakni  $x = x_s = x_{\infty b} \cdot y$  akan memberikan bentuk *leading edge waverider*.

$$z_s = \cot \beta_w \cdot x_{\infty b} \cdot y \quad (2-3)$$

Lalu, *streamline* pada *compression surface* yang berawal dari *leading edge* dapat dinyatakan sebagai:

$$x = x_s + (z - z_s) \cdot \tan \delta \quad (2-4)$$

Persamaan (2-2) dan (2-3) bisa disubstitusikan ke (2-4) menghasilkan:

$$x = \tan \delta \cdot z + \left(1 - \frac{1}{\sigma_w}\right) \cdot x_{\infty b} \cdot y \quad (2-5)$$

Dengan

$$\sigma_w \equiv \frac{\tan \beta_w}{\tan \delta} \quad (2-6)$$

Persamaan (2-5) yang merupakan fungsi bentuk *compression surface* dapat dihubungkan dengan *freestream surface* melalui persamaan (2-1):

$$x_{\infty b} \cdot y = \tan \delta \cdot z + \left(1 - \frac{1}{\sigma_w}\right) \cdot x_{\infty b} \cdot y \quad (2-7)$$

Untuk mempermudah proses perhitungan, dibuatlah bentuk-bentuk nondimensional berikut:

$$X_{\infty b} \equiv \frac{x_{\infty b}}{l \cdot \tan \delta} \quad X_{cb} \equiv \frac{x_{cb}}{l \cdot \tan \delta} \quad Y \equiv \frac{y}{l \cdot \tan \delta}$$

Pada *base plane*, perpotongan antara *freestream surface* dan *compression surface* kembali dinyatakan dalam variabel non-dimensional:

$$X_{cb} = X_{\infty b} \cdot Y \quad (2-8)$$

$$X_{cb} = 1 + \left(1 - \frac{1}{\sigma_w}\right) X_{\infty b} \cdot Y \quad (2-9)$$

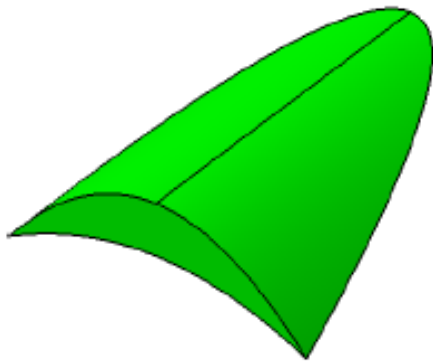
Ini dikarenakan diketahuinya  $X_{\infty b} = X_{cb} = \sigma_w$  dan  $Y = \sigma_w \cdot \tan \phi_l$  di  $z = l$ .  $\phi_l$  adalah sudut anhedral pada *base plane*.

Panjang setiap *streamline* yang sejajar bidang simetrinya dapat dicari dari persamaan berikut:

$$l_w = l \cdot \left\{1 - \frac{X_0}{\sigma_w}\right\} \quad (2-10)$$

Dengan  $X_0$  merupakan  $X_{\infty b}$  maksimum di  $Y = 0$ .

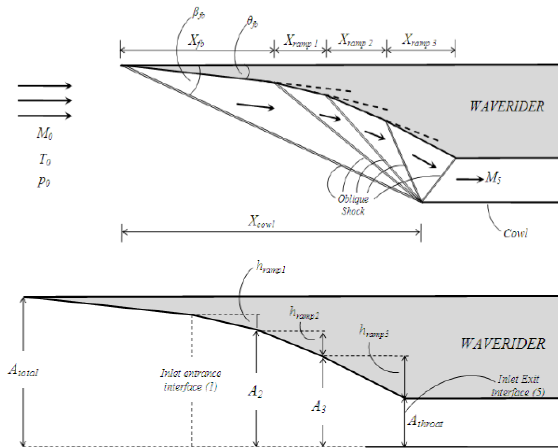
Hasil perancangan ini dapat dilihat pada Gambar 2-3, yaitu berupa wahana *waverider* tiga dimensi dengan parameter  $M = 7$ ,  $H = 30 \text{ km}$ ,  $\gamma = 1.4$ ,  $\beta_w = 15^\circ$ ,  $\phi_l = 50^\circ$ ,  $l_w = 1.0$ , dan  $X_0 = 0.5$



Gambar 2-3: Konfigurasi tiga dimensi waverider

## 2.2 Perancangan dan pemodelan Scramjet Inlet

Scramjet merupakan akronim dari *Supersonic-Combustion Ramjet* yang berarti *ramjet* yang melakukan pembakaran dengan aliran supersonik. Dalam penelitian ini, inlet *scramjet* yang dikaji adalah *mixed external-internal compression* yang terdiri atas tiga *ramps*, seperti pada Gambar 2-4.



Gambar 2-4: Tipe inlet scramjet

Studi tentang *shock system* dalam inlet hipersonik ini dapat dilihat pada tesis Bura (2004). Terdapat empat buah variabel desain yang dijadikan *input* untuk desain, yaitu panjang horizontal *forebody* ( $X_{fb}$ ), panjang horizontal dari *ramp* pertama ( $X_{ramp1}$ ) dan *ramp* kedua ( $X_{ramp2}$ ), serta panjang horizontal dari *cowl lip* ( $X_{cowl}$ ). Dasar penentuan dari variabel-variabel tersebut adalah terjadinya kondisi “*shock-on-lip*”

Prosedur analisisnya adalah sebagai berikut:

- Tentukan keempat variabel desain di atas

- $A_{total}$  bisa dicari dengan persamaan berikut:

$$A_{total} = X_{cowl} \cdot \tan \beta_{fb} \quad (2-11)$$

- Tentukan *mass flow rate*:

$$\dot{m} = \rho_0 A_{total} V_0 \quad (2-12)$$

- Tentukan ketinggian dari *forebody* ( $h_{fb}$ ) dengan menggunakan persamaan

$$h_{fb} = X_{fb} \cdot \tan \theta_{fb} \quad (2-13)$$

- Sudut *shockwave* yang keluar dari *ramp* pertama dengan panjang horizontal memiliki hubungan geometri ini:

$$\beta_1 = \tan^{-1} \left[ \frac{A_{total} - h_{fb}}{X_{cowl} - X_{fb}} \right] - \theta_{fb} \quad (2-14)$$

- Dengan *oblique shockwave equation* (OSE), sudut defleksi *ramp* pertama ( $\theta_{ramp1}$ ), dan *irreversibility*-nya bisa dihitung

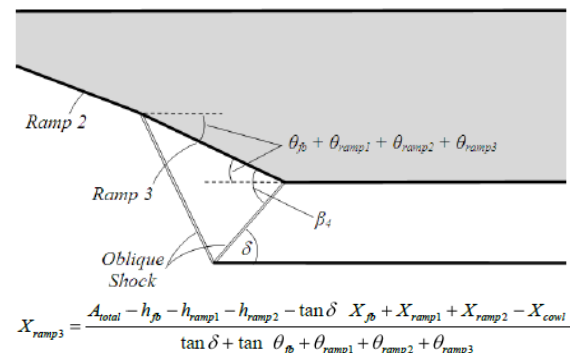
- Tinggi *ramp* pertama dihitung dengan:

$$h_{ramp1} = X_{ramp1} \cdot \tan(\theta_{fb} + \theta_{ramp1}) \quad (2-15)$$

- Langkah 5-7 diulangi lagi hingga *ramp* kedua

- Dengan mengetahui sudut defleksi *forebody* dan semua *ramp* serta bilangan Mach di depan *cowl* ( $M_3$ ), maka *cowl shock angle* ( $\beta_4$ ) dapat dihitung dengan OSE.

- Panjang dari *ramp* ketiga ( $X_{ramp3}$ ) dapat dicari dengan hubungan geometris yang tampak pada Gambar 2-5.



Gambar 2-5: Definisi geometris ramp 3

- Ketinggian dari *third ramp* ( $h_{ramp3}$ ) juga bisa dicarikan dengan:

$$h_{ramp3} = X_{ramp3} \cdot \tan(\theta_{fb} + \sum_{i=ramp1}^{ramp3} \theta_i) \quad (2-16)$$

Terdapat dua batasan geometris yang diterapkan yakni:

$$X_{inlet} = \sum_{i=forebody}^{ramp3} X_i \leq 0.85L_{waverider} \quad (2-17)$$

$$\sum_{i=forebody}^{ramp2} X_i < X_{cowl} < \sum_{i=forebody}^{ramp3} X_i \quad (2-18)$$

Batasan pertama ditujukan untuk mengurangi span dari *waverider* sementara yang kedua bertujuan untuk mencegah *shockwave* masuk ke dalam ruang bakar.

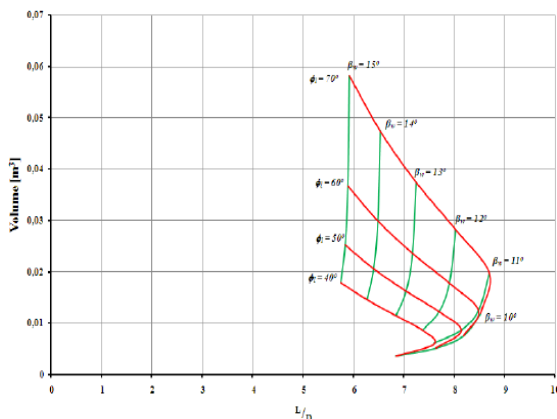
### 3 HASIL DAN PEMBAHASAN

#### 3.1 Pengaruh Perubahan Variabel Perancangan *Waverider*

Beberapa variabel perancangan yang diperhatikan di sini termasuk *lift to drag ratio* (L/D), dan volume *fuselage* ( $V$ ) dapat dilihat pada Tabel 3-1. Hasil dari efek variasi tersebut disajikan pada grafik dalam Gambar 3-1.

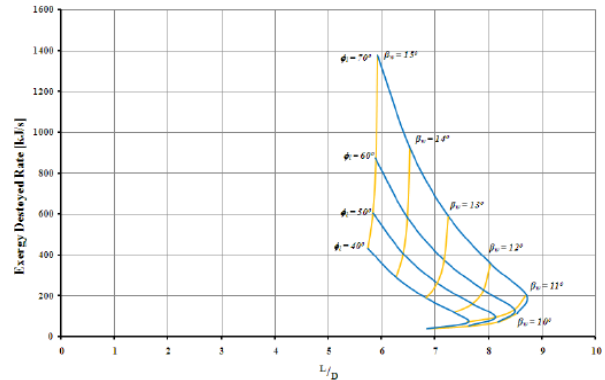
Tabel 3-1: DATA VARIASI YANG DIGUNAKAN DALAM PERANCANGAN WAYERIDER

Parameter Masukan Perancangan	M	H [m]	$\gamma$	$l$ [m]	$X_D$ [m]	$\beta_w$ [deg]	$\phi_1$ [deg]
Harga tetap	7.0	30000	1.4	1.0	0.0	-	-
Rentang harga	-	-	-	-	-	9.0 - 15.0	40.0 - 70.0

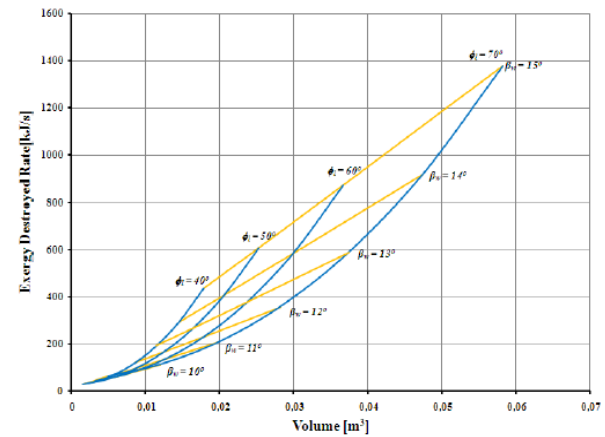


Gambar 3-1: Pengaruh variasi  $\beta_w$  dan  $\phi_1$  terhadap L/D dan  $V$

Selain itu variasi geometris dari *waverider* juga dapat mempengaruhi nilai EDR yang disajikan pada grafik-grafik di Gambar 3-2 dan 3-3.



Gambar 3-2: Pengaruh variasi  $\beta_w$  dan  $\phi_1$  terhadap L/D dan EDR



Gambar 3-3: Pengaruh variasi  $\beta_w$  dan  $\phi_1$  terhadap L/D dan EDR

#### 3.2 Pengaruh Perubahan Variabel Perancangan Inlet *Scramjet*

Variabel perancangan inlet *scramjet* yang diperhatikan di sini dapat dilihat pada Tabel 3-2, 3-3 dan variasinya pada Tabel 3-4. Hasil dari efek variasi tersebut disajikan pada grafik dalam Gambar 3-3 dan 3-4.

Tabel 3-2: DATA KONSTANTA YANG DIGUNAKAN DALAM MERANCANG INLET SCRAMJET

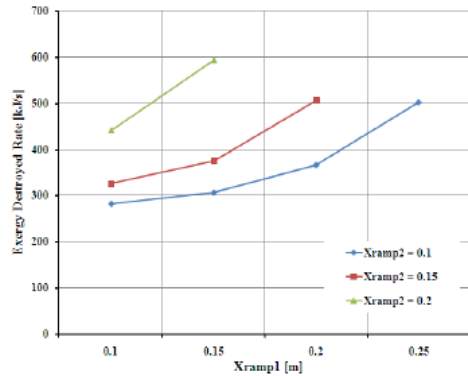
	M	H [km]	$\gamma$	$l$ [m]	$X_D$ [m]	$\beta_w$ [deg]	$\phi_1$ [deg]
Harga tetap	7.0	30	1.4	1.0	0.5	10.0	40.0

Tabel 3-3: BATASAN VARIABEL YANG DIGUNAKAN DALAM MERANCANG INLET SCRAMJET

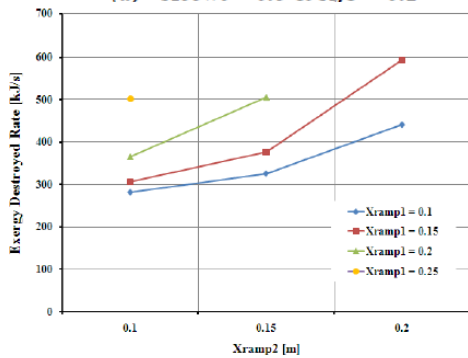
Variabel	Batasan
Third ramp mach number	$M_4 > 1.0$
Exit inlet mach number	$M_5 > 1.0$
Forebody deflection angle	$\theta_{fb} > 0.0$
First ramp deflection angle	$\theta_{ramp1} > 0.0$
Second ramp deflection angle	$\theta_{ramp2} > 0.0$
Entropy	$S_{irr} > 0.0$

Tabel 3-4: RENTANG VARIASI YANG DIGUNAKAN DALAM MERANCANG INLET SCRAMJET

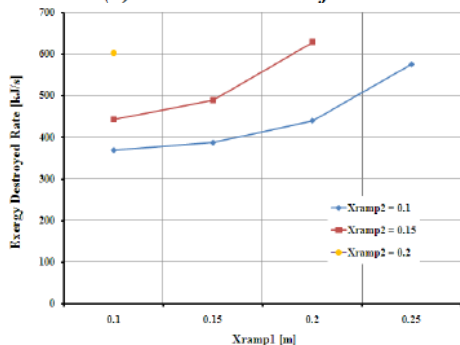
Scramjet Inlet input				
	$X_{fb}$	$X_{ramp1}$	$X_{ramp2}$	$X_{cowl}$
Rentang Harga	0.1 – 0.5	0.1 – 0.4	0.1 – 0.4	0.4 – 0.8



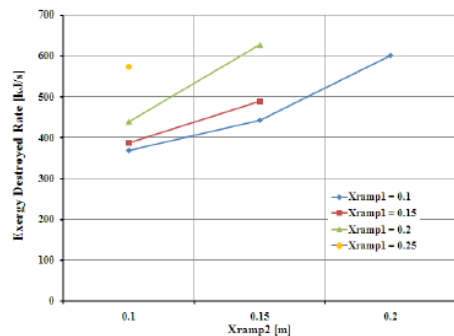
(a)  $X_{cowl} = 0.5$  &  $X_{fb} = 0.1$



(b)  $X_{cowl} = 0.5$  &  $X_{fb} = 0.1$



(c)  $X_{cowl} = 0.6$  &  $X_{fb} = 0.2$



(d)  $X_{cowl} = 0.6$  &  $X_{fb} = 0.2$

Gambar 3-4: Pengaruh variasi  $X_{ramp1}$  dan  $X_{ramp2}$  terhadap EDR

Data pada grafik-grafik di atas dapat disimpulkan di dalam Tabel 3-5.

Tabel 3-5: RENTANG NILAI EDR UNTUK BERBAGAI KONFIGURASI

	Minimum Exergy Destroyed Rate [kJ/s]		Maximum Exergy Destroyed Rate [kJ/s]	
	Konfigurasi	Nilai	Konfigurasi	Nilai
	$X_{cowl} = 0.4$	$X_{fb} = 0.1, X_{ramp1} = 0.1, X_{ramp2} = 0.1$	268.093	$X_{fb} = 0.1, X_{ramp1} = 0.1, X_{ramp2} = 0.15$
$X_{cowl} = 0.5$	$X_{fb} = 0.1, X_{ramp1} = 0.1, X_{ramp2} = 0.1$	281.657	$X_{fb} = 0.2, X_{ramp1} = 0.1, X_{ramp2} = 0.15$	613.08
$X_{cowl} = 0.6$	$X_{fb} = 0.2, X_{ramp1} = 0.1, X_{ramp2} = 0.1$	368.923	$X_{fb} = 0.2, X_{ramp1} = 0.2, X_{ramp2} = 0.15$	628.23
$X_{cowl} = 0.7$	$X_{fb} = 0.2, X_{ramp1} = 0.15, X_{ramp2} = 0.1$	402.878	$X_{fb} = 0.2, X_{ramp1} = 0.1, X_{ramp2} = 0.3$	858.08
$X_{cowl} = 0.8$	$X_{fb} = 0.2, X_{ramp1} = 0.1, X_{ramp2} = 0.4$	646.55	$X_{fb} = 0.3, X_{ramp1} = 0.3, X_{ramp2} = 0.1$	1149.29

### 3.3 Integrasi Waverider Dengan Inlet Scramjet

Untuk integrasi waverider dengan inlet scramjet, konstanta dan variasi beberapa parameter dapat dilihat pada Tabel 3-6.

Tabel 3-6: KONSTANTA DAN VARIASI BEBERAPA PARAMETER YANG DIGUNAKAN

Harga tetap untuk beberapa variabel masukan proses integrasi waverider-scramjet inlet

	M	H [m]	$\gamma$	$l$ [m]	$X_b$ [m]
Harga tetap	7.0	30000	1.4	1.0	0.0

Rentang harga untuk proses integrasi waverider-scramjet inlet

	Rentang harga	Kenaikan Harga
$\beta_w$ [deg]	9.0 – 15.0	1.0
$\phi$ [deg]	40.0 – 70.0	10.0
$X_{cowl}$ [m]	0.4 – 0.8	0.1
$X_{fb}$ [m]	0.1 – 0.5	0.1
$X_{ramp1}$ [m]	0.1 – 0.4	0.05
$X_{ramp2}$ [m]	0.1 – 0.4	0.05

Lalu integrasi waverider dengan inlet scramjet dapat dibagi atas dua kriteria yang berdasarkan maksimum dan minimum EDR. Hasil perhitungan berbagai konfigurasi waverider-scramjet inlet ini dapat dilihat pada tabel 3-7, sedangkan visualisasi dalam 2D dapat dilihat pada Gambar 3-5.



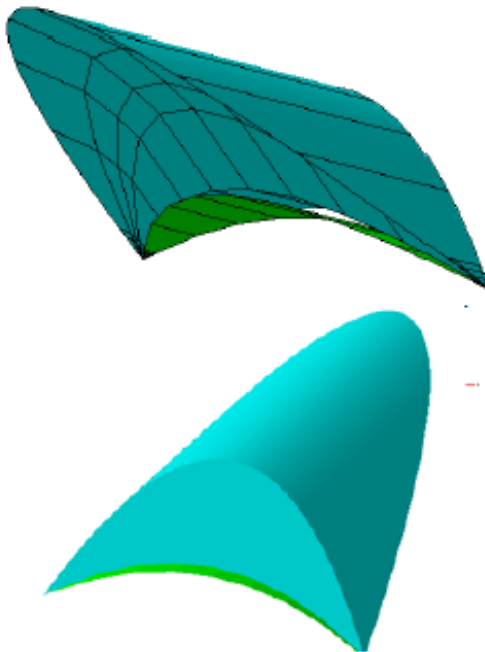
Tabel 3-7: BERBAGAI VARIASI KONFIGURASI BERDASARKAN KRITERIA EDR YANG BERBEDA

*Konfigurasi dua dimensi waverider –scramjet inlet terintegrasi berdasarkan kriteria maksimum exergy destroyed rate.*

	Konfigurasi 1 (Maximum total exergy destroyed rate)	Konfigurasi 2 (Maximum Exergy destroyed rate by Pressure)	Konfigurasi 3 (Maximum Exergy destroyed rate by Friction)
$\beta_w$ [deg]	14.0	14.0	11.0
$\phi_1$ [deg]	50.0	50.0	40.0
$X_{ramp1}$ [m]	0.8	0.8	0.8
$X_{fb}$ [m]	0.3	0.3	0.4
$X_{ramp2}$ [m]	0.35	0.35	0.2
$X_{ramp3}$ [m]	0.1	0.1	0.1

*Konfigurasi dua dimensi waverider –scramjet inlet terintegrasi berdasarkan kriteria minimum exergy destroyed rate.*

	Konfigurasi 4 (Minimum Exergy destroyed rate)	Konfigurasi 5 (Minimum Exergy destroyed rate by Pressure)	Konfigurasi 6 (Minimum Exergy destroyed rate by Friction)
$\beta_w$ [deg]	9.0	9.0	11.0
$\phi_1$ [deg]	40.0	40.0	40.0
$X_{ramp1}$ [m]	0.4	0.6	0.4
$X_{fb}$ [m]	0.1	0.1	0.1
$X_{ramp2}$ [m]	0.1	0.1	0.1
$X_{ramp3}$ [m]	0.1	0.1	0.15



Gambar 3-5: Plot 3D hasil integrasi salah satu waverider dengan inlet scramjet

### 3.4 Pembahasan

Dari grafik-grafik yang diperoleh dalam perancangan waverider, dapat dilihat bahwa L/D ratio berkurang seiring menurunnya  $\beta_w$ . Hal ini disebabkan karena *compression ratio* berkurang ketika sudut *shockwave* mengecil. Peningkatan anedral berpengaruh terhadap berkurangnya luas *planform* sehingga juga mengurangi L/D ratio.

Volume waverider sebaliknya berbanding lurus terhadap  $\beta_w$  dan  $\phi_1$ . Hal ini tampak dari nilai maksimum dan minimum dari volume berhubungan

langsung dengan nilai maksimum dan minimum dari  $\beta_w$  dan  $\phi_1$ .

Sebaliknya, EDR merupakan fungsi dari gaya hambat. Hal ini menyebabkan adanya keterkaitan EDR dengan L/D ratio yang menyebabkannya berkaitan pula dengan  $\beta_w$  dan  $\phi_1$ . Dapat dilihat pada Gambar 3-2 dan 3-3 bahwa EDR maksimum diperoleh ketika  $\phi_1$  maksimum (*wetted area* yang paling besar).

Selanjutnya mengenai pengaruh  $X_{ramp1}$  dan  $X_{ramp2}$  terhadap EDR. Pada Gambar 3-4, penambahan  $X_{ramp1}$  menyebabkan peningkatan EDR. Karena  $\theta_{ramp3}$  ikut meningkat yang kemudian menyebabkan *oblique shock* terakhir menjadi lebih kuat. Tren ini berlaku hingga  $X_{cowl} = 0.7$  dan  $X_{fb} = 0.4$ . Namun pada  $X_{cowl} = 0.8$ , hasil program tidak membentuk kurva yang berpola sehingga tidak ditampilkan di sini.

Pada Tabel 3-7, bisa dilihat konfigurasi yang memberikan nilai EDR maksimum atau minimum. Sebagai contoh, nilai maksimum untuk dan  $X_{cowl} = 0.4$  terjadi pada  $X_{fb} = 0.1$ ,  $X_{ramp1} = 0.1$ ,  $X_{ramp2} = 0.15$ , dengan EDR sebesar 431.03 kJ/s. Sementara itu, nilai minimum terjadi pada  $X_{fb} = 0.1$ ,  $X_{ramp1} = 0.1$ ,  $X_{ramp2} = 0.1$  dengan EDR sebesar 268.093 kJ/s. Nilai EDR tertinggi yang diperoleh adalah sebesar 1149.29 kJ/s sementara yang paling rendah adalah sebesar 268.093 kJ/s.

Setelah dilakukan integrasi inlet *scramjet* dengan waverider, dapat dilihat bahwa pengaruh integrasi sangat signifikan; EDR maksimum tidak terjadi pada sudut defleksi aliran yang maksimum dan sebaliknya. Namun perlu diingat bahwa proses integrasi ini hanya berdasarkan pada analisis aliran 2D. Masih terdapat kemungkinan bahwa efek aliran 3D dapat mempengaruhi EDR.

## 4 KESIMPULAN

Dari analisis integrasi inlet *scramjet* dengan waverider di atas dapat disimpulkan sebagai berikut:

- Untuk merancang *waverider*, dapat dilakukan pendekatan geometris yang dapat memberikan prediksi model yang cukup baik,
- Untuk rentang nilai tertentu, sudut defleksi aliran dan anhedral pada *base plane* dapat mempengaruhi *waverider* dari segi L/D ratio, volume, dan *Exergy Destruction Rate* (EDR),
- Setelah proses integrasi dilakukan, secara umum konfigurasi 2D dengan kriteria minimum EDR menghasilkan inlet yang lebih ramping,
- Variabel EDR dapat menghubungkan proses perancangan *waverider* dengan perancangan inlet *scramjet*, sehingga nantinya dapat mempermudah proses integrasi.

## 5 KAJIAN BERIKUT

- Untuk analisis ke depan, akan dikaji desain *waverider* berbasis *cone-based waverider* yang pada dasarnya merupakan konfigurasi tiga dimensi dan memiliki efisiensi aerodinamika yang lebih baik (Lobbia, 2005),
- Selain itu analisis inlet *scramjet* juga akan dikembangkan dengan memperhitungkan pengaruh gesekan dan bagian-bagian lainnya yang tidak diperhitungkan dalam analisis ini,
- Dengan demikian dapat dilakukan analisis *waverider* – inlet *scramjet* yang lebih komprehensif dengan menggunakan variabel desain laju penghancuran *exergy* (EDR),
- Analisis berbasis EDR ini dapat dikembangkan tidak saja pada bagian inlet *scramjet*, namun pada bagian-bagian *waverider* seperti pada *combustor* dan *nozzle*.

## DAFTAR RUJUKAN

- Anderson, John D., 1990. *Modern Compressible Flow with Historical Perspective 2<sup>nd</sup> ed.*, New York: McGraw-Hill Book Company.
- Anderson, John D., 1989. *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*, New York: McGraw-Hill Book Company.
- Bertin, John J., 1994. *Hypersonic Aerothermodynamics*, Air Force Institute of Technology Wright-Patterson AFB, Ohio.
- Bura, Romie O., 2004. *Investigation of Laminar/Transitional Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions in Hypersonic Flows*, PhD Thesis, University of Southampton.
- Brewer, Keith Merritt, 2006. *Exergy Methods for the Mission-Level Analysis and Optimization of Generic Hypersonic Vehicle*, Blacksburg, Virginia Polytechnic Institute and State University, Virginia, USA.
- Lobbia, Marcus, 2005. *Waverider* : M. Lobbia, [Online] 2005. [Cited: September 4, 2008] <http://lobbia.org>.
- Markell, Kyle Charles, 2005. *Exergy Methods for the Generic Analysis and Optimization of Hypersonic Vehicle Concepts*, Blacksburg, Virginia Polytechnic Institute and State University, Virginia, USA.
- Rasmussen, Maurice, 1994. *Hypersonic Flow*, New York: John Wiley & Sons, Inc. 1994.