



**UNIVERSITAS PERTAHANAN REPUBLIK INDONESIA**

**DESAIN AERODINAMIKA DAN STRUKTUR ROKET R-HAN 300  
UNTUK SUBSTITUSI ROKET SS-80 ASTROS II MK6**

**AHMAD RIYADL**

**120200403003**

Tesis yang Ditulis untuk Memenuhi Sebagian Persyaratan  
dalam Mendapatkan Gelar Magister Pertahanan

**FAKULTAS TEKNOLOGI PERTAHANAN  
PROGRAM STUDI TEKNOLOGI PERSENJATAAN**

**BOGOR**

**2022**



**UNIVERSITAS PERTAHANAN REPUBLIK INDONESIA**

**DESAIN AERODINAMIKA DAN STRUKTUR ROKET R-HAN 300  
UNTUK SUBSTITUSI ROKET SS-80 ASTROS II MK6**

**AHMAD RIYADL**




**120200403003**

**FAKULTAS TEKNOLOGI PERTAHANAN  
PROGRAM STUDI TEKNOLOGI PERSENJATAAN**





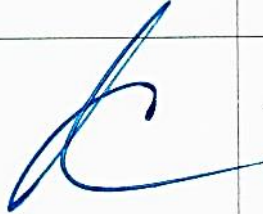
**BOGOR**

**2022**

## LEMBAR PERSETUJUAN TESIS

Nama	: Ahmad Riyadl
NIM	: 120200403003
Program Studi	: Prodi Teknologi Persenjataan
Fakultas	: Fakultas Teknologi Pertahanan
Judul Tesis	: Desain Aerodinamika Dan Struktur Roket R-Han 300 Untuk Substitusi Roket SS-80 Astros II MK6.
Pembimbing I,	Pembimbing II,
	
Dr. Robertus Heru Triharjanto, M.Sc NIP. 197110221991011001	Dr. Ir. Pujo Widodo, S.E., S.H., S.T., M.A., M.Si., M.D.S., M.Si (Han), Mayor Jenderal TNI
Tanggal: 17 Oktober 2022	Tanggal: 17 Oktober 2022
Mengetahui, Dekan Fakultas Teknologi Pertahanan	
	
Dr. Ir. Kasih Prihantoro, S.E., M.M., M.Tr (Han), IPU Laksamana Muda TNI Tanggal: 8 Desember 2022	

### LEMBAR PENGESAHAN TESIS

Nama	: Ahmad Riyadl		
NIM	: 120200403003		
Program Studi	: Prodi Teknologi Persenjataan		
Fakultas	: Fakultas Teknologi Pertahanan		
Judul Tesis	: Desain Aerodinamika Dan Struktur Roket R-Han 300 Untuk Substitusi Roket SS-80 Astros II MK6.		
No.	Nama	Tanda Tangan	Tanggal
1.	Pembimbing I, Dr. Robertus Heru Triharjanto, M.Sc Pembina Tingkat I / IVc NIP. 197110221991011001		17 Oktober 2022
2.	Pembimbing II, Dr. Ir. Pujo Widodo, S.E., S.H., S.T., M.A., M.Si., M.D.S., M.Si (Han), Mayor Jenderal TNI		17 Oktober 2022
3.	Penguji I, Y.H. Yogaswara, S.Si, M.T., Ph.D., CIQnR, Mayor Tek. NRP. 532003		17 Oktober 2022
4.	Penguji II, Dr. Ir. Nur Rachman Supadmana Muda, M.T., Kolonel Arh. NRP. 11930095920768		17 Oktober 2022
5.	Penguji III, Dr. Ir. Sovian Aritonang, S.Si, M.Si, Kolonel Kes. NRP. 519726		17 Oktober 2022

## PERNYATAAN ORISINALITAS

Dengan ini saya menyatakan bahwa di dalam pembuatan tesis ini tidak terdapat karya atau bagian dari karya yang pernah diajukan untuk memperoleh gelar keserjanaan pada jenjang apapun di suatu Perguruan Tinggi; dan sepanjang sepengetahuan saya juga tidak terdapat istilah, frasa, kalimat, paragraf, subbab atau bab dari karya yang pernah ditulis atau dipublikasikan; kecuali yang secara tertulis diajukan di dalam tesis ini dan disebutkan di dalam Daftar Referensi.

Apabila di kemudian hari terbukti bahwa terdapat plagiat di dalam tesis ini, saya bersedia menerima sanksi sesuai ketentuan peraturan/undang-undang yang berlaku.

Bogor, 17 Oktober 2022

A handwritten signature in black ink is written over a yellow revenue stamp. The stamp features the number '1000' in large red digits, the text 'SEPULUH RIBU RUPIAH' vertically on the left, and 'Rp. 20 METERAI TEMPEL' in the center. At the bottom of the stamp, the alphanumeric code '5C2C9AKX141293485' is printed.

Ahmad Riyadi, ST

## KATA PENGANTAR

Puji syukur peneliti panjatkan kehadirat Allah SWT, Tuhan Yang Maha Esa, karena berkat rahmat dan hidayah-Nya penulisan tesis dengan judul “Desain Aerodinamika Dan Struktur Roket R-Han 300 Untuk Substitusi Roket SS-80 Astros II MK6” dapat diselesaikan.

Penyusunan tesis ini ditujukan sebagai salah satu syarat dalam memperoleh gelar Magister pada Program Studi Teknologi Persenjataan, Fakultas Teknologi Pertahanan, Universitas Pertahanan Republik Indonesia.

Penyusunan tesis ini dapat diselesaikan berkat bantuan dan dukungan dari berbagai pihak baik secara langsung maupun tidak langsung. Untuk itu pada kesempatan ini peneliti mengucapkan terima kasih kepada:

1. Bapak Laksmana Madya TNI Prof. Dr. Ir. Amarulla Octavian, S.T., M.Sc., DESD., Asean Eng., selaku Rektor Universitas Pertahanan Republik Indonesia,
2. Bapak Laksamada Muda TNI Dr. Ir Kasih Prihantoro, S.E., M.M., M.Tr.(Han), IPU, selaku Dekan Fakultas Teknologi Pertahanan,
3. Bapak Marsekal Pertama TNI Dr. Ir. Rudy Agus Gemilang Gultom, M.Sc., CEH., CIQaR., selaku Wakil Dekan Fakultas Teknologi Pertahanan,
4. Bapak Kolonel Laut (PM) Dr. Drs. Lutfi Adin Affandi, M.M., selaku Sekertaris Program Studi Teknologi Persenjataan,
5. Bapak Dr. Robertus Heru Triharjanto, M.Sc, selaku pembimbing 1, yang telah memberikan banyak masukan, arahan, serta bimbingan sehingga penulisan tesis ini dapat dilakukan dengan baik,
6. Mayor Jenderal TNI Dr. Ir. Pujo Widodo, S.E., S.H., S.T., M.A., M.Si., M.D.S., M.Si.(Han), selaku pembimbing 2, yang telah memberikan banyak masukan, arahan, serta bimbingan sehingga penulisan tesis ini dapat dilakukan dengan baik,

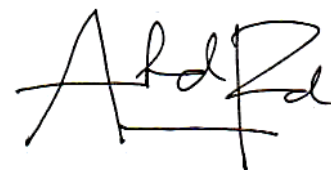
7. Orang tua kandung peneliti, Muhammad Ridwan Nasution dan Dahliana Nasution yang selalu memberikan doa dan semangat,
8. Sembilan mahasiswa Teknologi Persenjataan Cohort 4 yang selalu semangat, belajar dan bekerja bersama-sama,
9. Serta semua pihak yang membantu dalam proses penelitian dan penulisan tesis baik secara langsung maupun tidak langsung.

Semoga Allah SWT, Tuhan Yang Maha Esa membalas semua kebaikan yang telah dilakukan berbagai pihak di atas dengan yang terbaik.

Peneliti menyadari bahwa tesis ini masih kurang sempurna, oleh karena itu dengan kerendahan hati mengharapkan kritik dan saran yang konstruktif demi kesempurnaan tesis ini.

Akhirnya, semoga tesis ini dapat memberikan manfaat terhadap pengembangan ilmu pertahanan dan bermanfaat bagi *stakeholder* terkait dalam upaya pengembangan serta peningkatan kualitas industri pertahanan khususnya terkait teknologi roket.

Bogor, 17 Oktober 2022



Ahmad Riyadi, ST

## ABSTRAK

### DESAIN AERODINAMIKA DAN STRUKTUR ROKET R-HAN 300 UNTUK SUBSTITUSI ROKET SS-80 ASTROS II MK6

AHMAD RIYADL

Pada tesis ini dilakukan penelitian tentang desain aerodinamika dan struktur roket R-Han 300 untuk substitusi roket kelas SS-80 Astros II yang digunakan oleh TNI. Persyaratan kinerja R-Han 300 adalah membawa hulu ledak 180 kg dan jarak tembak minimum 80 km. Batasan desain dari peluncur adalah kaliber 306 mm dan panjang total 5.6 m. R-Han 300 didesain dengan memadukan teknologi dan material roket yang digunakan pada RX-320 dan R-Han 122 B. Permasalahan pada penelitian ini adalah bagaimana konfigurasi aerodinamika dan struktur roket R-Han 300 yang memenuhi persyaratan kinerja kelas roket SS-80 Astros II dan yang memberikan jarak tembak optimal. Penelitian ini menggunakan metode kuantitatif dengan melakukan perhitungan analitik dan numerik untuk mengetahui kinerja dari setiap variasi konfigurasi R-Han 300. Total terdapat 84 konfigurasi roket dari kombinasi variasi bentuk *nose cone*, *fineness ratio nose cone*, dan material tabung motor. Variasi bentuk *nose cone* yang dipilih adalah konik, *power 0.5*, *power 0.75*, *tangent ogive*, *ld haack*, dan *lv haack*. Setiap bentuk *nose cone* memiliki variasi *fineness ratio* sebesar 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5, dan 5. Variasi material tabung motor adalah baja KH-406 ketebalan 4 mm dan aluminium 6061 T6 ketebalan 6 mm. Kesimpulan dari hasil penelitian ini adalah: (1) terdapat 37 konfigurasi yang memenuhi persyaratan kinerja R-Han 300, (2) konfigurasi dengan bentuk *nose cone lv haack* dengan *fineness ratio* 3.5 dan menggunakan tabung motor dari aluminium 6061 T6 ketebalan 6 mm memberikan jarak tembak optimal, yaitu 89.36 km.

Kata kunci: Aerodinamika, Struktur, R-Han 300, SS-80 Astros, *Nose cone*,

## **ABSTRACT**

### **AERODYNAMICS AND STRUCTURE DESIGN OF R-HAN 300 ROCKET FOR SS-80 ASTROS II MK6 ROCKET SUBSTITUTION**

**AHMAD RIYADL**

*In this thesis, research on the aerodynamic and structure design of R-Han 300 is conducted to substitute SS-80 Astros II class rocket currently used by TNI. For such mission, the performance requirements is able to carry a 180 kg warhead to a minimum range of 80 km. The geometry limitation due to the launcher are diameter of 306 mm and total length of 5.6 m. The R-Han 300 is designed based on RX-320 and R-Han 122 B technology and material. The research problem is how the aerodynamics and structure configuration of the R-Han 300 rocket that meets the performance requirements of the SS-80 Astros II class rocket and provides an optimal firing range. In this thesis, quantitative method is used by performing analytical and numerical calculations to investigate the performance of all R-Han 300 configuration variants. There are 84 configurations from combination of various nose cone shape, nose cone fineness ratio and motor tube material. The variations in nose cone shape are cone, power 0.5, power 0.75, tangent ogive, 1d haack, and 1v haack. Each nose cone shape varies in fineness ratios 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5 and 5. Motor tube material variations are 4 mm KH-406 steel and 6 mm aluminum 6061 T6. Numerical structural analysis was carried out to investigate the safety factor of motor tube. The conclusion of this research are: (1) there are 37 configurations that meet the R-Han 300 performance requirements, (2) configuration with a nose cone shape 1v haack with fineness ratio of 3.5 and with motor tube made of 6 mm aluminum 6061 T6 provides the optimal range, which has range of 89.36 km.*

*Keywords: Aerodynamics, Structure, R-Han 300, SS-80 Astros, Nose cone,*

## DAFTAR ISI

	Halaman
<b>HALAMAN DEPAN</b> .....	i
<b>LEMBAR PERSETUJUAN TESIS</b> .....	ii
<b>LEMBAR PENGESAHAN TESIS</b> .....	iii
<b>PERNYATAAN ORISINALITAS</b> .....	iv
<b>KATA PENGANTAR</b> .....	v
<b>ABSTRAK</b> .....	vii
<b>ABSTRACT</b> .....	viii
<b>DAFTAR ISI</b> .....	ix
<b>DAFTAR GAMBAR</b> .....	xiv
<b>DAFTAR TABEL</b> .....	xv
<b>DAFTAR GRAFIK</b> .....	xvi
<b>DAFTAR SINGKATAN</b> .....	xxiv
<b>BAB 1 PENDAHULUAN</b> .....	1
1.1. Latar Belakang.....	1
1.2. Identifikasi Masalah.....	4
1.3. Pembatasan Masalah.....	5
1.4. Rumusan Masalah.....	7
1.5. Tujuan Penelitian.....	7
1.6. Manfaat Penelitian.....	7
1.6.1. Manfaat Teoritis.....	8
1.6.2. Manfaat Praktis.....	8
<b>BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA</b> .....	9
2.1. Landasan Teori.....	9
2.1.1. Roket SS-80 Astros II MK6 dan Sistem Roket.....	9
2.1.2. Perbandingan MLRS Kelas Astro II MK6 di ASEAN.....	13
2.1.3. Pengalaman Pengembangan Roket R-Han 122 B.....	14
2.1.4. Roket RX-320.....	15

2.1.5.	Proses Desain.....	16
2.1.6.	Sistem Engineering R-Han 300.....	16
2.1.7.	Teori Desain Roket.....	17
2.1.8.	Konfigurasi Roket.....	19
2.1.9.	Hulu Ledak.....	20
2.1.10.	Cap.....	26
2.1.11.	Tabung Motor.....	27
2.1.12.	Propelan dan Liner.....	30
2.1.13.	Nozel, Fin dan Komponen Lainnya.....	31
2.1.14.	Gaya Aerodinamika.....	34
2.1.15.	Propulsi.....	36
2.1.16.	Trayektori.....	36
2.1.17.	Dispersi dan Simulasi Monte Carlo.....	41
2.2.	Hasil Penelitian Terdahulu.....	42
2.3.	Kerangka Pemikiran.....	52
<b>BAB 3 METODOLOGI PENELITIAN.....</b>		<b>54</b>
3.1.	Metode dan Desain Penelitian.....	54
3.2.	Tempat dan Waktu Penelitian.....	56
3.2.1.	Tempat Penelitian.....	56
3.2.2.	Waktu Penelitian.....	57
3.3.	Populasi dan Sampel Penelitian.....	58
3.4.	Teknik Pengumpulan Data.....	58
3.5.	Instrumen Penelitian.....	59
3.6.	Teknik Pengolahan Data.....	59
3.7.	Teknik Analisis Data.....	59
3.7.1.	Solidworks.....	60
3.7.2.	ANSYS Structural Analysis.....	60
3.7.3.	Datcom.....	61
3.7.4.	Matlab Simulink.....	62
3.7.5.	RASAero.....	62

<b>BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN</b> .....	63
4.1. Deskripsi Data.....	63
4.1.1. Data Dari Pusat Riset Teknologi Roket ORPA BRIN.....	63
4.1.2. Data Dari PT. Pindad.....	64
4.1.3. Data Dari Pusdik Armed.....	65
4.2. Hasil Pengumpulan Data.....	66
4.3. Analisis Data.....	70
4.3.1 Analisis Struktur .....	70
4.3.1.1. Perhitungan Volume Nose Cone .....	71
4.3.1.2. Perhitungan Panjang Hulu Ledak.....	73
4.3.1.3. Perhitungan Panjang Propelan.....	74
4.3.1.4. Perhitungan Massa Total.....	75
4.3.1.5. Perhitungan Pusat Massa.....	76
4.3.1.6. Analisis Kekuatan Tabung Motor Roket.....	77
4.3.2 Analisis Aerodinamika .....	78
4.3.2.1. Koefisien Gaya Hambat.....	78
4.3.2.2. Koefisien Gaya Angkat.....	81
4.3.2.3. Koefisien Momen.....	84
4.3.2.4. Pusat Gaya Aerodinamika.....	87
4.3.3 Analisis Trayektori .....	91
4.3.3.1. Analisis Sudut Elevasi Untuk Jarak Maksimum.....	92
4.3.3.2. Perbandingan Simulasi Trayektori Dengan Matlab Dan RASAero.....	92
4.3.3.3. Simulasi Trayektori Untuk Semua Konfigurasi Dengan Matlab Simulink.....	93
4.3.3.4. Analisis Dispersi.....	100
4.4. Pembahasan.....	105
4.4.1 Desain Struktur .....	105
4.4.1.1. Volume dan Massa Nose Cone.....	105
4.4.1.2. Panjang Hulu Ledak .....	106
4.4.1.3. Panjang Propelan.....	109

4.4.1.4.	Massa Total.....	111
4.4.1.5.	Pusat Massa.....	113
4.4.1.6.	Kekuatan Tabung Motor Roket.....	115
4.4.2	Desain Aerodinamika .....	116
4.4.2.1.	Koefisien Gaya Hambat.....	116
4.4.2.2.	Koefisien Gaya Angkat.....	118
4.4.2.3.	Koefisien Momen.....	120
4.4.2.4.	Pusat Gaya Aerodinamika.....	122
4.4.3	Trayektori .....	123
4.4.3.1.	Sudut Elevasi Untuk Jarak Maksimum.....	123
4.4.3.2.	Perbandingan Simulasi Trayektori Dengan Matlab dan RasAero.....	123
4.4.3.3.	Gaya Dorong.....	124
4.4.3.4.	Akselerasi.....	125
4.4.3.5.	Kecepatan Terbang.....	127
4.4.3.6.	Statik Margin.....	128
4.4.3.7.	Sudut Serang Dan Kecepatan Sudut Pitch.....	128
4.4.3.8.	Jarak Tembak.....	132
4.4.3.9.	Konfigurasi yang Memenuhi Persyaratan Kinerja Roket Kelas SS-80 Astros II MK6 dan Konfigurasi Jarak Tembak Optimal.....	135
4.4.3.10.	Dispersi.....	136
<b>BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN .....</b>		<b>139</b>
5.1.	Kesimpulan.....	139
5.2.	Saran.....	139
5.2.1	Saran Teoritis.....	139
5.2.2	Saran Praktis.....	140
<b>DAFTAR PUSTAKA.....</b>		<b>141</b>

Lampiran 1:	Pengukuran Geometri Fin Dan Diameter Tabung Peluncur Roket SS-80 ASTROS II di Pusdik Armed.....	148
Lampiran 2:	Surat Izin Penelitian.....	149
Lampiran 3:	Data Hasil Perhitungan.....	150

## DAFTAR GAMBAR

	Halaman
Gambar 2.1	Hulu Ledak Roket..... 10
Gambar 2.2	Komponen Motor Roket..... 10
Gambar 2.3	Roket SS-80..... 11
Gambar 2.4	Struktur Sirip..... 11
Gambar 2.5	Peluncur Roket..... 12
Gambar 2.6	MLRS HIMARS..... 13
Gambar 2.7	MLRS DTI-1..... 14
Gambar 2.8	Roket RX-320 ..... 15
Gambar 2.9	Proses Desain..... 16
Gambar 2.10	Alur Desain Sebuah Roket ..... 18
Gambar 2.11	Geometri Nose Cone Konik..... 20
Gambar 2.12	Geometri Nose Cone Power ..... 21
Gambar 2.13	Geometri Nose Cone Tangent Ogive ..... 22
Gambar 2.14	Geometri Nose Cone Haack ..... 23
Gambar 2.15	Kerangka Pemikiran ..... 52
Gambar 3.1	Skema Desain Penelitian ..... 55
Gambar 4.1	Deskripsi Data Struktur Motor Roket ..... 64
Gambar 4.2	Deskripsi Data Hulu Ledak ..... 65
Gambar 4.3	Deskripsi Data Sirip ..... 66
Gambar 4.4	Konfigurasi dan Dimensi Roket ..... 70
Gambar 4.5	Gaya dan Momen Aerodinamika ..... 78
Gambar 4.6	Pemodelan Simulasi Trayektori ..... 91
Gambar 4.7	Struktur dan Panjang Hulu Ledak ..... 107

## DAFTAR TABEL

		Halaman
Tabel 2.1	Spesifikasi Roket Grad .....	14
Tabel 2.2	Laju Perubahan Temperatur Udara .....	40
Tabel 2.3	Matriks Hasil Penelitian Terdahulu .....	45
Tabel 3.1	Waktu Penelitian.....	57
Tabel 4.1	Hasil Pengumpulan Data dari Pusat Riset Teknologi Roket ORPA BRIN .....	66
Tabel 4.2	Hasil Pengumpulan Data dari PT. Pindad.....	68
Tabel 4.3	Hasil Pengumpulan Data dari Pusdik Armed.....	69
Tabel 4.4	Persamaan Volume Nose Cone .....	71
Tabel 4.5	Perhitungan Analitik dan Numerik Volume Nose Cone	72
Tabel 4.6	Nilai Tegangan Aksial, Hoop Stress, Tegangan Von Mises, Deformasi Ketebalan Arah Radial, dan Safety Factor Tabung Motor Roket dengan Material Alumunium 6061 T6 Ketebalan 6 mm dan Baja KH-406 Ketebalan 4 mm.....	77
Tabel 4.7	Hasil Perhitungan Analitik dan Simulasi ANSYS Nilai Hoop Stress, Tegangan Von Mises, Deformasi Tabung Motor Roket, dan Safety Factor dengan Material AL-6061 T6 dan Ketebalan Tabung 6 mm.....	116
Tabel 4.8	Urutan Besarnya Volume, Koefisien Gaya Hambat, Panjang Propelan dan Jarak Tembak Roket R-Han 300 dengan Variasi Bentuk Nose Cone.....	135
Tabel 4.9	Batas Nilai Parameter Gangguan untuk Konfigurasi dengan Bentuk Nose Cone LV Haack dan Fineness Ratio Nose Cone 3.5.....	137

## DAFTAR GRAFIK

		Halaman
Grafik 4.1	Kurva Gaya Dorong Motor Roket RX-320.....	68
Grafik 4.2	Volume Nose Cone dengan Variasi Bentuk dan Fineness Ratio Nose Cone.....	73
Grafik 4.3	Panjang Hulu Ledak dengan Variasi Bentuk dan Fineness Ratio Nose Cone.....	74
Grafik 4.4	Panjang Propelan dengan Variasi Bentuk dan Fineness Ratio Nose Cone.....	74
Grafik 4.5	Massa Total Roket dengan Material Tabung Motor dari Baja KH-406 Ketebalan 4 mm.....	75
Grafik 4.6	Massa Total Roket dengan Material Tabung Motor dari Alumunium 6061 T6 Ketebalan 6 mm.....	75
Grafik 4.7	Pusat Massa Roket dengan Material Tabung Motor dari Alumunium KH-406 Ketebalan 4 mm.....	76
Grafik 4.8	Pusat Massa Roket dengan Material Tabung Motor dari Alumunium 6061 T6 Ketebalan 6 mm.....	76
Grafik 4.9	Koefisien Gaya Hambat versus Bilangan Mach R-Han 300 pada Sudut Serang = $0^\circ$ untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$ .....	79
Grafik 4.10	Koefisien Gaya Hambat versus Sudut Serang R-Han 300 pada Bilangan Mach = 3 untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$ .....	79
Grafik 4.11	Koefisien Gaya Hambat versus Bilangan Mach R-Han 300 pada Sudut Serang = $0^\circ$ Untuk Bentuk Nose Cone Konik, Power 0.75, LD haack Dan LV Haack dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan 5.....	80

Grafik 4.12	Koefisien Gaya Hambat versus Sudut Serang R-Han 300 pada Bilangan Mach 3 untuk Bentuk Nose Cone Konik dan Power 0.75 dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan 5.....	81
Grafik 4.13	Koefisien Gaya Hambat versus Sudut Serang R-Han 300 pada Bilangan Mach 3 untuk Bentuk Nose Cone LD Haack dan LV Haack dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan 5.....	81
Grafik 4.14	Koefisien Gaya Angkat versus Bilangan Mach R-Han 300 dan pada Sudut Serang = $1^\circ$ untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$ .....	82
Grafik 4.15	Koefisien Gaya Angkat Versus Sudut Serang R-Han 300 Pada Bilangan Mach = 3 Untuk Variasi Bentuk Nose Cone Dengan Fineness Ratio $f_n=2$ Dan $f_n=5$ ...	82
Grafik 4.16	Koefisien Gaya Angkat versus Bilangan Mach R-Han 300 pada Sudut Serang = $1^\circ$ untuk Bentuk Nose Cone Konik, Power 0.75, LD Haack dan LV Haack dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan 5.....	83
Grafik 4.17	Koefisien Gaya Angkat versus Sudut Serang R-Han 300 pada Bilangan Mach 3 untuk Bentuk Nose Cone Konik dan Power 0.75 dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan 5.....	84
Grafik 4.18	Koefisien Gaya Angkat versus Sudut Serang R-Han 300 pada Bilangan Mach 3 untuk Bentuk Nose Cone LD Haack dan LV Haack dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan 5.....	84
Grafik 4.19	Koefisien Momen Versus Bilangan Mach R-Han 300 dan pada Sudut Serang = $1^\circ$ untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$	85

Grafik 4.20	Koefisien Momen versus Sudut Serang R-Han 300 pada Bilangan Mach = 3 untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$ ..	85
Grafik 4.21	Koefisien Momen versus Bilangan Mach R-Han 300 pada Sudut Serang = $1^\circ$ untuk Bentuk Nose Cone Konik, Power 0.75, LD Haack dan LV Haack dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan $5$ ..	86
Grafik 4.22	Koefisien Momen versus Sudut Serang R-Han 300 pada Bilangan Mach 3 untuk Bentuk Nose Cone Konik dan Power 0.75 dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan $5$ .....	87
Grafik 4.23	Koefisien Momen versus Sudut Serang R-Han 300 pada Bilangan Mach 3 untuk Bentuk Nose Cone LD Haack dan LV Haack dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan $5$ .....	87
Grafik 4.24	Pusat Aerodinamika versus Bilangan Mach R-Han 300 dan pada Sudut Serang = $0^\circ$ untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$ .....	88
Grafik 4.25	Pusat Aerodinamika versus Sudut Serang R-Han 300 pada Bilangan Mach = 3 untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$	88
Grafik 4.26	Pusat Aerodinamika versus Bilangan Mach R-Han 300 pada Sudut Serang = $0^\circ$ untuk Nose Cone Konik, Power 0.75, LD Haack dan LV Haack dengan Fineness Ratio $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan $5$ .....	89
Grafik 4.27	Pusat Aerodinamika versus Sudut Serang R-Han 300 pada Bilangan Mach 3 untuk Bentuk Nose Cone Konik dan Power 0.75 dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan $5$ .....	90

Grafik 4.28	Pusat Aerodinamika versus Sudut Serang R-Han 300 pada Bilangan Mach 3 untuk Bentuk Nose Cone LD Haack dan LV Haack dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan 5.....	90
Grafik 4.29	Jarak Tembak R-Han 300 untuk Konfigurasi dengan Bentuk Nose Cone Konik dan LV Haack dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 3$ dan Sudut Elevasi Penembakan dari $40^\circ$ sampai dengan $70^\circ$ .....	92
Grafik 4.30	Jarak Tembak R-Han 300 Menggunakan Perangkat Lunak Matlab dan RASAero untuk Konfigurasi dengan Material Tabung Motor dari Alumunium 6061 T6 Ketebalan 6 mm dan Bentuk Nose Cone Konik dengan Fineness Ratio 2 dan 3 dan Sudut Elevasi Penembakan dari $40^\circ$ sampai dengan $70^\circ$ .....	93
Grafik 4.31	Jarak Tembak R-Han 300 pada Elevasi Penembakan $65^\circ$ dengan Variasi Fineness Ratio, Bentuk Nose Cone dan Material Tabung Motor (a) Alumunium 6061 T6 Ketebalan 6 mm, (b) Baja KH-406 Ketebalan 4 mm.....	94
Grafik 4.32	Gaya Dorong versus Waktu R-Han 300 untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$ .....	94
Grafik 4.33	Gaya Dorong versus Waktu R-Han 300 untuk Bentuk Nose Cone Konik dan LV Haack dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 3.5,$ dan 5.....	95
Grafik 4.34	Akselerasi versus Waktu R-Han 300 untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$ .....	95
Grafik 4.35	Akselerasi versus Waktu R-Han 300 untuk Bentuk Nose Cone Konik dan LV Haack dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 3.5,$ dan 5.....	96

Grafik 4.36	Kecepatan versus Waktu R-Han 300 untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$ .....	96
Grafik 4.37	Kecepatan versus Waktu R-Han 300 untuk Bentuk Nose Cone Konik dan LV Haack dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 3.5,$ dan $5$ .....	97
Grafik 4.38	Statik Margin versus Waktu R-Han 300 untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$ .....	97
Grafik 4.39	Statik Margin versus Waktu R-Han 300 untuk Bentuk Nose Cone Konik dan LV Haack dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 3.5,$ dan $5$ .....	98
Grafik 4.40	Sudut Serang versus Waktu R-Han 300 untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$ .....	98
Grafik 4.41	Sudut Serang versus Waktu R-Han 300 untuk Bentuk Nose Cone Konik dan LV Haack dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 3.5,$ dan $5$ .....	99
Grafik 4.42	Kecepatan Sudut Pitch versus Waktu R-Han 300 untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n =$ .....	99
Grafik 4.43	Kecepatan Sudut Pitch versus Waktu R-Han 300 untuk Bentuk Nose Cone Konik dan LV Haack dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 3.5,$ dan $5$ .....	100
Grafik 4.44	Dispersi R-Han 300 Akibat Error Massa Awal dan Massa Propelan untuk Konfigurasi dengan Bentuk Nose Cone LV Haack, Fineness Ratio 3.5, Tabung Motor Alumunium 6061 T6, dan Elevasi Penembakan $65^\circ$ .....	101

Grafik 4.45	Dispersi R-Han 300 Akibat Error Pusat Massa XCG dan ZCG untuk Konfigurasi dengan Bentuk Nose Cone LV Haack, Fineness Ratio 3.5, Tabung Motor Alumunium 6061 T6, dan Elevasi Penembakan 65°...	102
Grafik 4.46	Dispersi R-Han 300 Akibat Error Inersial Awal dan Sudut Elevasi Penembakan untuk Konfigurasi dengan Bentuk Nose Cone LV Haack, Fineness Ratio 3.5, Tabung Motor Alumunium 6061 T6, dan Elevasi Penembakan 65°.....	102
Grafik 4.47	Dispersi R-Han 300 Akibat Error Waktu Bakar dan Nilai Gaya Dorong untuk Konfigurasi dengan Bentuk Nose Cone LV Haack, Fineness Ratio 3.5, Tabung Motor Alumunium 6061 T6, dan Elevasi Penembakan 65°.....	103
Grafik 4.48	Dispersi R-Han 300 Akibat Offset dan Defleksi Gaya Dorong untuk Konfigurasi dengan Bentuk Nose Cone LV Haack, Fineness Ratio 3.5, Tabung Motor Alumunium 6061 T6, dan Elevasi Penembakan 65°.....	103
Grafik 4.49	Dispersi R-Han 300 Akibat Error Kecepatan Awal Penembakan dan Kecepatan Angin untuk Konfigurasi dengan Bentuk Nose Cone LV Haack, Fineness Ratio 3.5, Tabung Motor Alumunium 6061 T6, dan Elevasi Penembakan 65°.....	104
Grafik 4.50	Dispersi R-Han 300 Akibat Error Koefisien Gaya Aksial dan Massa Jenis Udara untuk Konfigurasi dengan Bentuk Nose Cone LV Haack, Fineness Ratio 3.5, Tabung Motor Alumunium 6061 T6, dan Elevasi Penembakan 65°.....	104
Grafik 4.51	Volume Nose Cone dengan Variasi Bentuk Nose Cone untuk Nilai Fineness Ratio = 2.....	105

Grafik 4.52	Volume Nose Cone Bentuk Konik dengan Variasi Fineness Ratio, $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan $5$ .....	106
Grafik 4.53	Massa Nose Cone dengan Variasi Bentuk Nose Cone untuk Nilai Fineness Ratio = $2$ .....	107
Grafik 4.54	Panjang Bagian Nose Cone dan Silinder dari Hulu Ledak dengan Variasi Bentuk Nose Cone untuk Nilai Fineness Ratio = $2$ .....	108
Grafik 4.55	Panjang Propelan untuk Konfigurasi dengan Variasi Bentuk Nose Cone dan Nilai Fineness Ratio = $2$ .....	110
Grafik 4.56	Panjang Propelan untuk Konfigurasi dengan Bentuk Nose Cone Konik dengan Variasi Fineness Ratio, $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan $5$ .....	110
Grafik 4.57	Massa Tabung Motor untuk Konfigurasi dengan Variasi Bentuk Nose Cone dan Fineness Ratio = $2$ ...	111
Grafik 4.58	Massa Total Untuk Konfigurasi dengan Variasi Bentuk Nose Cone dan Nilai Fineness Ratio = $2$ .....	112
Grafik 4.59	Massa Total untuk Konfigurasi dengan Bentuk Nose Cone Konik dengan Variasi Fineness Ratio, $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan $5$ .....	112
Grafik 4.60	Jarak Pusat Massa untuk Konfigurasi dengan Bentuk Nose Cone Konik dengan Variasi Fineness Ratio, $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan $5$ .....	113
Grafik 4.61	Jarak Pusat Massa untuk Konfigurasi dengan Variasi Bentuk Nose Cone dan Nilai Fineness Ratio = $2$ .....	114
Grafik 4.62	Koefisien Gaya Hambat versus Bilangan Mach R-Han 300 pada Sudut Serang = $0^\circ$ untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Fineness Ratio $f_n = 2$ .....	117
Grafik 4.63	Koefisien Gaya Angkat versus Bilangan Mach R-Han 300 pada Sudut Serang = $1^\circ$ untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ .....	119

Grafik 4.64	Koefisien Momen versus Bilangan Mach R-Han 300 pada Sudut Serang = $1^\circ$ untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$ .....	121
Grafik 4.65	Koefisien Momen versus Bilangan Mach R-Han 300 Pada Sudut Serang = $1^\circ$ untuk Bentuk Nose Cone Konik, dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5$ dan $5$ . (a) Subsonik, (b) Supersonik.....	121
Grafik 4.66	Gaya Dorong versus Waktu R-Han 300 untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$ .....	125
Grafik 4.67	Akselerasi (dalam Satuan Gravitasi 'g') versus Waktu R-Han 300 untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$ .....	126
Grafik 4.68	Kecepatan Terbang (dalam Bilangan Mach) versus Waktu R-Han 300 untuk Variasi Bentuk Nose Cone dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2$ dan $f_n = 5$ .....	128
Grafik 4.69	Sudut Serang dan Kecepatan Sudut Pitch (Pitchrate) versus Waktu R-Han 300 untuk Bentuk Nose Cone Konik dengan Nilai Fineness Ratio $f_n = 2, 3.5$ dan $5$ ...	130
Grafik 4.70	Sudut Serang dan Kecepatan Sudut Pitch (Pitchrate) versus Waktu R-Han 300 untuk Variasi Bentuk Nose Cone Konik dengan Fineness Ratio $f_n = 2$ .....	131
Grafik 4.71	Jarak Tembak R-Han 300 pada Elevasi Penembakan $65^\circ$ dengan Variasi Fineness Ratio, Bentuk Nose Cone dan Material Tabung Motor Alumunium 6061 T6 Ketebalan 6 mm.....	133
Grafik 4.72	Rentang Jarak Tembak versus Frekuensi dari Simulasi Monte Carlo Sebanyak 1000 Iterasi untuk Konfigurasi dengan Bentuk Nose Cone LV Haack dan Fineness Ratio Nose Cone 3.5.....	138

## DAFTAR SINGKATAN

Alpalhankam	Alat Peralatan Pertahanan dan Keamanan
ORPA BRIN	Organisasi Riset Penerbangan dan Antariksa Badan Riset dan Inovasi Nasional
MLRS	Multiple Launcher Rocket System
Astros	Artillery Saturation Rocket System
Armed	Artilleri Medan