

PENGARUH BENTUK PLANFORM SAYAP TERHADAP KARAKTERISTIK TERBANG PESAWAT TAK BERAWAK YANG DILUNCURKAN ROKET

WING PLANFORM INFLUENCE ON FLIGHT CHARACTERISTIC OF ROCKET-LAUNCHED UNMANNED AIR-VEHICLE

Larasmoyo Nugroho

Pusat Teknologi Wahana Dirgantara-LAPAN

Rumpin Serpong

e-mail: larasmoyo@gmail.com

ABSTRACT

Design of the wing planform depended on some geometry key factors such as aspect ratio, sweep angle, taper ratio, and angle of incidence. The search for optimum flight characteristic could be observed from aerodynamic coefficients, flight stability, flight dynamic, flight performance, and flight quality. To examine the design of the wing planform, this paper presented an experiment that modify few factors of wing geometry and simulated it concerning the launching phase of the unmanned air-vehicle or UAV using rocket as booster. The optimal design of the wing is a prerequisite for the UAV to achieve its main mission as a national defense missile. Using X-Plane v 8.6 as a flight simulation tool, the experimental results showed that a hybrid wing could produce an intermediate grade flight characteristic between rectangular wing and delta wing. Rectangular wing tended to produce a highly pitch-up trajectory when catapulted by a rocket booster, while delta wing produced a more stable pitch attitude and more better flight performance. This experiment showed that hybrid wing was the appropriate choice for subsonic jet UAV that had to be launched by rocket.

Keywords: *Wing planform, Flight Characteristic, Rocket, UAV.*

ABSTRAK

Rancang bentuk wing planform bergantung pada beberapa faktor seperti aspect ratio, sweep angle, taper ratio, dan angle of incidence. Optimalisasi karakteristik terbang suatu wahana dapat dicermati dari koefisien aerodinamika, kestabilan terbang, dinamika terbang, prestasi terbang, dan kualitas terbang. Untuk menguji rancang bentuk wing planform dari sebuah pesawat tak berawak atau unmanned air vehicle (UAV) dilakukan sebuah percobaan mengubah beberapa faktor bentuk sayap dan menyimulasikannya pada fase peluncuran UAV menggunakan roket. Desain sayap yang optimal akan diaplikasikan pada UAV untuk memenuhi misi utamanya sebagai rudal nasional. Software X-Plane v 8.6 digunakan sebagai alat untuk menyimulasikan trayektori terbang. Hasil percobaan menunjukkan bahwa sayap hibrida menghasilkan kualitas terbang di tengah-tengah antara sayap rectangular dan sayap delta. Sayap rectangular cenderung menimbulkan momen pitch-up yang tinggi ketika wahana dilontarkan oleh roket sebagai booster sehingga wahana terbang terlalu tinggi. Sementara sayap delta menghasilkan sikap sudut pitch yang lebih stabil sehingga wahana mampu terbang lebih jauh. Paper ini menerangkan mengapa planform sayap hibrida paling tepat diaplikasikan pada UAV jet subsonic yang dilontarkan menggunakan roket.

Kata Kunci: *Bentuk Planform Sayap, Karakteristik Terbang, Roket, UAV.*

PENDAHULUAN

Rudal jelajah bagi angkatan laut bertugas melindungi kapal dari kapal lain.¹ Indonesia membeli dan mengupayakan *transfer of technology* dari Negeri Cina.² Rudal C-705 dan C-802 sebetulnya memiliki tugas yang sama, yaitu *surface-to-surface missile*. Namun yang membedakan adalah desain planform sayapnya. C-802 memiliki planform sayap delta yang diarahkan untuk menandingi Harpoon dan Exocet, sedangkan C-705 dengan planform sayap *rectangle* diarahkan untuk menandingi Tomahawk.

Perbedaan desain planform sayap ini lahir dari keberadaan dua filosofi mendasar pengendalian roket, yaitu *Roll-to-turn* dan *Yaw/Pitch-to-turn*. Desain planform sayap ini memiliki dampak yang sangat nyata pada karakteristik terbang wahana.

Karakteristik terbang wahana adalah perilaku terbang yang dialami wahana ketika sedang menjalani fase terbang *take-off, climbing, cruising, descending, dan landing*.³ Untuk pembahasan *paper* ini, fase terbang yang dikaji adalah fase *take-off* dengan wahana terbang bertipe Tomahawk, yaitu sebuah wahana terbang yang menggunakan roket sebagai *booster* dan jet sebagai *sustainer* dengan pola kendali *Roll-to-Turn*.

Tujuan penelitian ini adalah mendesain planform sayap yang menghasilkan karakteristik terbang optimum, dengan cara memahami terlebih dahulu komponen-komponen pembentuk planform sayap, menganalisis dampak sudut *sweep* sayap pada koefisien aerodinamika pesawat dan menentukan faktor kunci yang mengatur kestabilan dan dinamika terbang pada fase *take-off*. Pola analisis dampak sudut *sweep* terhadap karakteristik terbang telah dikaji metodenya oleh Foster⁴ dengan cara mengomparasi *handling quality* lalu dikompilasi menjadi diagram tingkat

flight quality. Gambar berikut ini adalah tiga pesawat ukuran kecil dengan planform dan faktor-faktor kunci yang berbeda.

Faktor-faktor kunci ini akan dioptimasi agar menghasilkan wahana UAV dengan karakteristik terbang optimum, yaitu prestasi terbang tinggi yang tetap masih bisa dikendalikan pilot.

TEORI

Formula memprediksi Span Sayap seperti di bawah ini,

$$L = 0.5 * \rho * V^2 * S * CL \quad (1)$$

$$span = \frac{W}{0.5 * \rho * V^2 * c * CL_0} \quad (2)$$

Di mana:

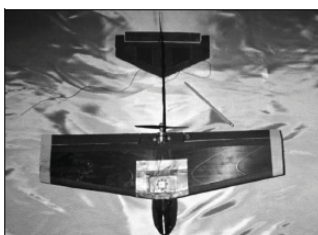
$$L = W,$$

$$S = c * span$$

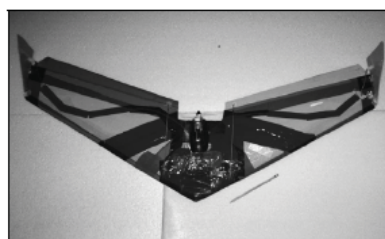
Untuk sayap dengan flap menjadi,

$$span = \frac{W}{0.5 * \rho * V^2 * c * 0.5 * (CL_0 + CL_w \text{ flap})}$$

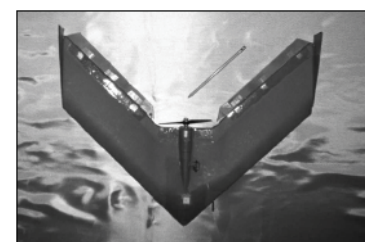
Berdasar percobaan yang telah dilakukan NASA, sayap *rectangle* memiliki karakteristik *lift* lebih baik daripada sayap yang memiliki sudut *sweep* besar, namun konsekuensi yang harus dialami adalah adanya *drag* yang cukup besar. Implikasi yang tidak diinginkan dari *drag* yang besar ini adalah adanya momen *pitch-up* yang sangat besar.



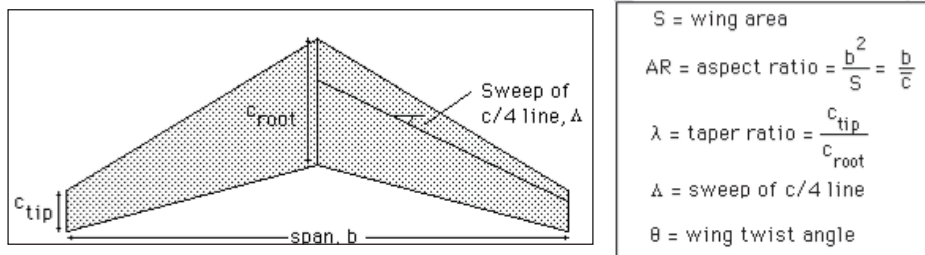
Gambar 1. Stableyes⁴



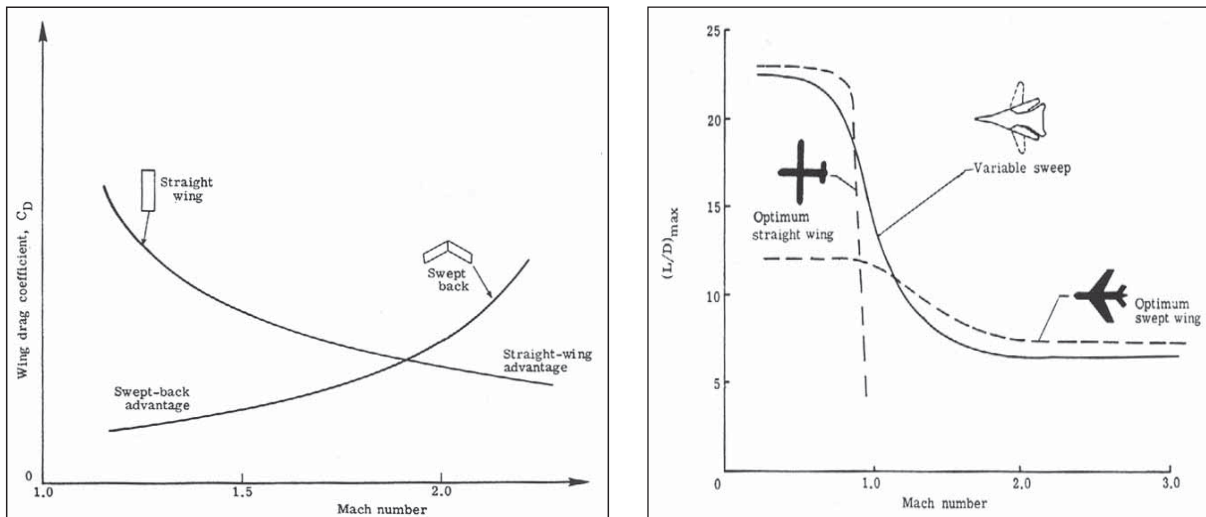
Gambar 2. Zagi⁴



Gambar 3. Procerus⁴



Gambar 4. Bentuk Planform Sayap dan Faktor-faktor Pembentuknya⁵



Gambar 5. Pengaruh sudut *Sweep* terhadap nilai CL dan CD ⁶

METODOLOGI

High-Speed Flying Testbed versi 2 (HSFTB v2) adalah pesawat jet yang diluncurkan dari launcher dengan menggunakan roket *booster*. Pada saat motor roket *burn out*, diadakan separasi untuk memisahkan HSFTB dari *booster*-nya, dan kemudian wahana ini akan terbang dengan menggunakan mesin turbojetnya sendiri. Dalam proses rancangan awal HSFTB, pertama-tama yang dirancang adalah wahana terbangnya sendiri, tanpa roket (*booster*). Berdasarkan hasil studi literatur, telah dirancang beberapa desain *prototype* dari wahana HSFTB.

Proses perancangan dimulai dengan evaluasi massa komponen dari wahana ini. Pada *paper* sebelumnya⁴, diperlihatkan prediksi massa komponen-komponen yang terdapat pada *highspeed platform*. Prediksi massa yang akurat sangat dibutuhkan untuk *preliminary design*.

Dalam hal ini ada catatan, yaitu massa *fuel* untuk sementara disesuaikan hanya untuk

pengujian sementara. Untuk selanjutnya, jika uji terbang lancar, massa bahan bakar akan direlokasi. Total massa HSFTB v2 adalah sebesar 25.4 kg, yang kemudian dibulatkan menjadi 25 kg.

Airfoil yang dipilih adalah NACA 0012. *Airfoil* ini banyak digunakan pesawat tempur *subsonic* zaman Perang Dunia II, yang operasional *velocity*-nya bisa mencapai 800 km/jam. *Airfoil* ini juga banyak digunakan untuk ekor pesawat. Kelemahan *airfoil* simetri adalah nilai koefisien gaya angkat maksimumnya (Cl_{max}) hanya antara 1 sampai 1.1. Dalam prediksi gaya angkat untuk *take-off*, diasumsikan Cl -nya hanya 0.9. Sementara untuk *cruise*, Cl -nya diasumsikan 0.3. Hal ini disesuaikan dengan sudut pasang sayap yang besarnya 3 derajat (+).

Dengan menggunakan data massa ini maka dapat diprediksi luas sayap yang dibutuhkan untuk *take-off* dan *cruise*. Untuk memprediksi luas sayap pada kondisi ini, pertama diasumsikan *constant-chord* dengan panjang *chord* 0.4 meter. Diasumsikan juga terbang di atmosfer level bawah

(tidak lebih dari ketinggian 1 km) sehingga ρ (kerapatan udara) bisa diasumsikan harganya mendekati 1.

Dengan data massa rho dan chord ini maka dapat dibuat tabel kebutuhan panjang sayap untuk *take-off* dan *cruise*, seperti yang diperlihatkan pada Tabel 1.

Satuan panjangnya dalam Tabel 1 di atas adalah meter. Velocity dalam km/jam. *Wingspan* yang digambarkan di sini adalah dari *tip* kiri

Tabel 1. Data luas sayap yang dibutuhkan pada berbagai kecepatan

Velocity	Wingspan Needed	
	No Flap-Cruise	Flap-Take-off
110	3.96	2.38
120	3.33	2.00
130	2.84	1.70
140	2.45	1.47

Catatan: $L=25.4\text{kg} \cdot 9.8=237$, $v=0.4M$, S , $cL=0.3$, $c=0.4m$.⁷

sampai *tip* kanan. Berdasarkan Tabel 1, telah ditentukan *design* awal *wingspan* sebesar 2.4 meter maka untuk *take-off* dibutuhkan *velocity* antara 110-120 km/jam. Jika *Flap* yang digunakan lebih dari 0.5 *span*, *velocity* untuk *take-off* bisa lebih rendah. Untuk *span* 2.4 meter, *velocity cruise effective*-nya hanya antara 130-140 km/jam. Jika melebihi kecepatan ini maka akan terjadi kelebihan gaya angkat.

Berdasarkan kriteria desain dari komponen-komponen wahana di atas maka berikut ini ditampilkan tiga alternatif desain. Pertama dengan *rectangular wing*, yang kedua sayap delta, yang ketiga adalah sayap hibrida.

Tabel 2 adalah dimensi wahana yang dipakai untuk merancang pesawat HSFTB yang akan digunakan sebagai wahana uji terbang.

Booster yang dapat digunakan untuk meluncurkan HSFTB dari launcher, yaitu Spesifikasi roket adalah diameter 70 mm, panjang 40 mm, gaya dorong 70 kg, berat kosong 1,8 kg, berat isi 2,5 kg, waktu bakar 2 detik. Grafik 1 adalah grafik yang menampilkan lama pembakaran roket.

Tabel 2. Spesifikasi Ketiga Alternatif Desain HSFTB

	Rectangle	Delta	Hybrid - closed	Hybrid - open
Length	2.3 m	2.3 m	2.8 m	2.8 m
Height	0.6 m	0.6 m	0.6 m	0.6 m
Weight	25 kg	30 kg	32 kg	32 kg
Wing Span	2.4 m	1.6 m	1.2 m	2.4 m
Chord	0.4 m	1 m – root delta 0.4 m – tip delta	0.9 – root delta 0.4 – tip delta	0.9 – root delta 0.4 – tip delta 0.4 – rectangle
Wing Surface Area	0.96 m ²	1.12 m ²	1.17 m ²	1.26 m ²
T/W	0.8	0.66	0.625	0.625
W/S	26 kg/m ²	26.8 kg/m ²	27.3 kg/m ²	25.4 kg/m ²
Aspect Ratio	6	2.3	1.85	3.925
Taper Ratio	1	0.4	0.44	
Sudut Sweep	0 derajat	37.8 derajat	39 derajat	39 derajat + 0 derajat

Spesifikasi Mesin Turbojet

Power Plant : Jetcat Turbinejet P-200

Thrust : 20 kg

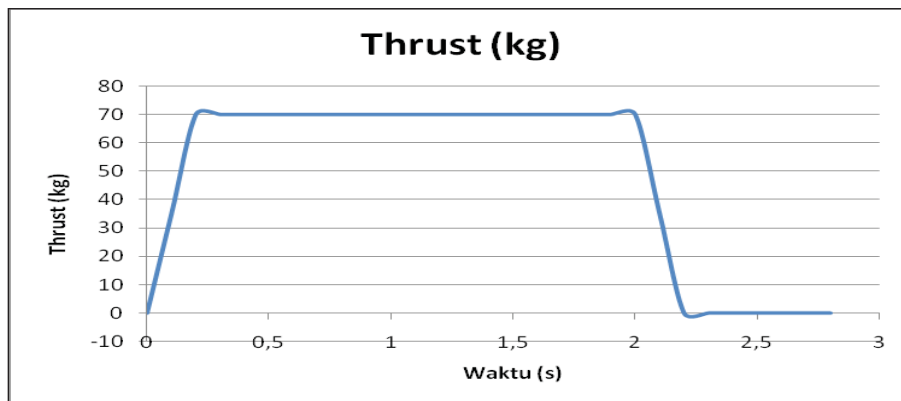
Diameter : 14 cm

Catatan :

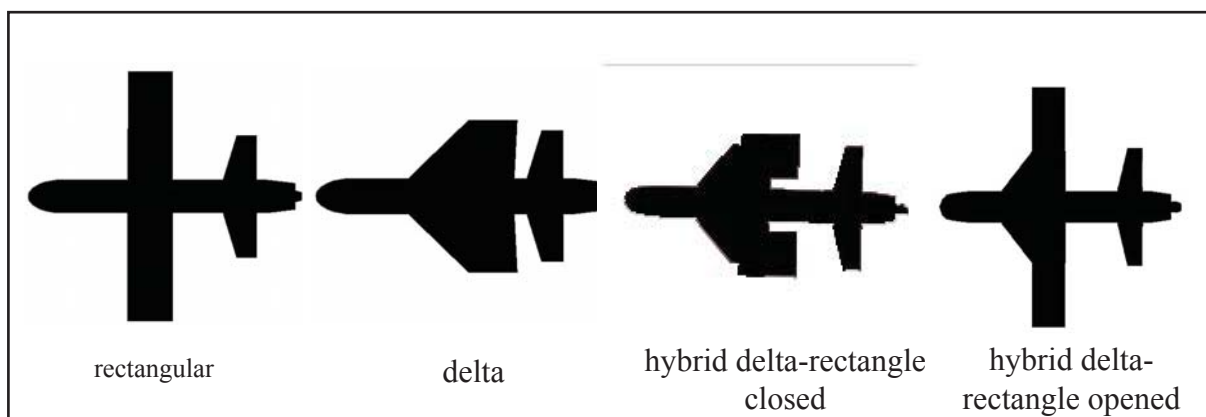
Diameter fuselage 30 cm adalah variable yang tetap

Sayap *rectangle* dan delta diberikan wing incidence 3 derajat

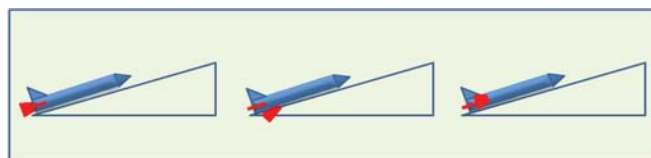
delta-swept (setengah span delta no incidence + setengah span sayap 0012 dg incidence 3 deg)



Grafik 1. Profile Thrust Roket 70mm



Gambar 6. Desain HSFTB v2 dengan sayap rectangular, delta, hybrid delta-rectangle



Gambar 7. Alternatif posisi penempatan booster

Untuk penempatannya pada HSFTB ada 3 kemungkinan, yaitu:

1. Posisi sumbu longitudinal motor roket segaris dengan sumbu longitudinal HSFTB, dan terletak di ujung ekor HSFTB
2. Posisi sumbu longitudinal motor roket membuat sudut dengan sumbu longitudinal HSFTB
3. Posisi sumbu longitudinal motor roket segaris dengan sumbu longitudinal HSFTB, dan terletak di bagian dalam HSFTB

Gambar 7 menunjukkan beberapa kemungkinan roket booster ditempatkan pada wahana sebelum terbang.

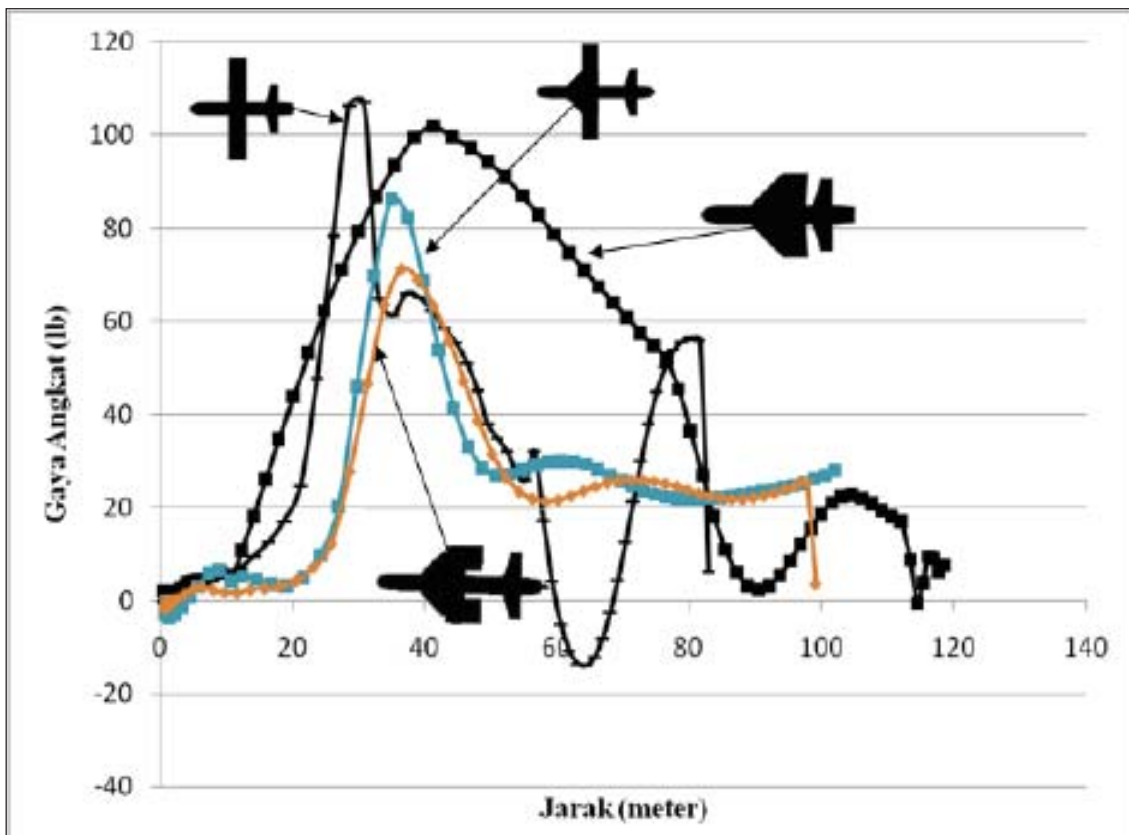
HASIL DAN PEMBAHASAN

Simulasi dilakukan dengan cara memasukkan data-data di atas, yaitu bentuk geometri, dimensi, gaya dorong ke dalam *software* X-Plane. Simulasi dilakukan pada kondisi fase *take-off* dengan metode peluncuran menggunakan roket. Rel peluncuran berukuran panjang 6 meter, dengan sudut kemiringan 20 derajat. Gambar di bawah melukiskan pola pemasangan *booster* yang digunakan penulis dalam melakukan uji coba.

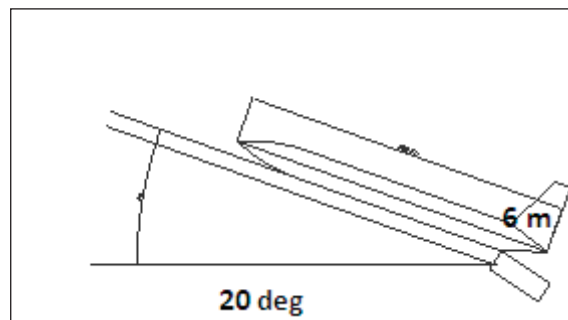
Untuk simulasi awal dilakukan percobaan fase *take-off* biasa tanpa roket *booster*, untuk mengetahui kecepatan-kecepatan kunci yang akan dijadikan panduan bagi pilot, maupun bagi

Tabel 3. Perbandingan Hasil Simulasi Kecepatan Kunci

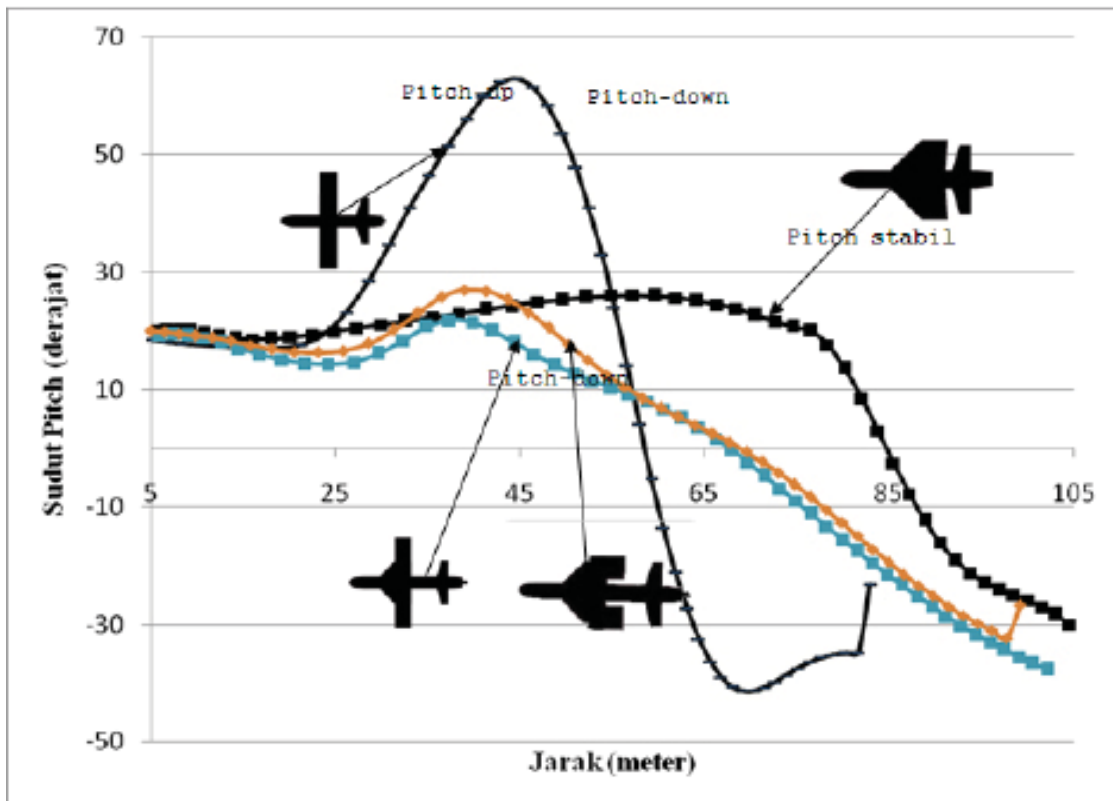
	Rectangle	Delta	Hybrid – closed	Hybrid - open
Roket	70kg dg 2 detik	70kg dg 2 detik	70kg dg 2 detik	70kg dg 2 detik
lokasi roket	di bawah miring	di belakang	di bawah miring	di bawah miring
MTOW	26 kg	30 kg	32 kg	32 kg
Vto	95 km/h	200km/h	175 km/h	154 km/h
Vto pada full elev pitchup	72 km/h	160km/h	128 km/h	123 km/h
V burnout	125 km/h	107km/h	101 km/h	100 km/h
Lift burnout	136 lb	89 lb	66 lb	73 lb
M burnout	16.7 lb.ft	5 lb.ft	15 lb.ft	44 lb.ft



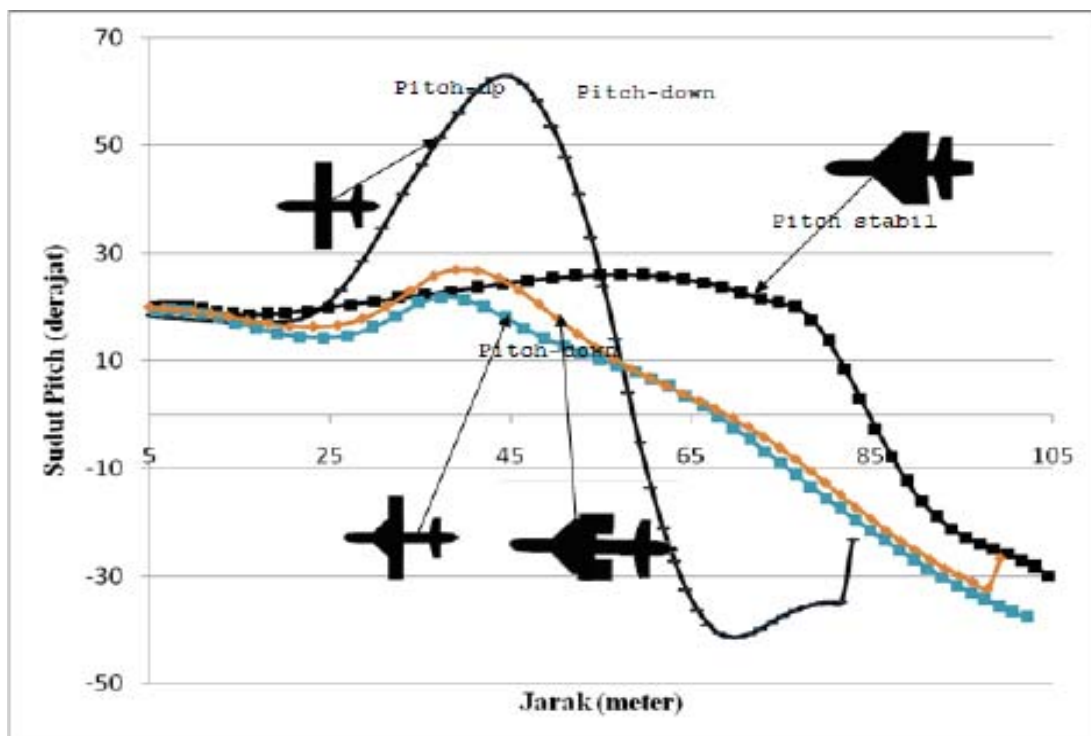
Grafik 2. Ketinggian versus Jarak



Gambar 8. Posisi start pada Flight Simulator X-Plane 8.60



Grafik 3. Gaya Angkat (*Lift*) versus Jarak



Grafik 4. Sudut *Pitch* versus Jarak

desainer untuk mengatur pemasangan roket *booster* pada wahana. Tabel berikut ini menunjukkan karakteristik terbang hasil uji coba.

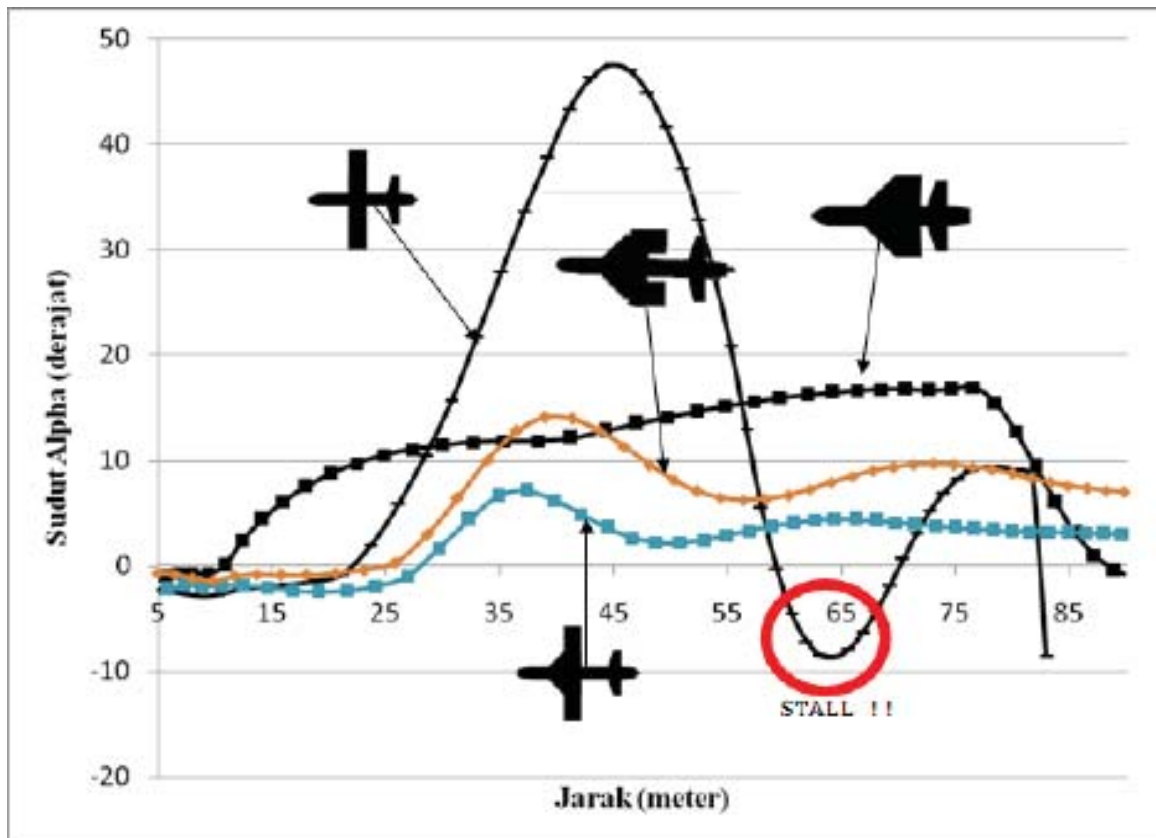
HSFTB v2 akan diluncurkan dari 2 posisi roket (belakang atau bawah perut). Roketnya adalah roket petir @70 kg dengan panjang 40 cm, *burntime* max 2 detik. Untuk *rectangle*, lebih cocok diluncurkan dari bawah, moment *pitch* yang dihasilkan dorongan roket ketika *burnout* cukup tinggi, namun tidak sampai membuat *stall*. Kondisi yg mengkhawatirkan adalah $V_{burnout} > V_{takeoff}$, karena bisa membuat *looping*. Untuk delta, roket diluncurkan dari belakang, moment *pitch* adalah ketika *burnout* cukup rendah, tapi dengan mengorbankan *lift*. Untuk hybrid delta-swept v1, roket diluncurkan dari bawah, moment *pitch* cukup tinggi, *lift* pun tinggi, namun tidak membuat *stall*. $V_{burnout} < V_{takeoff}$, aman dari *looping*. Yang rumit adalah mekanisme *swept wing*-nya yang membutuhkan biaya tinggi.

Grafik 2 menerangkan prestasi terbang wahana uji dengan menggunakan beberapa alternatif wing planform. Prestasi terbang di

sini diterangkan dengan trayektori terbang yang dialami UAV ketika diluncurkan menggunakan roket 70 mm sebagai *booster* atau pelontar. Fase terbang yang ada dalam trayektori di atas adalah fase *launching* dan fase *coasting*. Beberapa parameter yang harus diperhatikan dalam mengamati fase *launching* adalah titik *apogee* (puncak ketinggian) dan jarak.

Titik *apogee* tertinggi dialami oleh UAV menggunakan sayap *rectangle*, sedangkan jarak terbang terjauh dialami oleh UAV dengan menggunakan sayap delta. UAV dengan sayap hibrida memiliki prestasi terbang di antaranya, yang berarti ketinggian dan jarak terbangnya memiliki nilai di tengah-tengah antara ketinggian dan jarak terbang yang dimiliki UAV *rectangle* dan UAV delta.

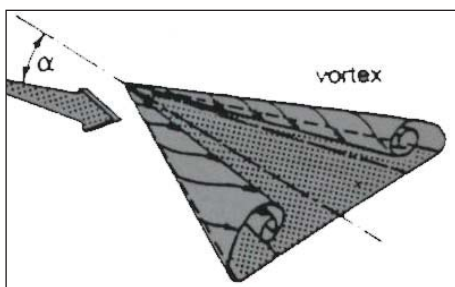
Simulasi yang sama menunjukkan bahwa nilai gaya angkat tertinggi dihasilkan oleh sayap *rectangle*, sedangkan sayap hibrida menghasilkan gaya angkat yang lebih kecil. Sayap hibrida yang terbuka menghasilkan gaya angkat yang lebih baik daripada sayap hibrida tertutup. Sayap



Grafik 5. Sudut Alpha versus Jarak

delta memiliki karakteristik terbang paling baik karena total gaya angkat yang dialami selama fase terbang menghasilkan gaya angkat total paling besar di antara semua planform sayap lainnya. Implikasi dari akumulasi *lift* ini adalah sikap sudut *pitch* sayap delta yang relatif konstan hingga 80% dari keseluruhan trayektori terbang. Sikap *pitch* yang konstan ini dapat dikatakan sebagai sikap yang stabil. Berbeda dengan sikap terbang *wing rectangle* yang memiliki pergerakan mendongak (*pitch-up*) sebelum 45 meter dan mengangguk (*pitch-down*) sesudah 45 meter. Sayap hibrida, baik tertutup maupun terbuka memiliki karakteristik *pitch* yang tidak berbeda jauh, yaitu *pitch-up* sesaat lalu *pitch-down* secara gradual hingga impact.

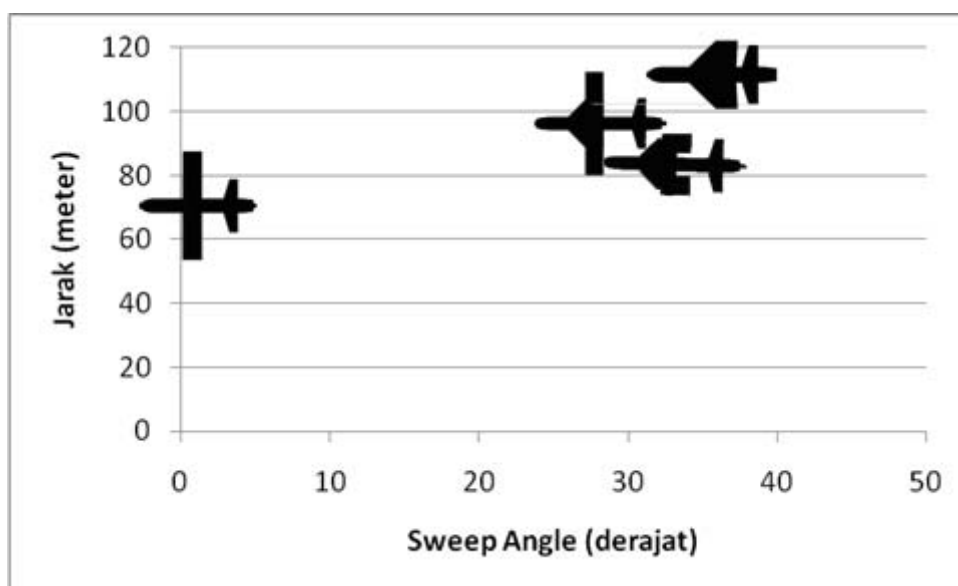
Grafik Alpha di bawah menjadi keterangan kunci bagi grafik-grafik sebelumnya, seperti mengapa *wing rectangle* memiliki kecenderungan *pitch-up* dan *pitch-down* yang sangat kuat, adalah



Gambar 9. Leading Edge Vortex ⁸

karena sudut *incidence* sayap yang bernilai 3 derajat ‘memancing’ meningkatkan sudut alpha hingga mencapai puncak sudut alpha, yaitu 47 derajat, setelah itu wahana mengalami *stall*. Wing delta memiliki perilaku *lift* yang cepat membesar lalu gradual turun. Hal ini dapat dijelaskan karena sudut *alpha*-nya memang cepat terbentuk, namun tidak berkembang drastis karena ada faktor *induced drag* yang menghalangi terbentuknya *lift* di daerah atas sayap delta. Sebetulnya yang mengejutkan adalah sudut *alpha* yang dihasilkan oleh sayap hibrida karena sudut *alpha* sayap hibrida terbuka, rata-rata lebih rendah daripada sayap hibrida tertutup, tapi gaya angkat yang dihasilkan malah kebalikannya, yaitu sayap hibrida terbuka lebih tinggi daripada sayap hibrida tertutup. Diduga ini akibat luas sayap hibrida terbuka yang efektif menghasilkan *lift* lebih luas daripada hibrida tertutup.

Dari percobaan yang telah dilakukan, desain sayap yang optimal untuk wahana UAV HSFTBv2 ada dua alternatif, yaitu sayap delta dan sayap hibrida. Pada simulasi fase peluncuran menggunakan roket *booster*, tampak kedua wing planform tidak menunjukkan perilaku *pitch-up* yang merugikan. Sudut *sweep* terbukti berperan besar mengurangi efek *pitchup* dikarenakan adanya Leading Edge Vortex yang bisa meredam peningkatan *lift* dalam waktu tiba-tiba, namun sekaligus menjaga agar *lift* tidak berkurang secara tiba-tiba juga.



Gambar 10. Posisi Karakteristik Terbang – Jarak Jangkauan Wing Planform

Sayap delta dapat menghasilkan karakteristik terbang paling baik, terutama dari segi jarak (prestasi terbang) dan perilaku *pitch* (kestabilan terbang). Namun, sayap hibrida merupakan pilihan paling tepat untuk misi UAV tersebut dikarenakan $V_{takeoff}$ -nya berkisar pada angka 150–160 km/h sehingga masih mampu untuk di-*handling* oleh pilot. Gambar di bawah ini menunjukkan keunggulan jarak terbang yang dapat ditempuh oleh pesawat ketika dilontarkan oleh roket booster.

KESIMPULAN

Dengan demikian, dapat disimpulkan bahwa karakteristik terbang sayap hibrida terletak di tengah-tengah antara sayap delta dan sayap rectangular. Dalam merancang sayap hibrida, ada sebuah parameter lain yang harus diperhatikan dengan seksama, yaitu sudut *incidence* dari sayap hibrida bagian delta karena parameter inilah yang akan menentukan tingkat prestasi terbangnya.

SARAN

Sayap hibrida bisa menjadi solusi bagi UAV turbojet yang akan dilontarkan dengan roket *booster*, namun untuk memaksimalkan pemanfaatan sifat-sifat aerodinamika antara hibrida tertutup dengan hibrida terbuka diperlukan mekanisme *opening wing* yang akan menekuk sayap pada saat pelontaran menggunakan roket, lalu membuka sayap pada saat wahana mencapai titik *apogee*.

UCAPAN TERIMA KASIH

Puji syukur Alhamdulillah kami ungkapkan karena telah menyelesaikan pendidikan Diklat

Peneliti yang diselenggarakan oleh LIPI pada tahun 2010. Ucapan terima kasih yang pertama kami sampaikan adalah kepada Bapak Prof. Dr. Bambang Subyanto yang telah membimbing penulis menyelesaikan *paper* pertama yang sesuai kaidah ilmiah, juga kepada panitia penyelenggara seperti Pak Alfa, dan Ibu Ika. Kepada Pustekwagan dan Biro Umum LAPAN kami ucapkan penghargaan sebesar-besarnya atas kesempatan yang telah diberikan.

DAFTAR PUSTAKA

- ¹Kopp, C. 2009. Technical Report APA-TR-2009-0803. (http://www.ousairpower.net/APA-PLA-Cruise-Missiles_files/). Diakses tanggal 27 Juli 2010).
- ²<http://www.depkominfo.go.id/berita/bipnewsroom/indonesia-tawarkan-kerjasama-buat-rudal>. Diakses 27 Juli 2010.
- ³Etkin, B., and Reid, L. D. 1996. *Dynamics of Flight, Stability and Control, Third Edition*. New York : John Wiley and Sons, Inc.
- ⁴Foster T. M. 2005. *Dynamic Stability And Handling Qualities Of Small Unmanned-Aerial-Vehicles*. Brigham Young University: Department of Mechanical Engineering.
- ⁵Whitford, R. 1987. *Design for Air Combat*. New York: Jane's Publishing.
- ⁶NASA. 2005. SP-367 Introduction to the Aerodynamics of Flight. VI. SUPERSONIC FLOW. (<http://history.nasa.gov/SP-367/chapt6.htm>). Diakses 27 Juli 2010).
- ⁷Satrya, E., L. Nugroho dan M. Riyadl. 2009. *Laporan Perkembangan Rancang Bangun Wahana Turbojet Berpelontar Roket Booster*. LAPAN.
- ⁸Huenecke, K. 1987. *Modern Combat Aircraft Design*. England: Airlife Publishing Ltd.