

BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA

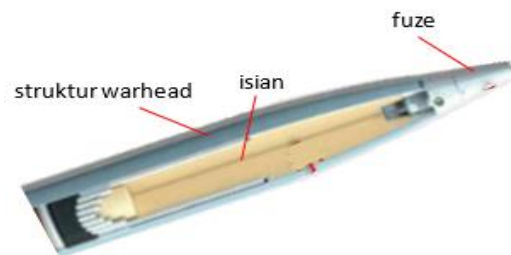
2.1. Landasan Teori

2.1.1. Roket SS-80 Astros II MK6 dan Sistem Roket

Roket SS-80 Astros II merupakan roket artileri bagian dari munisi MLRS Astros II MK6 yang memiliki diameter 306 mm (Cardoso, 2021). Roket ini memiliki massa total 595 kg, panjang total 5.6 meter dan memiliki hulu ledak dengan massa 180 kg (Astros, 2021). Roket SS-80 Astros II memiliki jarak tembak sekitar 80 km (Darmaputra, 2019).

Sebuah sistem roket secara umum dapat dibagi menjadi menjadi dua bagian, yaitu roket dan peluncur (Dullum, 2010, p. 21). Roket dapat dibagi menjadi beberapa komponen, yaitu *fuze*, hulu ledak, motor roket, *igniter* dan sirip (Dullum, 2010, p. 21). Peluncur dapat dibagi menjadi beberapa bagian, yaitu kendaraan, alat pengarah, tabung peluncur dan *fire control* (Dullum, 2010, p. 21). Motor roket dapat dibagi menjadi *cap*, tabung motor roket, propelan, *liner* dan nozel (US Army Materiel Command, 1990, p. 2-11). Penjelasan mengenai bagian-bagian dari sistem roket adalah sebagai berikut:

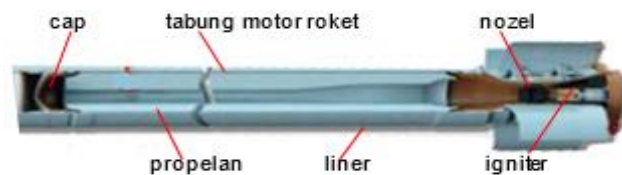
- a. Roket adalah munisi yang digunakan untuk membawa hulu ledak atau muatan lainnya untuk menghancurkan target (US Army Materiel Command, 1990, p. 1-1).
- b. *Fuze* merupakan bagian dari hulu ledak yang berfungsi sebagai pengaman pada saat penyimpanan, transportasi dan penembakan serta sebagai penyala awal hulu ledak (Dullum, 2010, p. 29).
- c. Hulu ledak merupakan bagian dari roket yang berfungsi untuk menghancurkan target dengan efek dan radius yang telah ditentukan. Gambar 2.1 adalah hulu ledak dari sebuah roket artileri dan bagian-bagian dari hulu ledak tersebut



Gambar 2.1. Hulu Ledak Roket

Sumber: GICHD (2017, p. 9)

- d. Motor roket adalah bagian yang berfungsi memberikan akselerasi pada roket untuk mencapai kecepatan terbang tertentu (US Army Materiel Command, 1990, p. 2-6). Gambar 2.2 adalah contoh motor roket dari sebuah roket artileri dan bagian-bagian dari motor roket tersebut.



Gambar 2.2. Komponen Motor Roket

Sumber: GICHD (2017, p. 9)

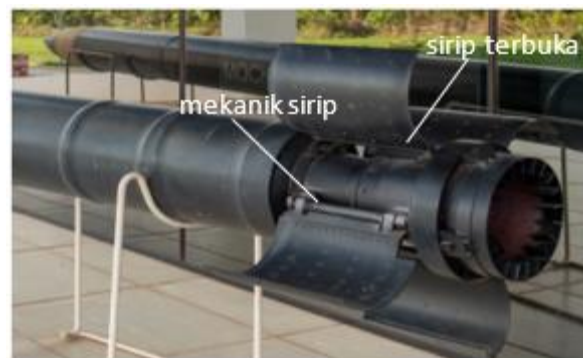
- e. *Igniter* merupakan komponen dari roket yang berfungsi untuk memberi nyala awal pada propelan roket (Dullum, 2010, p. 31).
- f. Sirip merupakan salah satu komponen roket yang menghasilkan gaya aerodinamik selama roket terbang. Sirip juga berfungsi untuk menjaga kestabilan terbang roket (Dullum, 2010, pp. 26). Sirip dan mekanik sirip terintegrasi dengan bagian motor roket pada bagian nozel. Mekanik sirip merupakan bagian dari sirip yang mengatur mekanisme pelipatan sirip, pembukaan sirip dan mekanisme penahan sirip ketika sudah terbuka. Gambar 2.3 dan 2.4 adalah

contoh sirip dan sistem mekanik lipat sirip dari sebuah roket artileri.



Gambar 2.3. Roket SS-80.

Sumber: Marimon (2020)

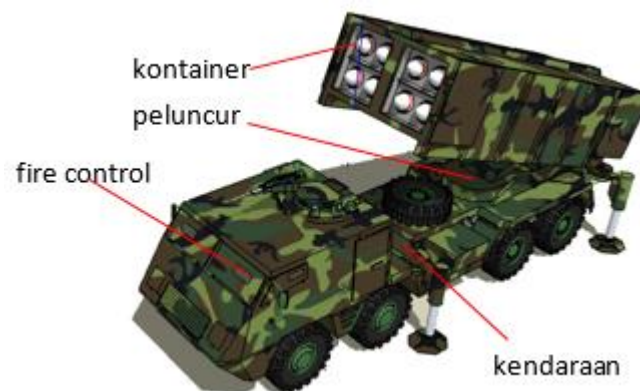


Gambar 2.4. Struktur Sirip

Sumber: Marimon (2020)

- g. *Cap* merupakan komponen depan dari motor roket yang berfungsi untuk menutup tabung motor roket dan menahan tekanan dari dalam tabung motor roket. *Cap* juga dapat berfungsi sebagai tempat duduk *igniter* (US Army Materiel Command, 1990, p. 7-30).
- h. *Liner* merupakan komponen dari motor roket yang berfungsi untuk merekatkan propelan dengan tabung motor roket dan melindungi struktur motor roket dari panas hasil pembakaran propelan (US Army Materiel Command, 1990, p. 7-95).
- i. Propelan merupakan komponen dari motor roket menghasilkan gas yang memiliki tekanan dan temperatur tinggi pada saat terbakar (US Army Materiel Command, 1990, p. 6-7).

- j. Nozel merupakan komponen dari motor roket yang berfungsi untuk merubah energi panas dari hasil pembakaran propelan menjadi energi kinetik (Dullum, 2010, p. 25).
- k. Peluncur merupakan sebuah sistem yang berfungsi untuk meluncurkan roket (Dullum, 2010, p. 21).
- l. Kendaraan merupakan wahana bermesin dengan roda yang dapat bergerak dari suatu tempat ke tempat lain. Kendaraan berfungsi untuk membawa sistem peluncur (Dullum, 2010, p. 23).
Gambar 2.5 adalah contoh sebuah kendaraan peluncur roket artileri beserta dengan komponen pendukungnya.



Gambar 2.5. Peluncur Roket

Sumber: Alex (2014)

- m. Alat pengarah merupakan wadah dimana tabung peluncur atau kontainer ditempatkan. Alat pengarah berfungsi untuk mengatur orientasi roket (azimuth dan elevasi yang diinginkan) (Dullum, 2010, p. 22).
- n. Tabung peluncur merupakan tabung yang berfungsi untuk memberikan arah awal saat roket keluar dari peluncur (US Army Materiel Command, 1990, p. 1-1) dan menjaga kestabilan roket saat di awal terbang (Dullum, 2010, p. 21). Pada MLRS Astros II MK 6, tabung peluncur terintegrasi pada sebuah kontainer.

- o. *Fire control* merupakan sistem yang dapat mengatur elevasi dan azimuth peluncur, mengatur *fuze*, mengatur jenis dan jumlah munisi yang akan ditembakkan (Dullum, 2010, p. 22).

2.1.2. Perbandingan MLRS Kelas Astros II MK6 di ASEAN.

Di dalam wilayah ASEAN terdapat beberapa MLRS sekelas Astros II MK6 yang digunakan oleh beberapa negara (Wu, 2021). Malaysia memiliki MLRS Astros II MK6 seperti yang dimiliki Indonesia. Singapura memiliki MLRS HIMARS buatan Amerika Serikat. MLRS HIMARS memiliki roket kaliber 227 mm dengan jarak tembak maksimum sekitar 60-70 km. Thailand memiliki MLRS DTI-1G dengan roket kaliber 300 mm yang memiliki jarak tembak 70-150 km. Gambar 2.6 adalah MLRS HIMARS buatan Amerika Serikat.



Gambar 2.6. MLRS HIMARS

Sumber: Dullum (2010, p. 147)

MLRS DTI-1G merupakan hasil pengembangan dan rancang bangun oleh Defense Technology Institute Thailand (Defense Technology Institute, 2011, p. 42). Pada gambar 2.7 dapat dilihat MLRS DTI-1 buatan Thailand. Program MLRS DTI-1G di Thailand ini bisa menjadi contoh untuk

Universitas Pertahanan Republik Indonesia dalam memberikan kontribusi untuk pengembangan alpalhankam di Indonesia.



Gambar 2.7. MLRS DTI-1

Sumber: Defense Technology Institute (2011. p. 91)

2.1.3. Pengalaman Pengembangan Roket R-Han 122 B

Roket R-Han 122 B merupakan roket yang dibuat untuk substitusi roket MLRS Grad/Grad-M. Roket R-Han 122 B memiliki kaliber 122 mm dengan jarak tembak maksimum 28 km. Roket Grad adalah juga roket kaliber 122 mm dengan jarak tembak 20 km sampai dengan 28 km (HK Krusik, 2014). Pada table 2.1 dapat dilihat spesifikasi dari roket Grad/Grad-M buatan Cekoslovakia.

Tabel 2.1. Spesifikasi Roket Grad.

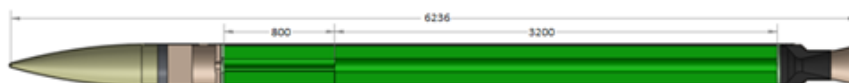
Tipe Roket	Panjang (m)	Jarak Tembak (km)	Massa (kg)			Specific Impuls (Ns)	
			Hulu Ledak	Propelan	Total	Motor	Total
Grad	2.88	20	19.1	20.4	66.0	1940	39700
Grad M	2.88	28	19.1	25.6	69.3	2010	51400

Sumber: HK Krusik, 2014

Pengembangan roket R-Han 122 B dimulai sejak tahun 2010 dan pada tahun 2018 memasuki tahap sertifikasi tipe (Kementerian Pertahanan Republik Indonesia, 2018). Saat ini telah diperoleh sebuah roket R-Han 122 B yang memiliki kinerja mendekati dengan roket Grad-M dan dapat diluncurkan dengan platform MLRS Grad. Roket R-Han 122 B dari proses pengembangan ini memiliki jarak tembak dan massa total yang tidak jauh berbeda dengan roket Grad-M. R-Han 122 B memiliki jarak tembak 28 km dengan massa total 63.3 kg. Roket R-Han 122 B menggunakan material tabung motor dari aluminium 6061 T6 ketebalan 6 mm. Roket R-Han 122 B ini digunakan sebagai referensi untuk desain hulu ledak dan material tabung motor roket.

2.1.4. Roket RX-320

Roket RX-320 adalah roket yang digunakan untuk penelitian atmosfer yang dikembangkan oleh ORPA BRIN. Pengujian sudah dilakukan pada roket ini mulai dari uji statik sampai dengan uji tembak dengan jarak tembak 64 km (Pusat Teknologi Roket LAPAN, 2016). Pada gambar 2.8 dapat lihat geometrid dan dimensi roket RX-320.



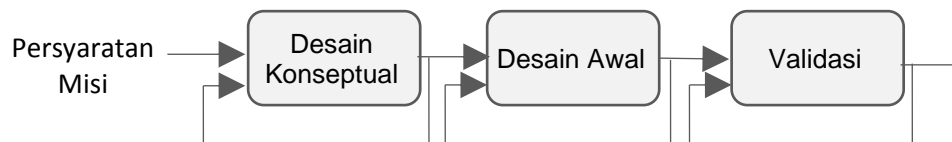
Gambar 2.8. Roket RX-320

Sumber: Pusat Teknologi Roket LAPAN (2016, p.21)

Roket RX-320 memiliki diameter 328 mm, panjang total 6.2 m dan massa muatan sebesar 154 kg. Material tabung motor roket adalah baja KH-406 dengan ketebalan 4 mm. Desain roket RX-320 ini adalah model referensi untuk desain aerodinamika dan struktur roket R-Han 300. Roket RX-320 digunakan sebagai referensi untuk desain *cap*, nozel, propelan, gaya dorong, waktu bakar propelan dan material tabung motor.

2.1.5. Proses Desain

Secara umum proses desain dibagi menjadi tiga tahap. Tahap pertama adalah desain konseptual, kemudian tahap kedua adalah desain awal dan tahap yang ketiga adalah validasi (US Army Materiel Command, 1990, p. 2-1). Pada tahap desain konseptual dilakukan analisis kebutuhan dan persyaratan operasional dari sistem (US Army Materiel Command, 1990, p. 2-1). Tahap desain konseptual ini didasarkan pada persyaratan misi dari calon pengguna. Pada gambar 2.9 dapat dilihat alur dari sebuah proses desain.



Gambar 2.9. Proses Desain

Sumber: US Army Materiel Command (1990, p. 2-2)

Pada tahap desain awal maka kebutuhan dan persyaratan operasional dari sistem diterjemahkan dalam bentuk fungsi dan persyaratan kinerja dari subsistemnya. Pada desain awal dilakukan kompromi, sintesis sistem dan analisis dari subsistem dan sistem untuk memperoleh sebuah konfigurasi yang memenuhi persyaratan dan spesifikasi (US Army Materiel Command, 1990, p. 2-2). Pada tahap validasi dilakukan analisis yang lebih detail sampai kepada bagian yang paling kecil untuk memperoleh sebuah prototipe produk yang memenuhi persyaratan dan spesifikasi. Penelitian desain aerodinamika dan struktur roket R-Han 300 untuk substitusi roket SS-80 Astros II MK6 ini merupakan bagian dari desain awal roket R-Han 300.

2.1.6. Sistem Engineering R-Han 300

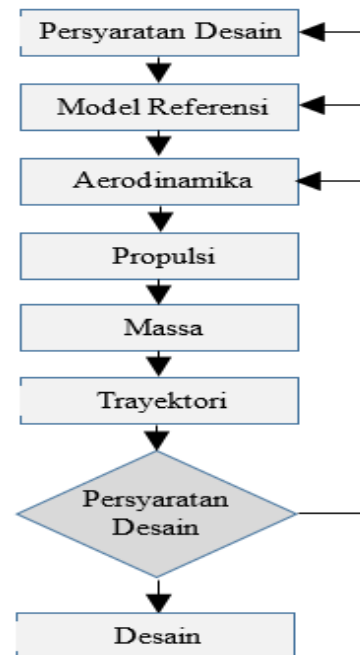
Dalam melakukan desain roket R-Han 300 untuk mencapai kinerja yang diinginkan maka berdasarkan fungsi untuk mencapai kinerjanya dapat

dilakukan dekomposisi menjadi beberapa subsistem yang terkait dengan kinerja roket R-Han 300. Berdasarkan analisis kinerjanya maka roket R-Han 300 dapat dibagi menjadi 5 subsistem pada level-1, yaitu aerodinamika, struktur, propulsi, hulu ledak dan trayektori. Subsistem aerodinamika dapat dibagi menjadi dua subsistem pada level-2, yaitu gaya hambat dan stabilitas. Subsistem struktur dapat dibagi menjadi dua subsistem pada level-2, yaitu kekuatan, dan massa. Propulsi dapat dibagi menjadi dua subsistem pada level-2, yaitu spesifik impuls dan gaya dorong. Hulu ledak dapat dibagi menjadi dua subsistem pada level-2, yaitu massa dan radius ledakan serta trayektori dapat dibagi menjadi dua subsistem pada level-2 yaitu jarak tembak dan akurasi.

Di dalam proses desain ini juga ditentukan persyaratan desain untuk roket R-Han 300 untuk dapat mencapai misinya. Persyaratan desain ini terdiri dari persyaratan teknis dan batasan. Persyaratan teknis adalah jarak tembak 80 km dan dapat membawa hulu ledak 180 kg. Untuk dapat melakukan misinya terbang sampai ke target maka harus dipenuhi persyaratan terkait stabilitas terbang, aerodinamika, struktur, propulsi, jarak tembak dan akurasi. Pada aspek batasan maka desain R-Han 300 dibatasi geometrinya. Batasan geometri ini ada karena roket R-Han 300 harus dapat diluncurkan dari platform Astros II MK6. Batasan lainnya adalah bahwa teknologi komponen roket yang digunakan dalam desain roket R-Han 300 adalah berdasarkan kemampuan teknologi dan material yang sudah digunakan pada roket RX-320 dan roket R-Han 122 B.

2.1.7. Teori Desain Roket

Desain sebuah roket merupakan proses desain yang multi-disiplin, iteratif dan kompromi dari berbagai aspek desain seperti aerodinamika, struktur, propulsi, internal ballistik, trayektori dan lainnya (Khalil, 2018). Desain sebuah roket umumnya mengacu pada satu atau lebih model roket yang sudah ada (Fleeman, 2006, p.15). Secara umum alur desain sebuah roket dapat dilihat pada gambar 2.10.



Gambar 2.10. Alur Desain Sebuah Roket.

Sumber: Fleeman (2006, p. 6)

Aerodinamika roket ditentukan oleh konfigurasi atau geometri luar roket. Desain aerodinamika dilakukan umumnya untuk memperoleh konfigurasi yang memberikan gaya hambat yang kecil (Ajuwon, 2020) dan kestabilan terbang yang baik (US Army Materiel Command, 1990). Gaya aerodinamika yang berkerja pada roket akan mempengaruhi kinerja dari roket (Pallone, 2018).

Propulsi roket merupakan bagian yang menghasilkan gaya dorong yang diperlukan untuk mendorong roket untuk memperoleh kecepatan terbang yang telah ditentukan (Mahjub, 2019). Desain propulsi dipengaruhi oleh jenis dan properti propelan yang digunakan (Mahjub, 2019).

Massa roket merupakan faktor yang sangat menentukan kinerja dari roket. Secara umum desain sebuah roket adalah bagaimana membuat massa seminimal mungkin (Mahjub, 2019). Semakin kecil massa roket maka jarak tembak roket dapat semakin jauh. Distribusi massa dari

komponen roket menentukan lokasi pusat massa roket. Lokasi pusat massa roket akan mempengaruhi kestabilan terbang roket.

Trayektori adalah parameter kinerja roket yang biasanya merupakan bagian dari misi roket itu sendiri (Khalil, 2018). Trayektori dari roket dipengaruhi oleh aerodinamika, propulsi, massa dan lingkungan terbang roket.

2.1.8. Konfigurasi Roket

Pemodelan konfigurasi roket diperlukan untuk perhitungan koefisien aerodinamika, distribusi massa dan trayektori. Roket artileri secara utuh memiliki banyak komponen dengan konfigurasi yang tidak sederhana. Di dalam tesis ini dilakukan penyederhanaan konfigurasi dari komponen roket. Penyederhaan konfigurasi ini dilakukan untuk memudahkan analisis tetapi masih memberikan hasil yang relevan dari massa dan inersia komponen roket (Chowdhury, 2011).

Komponen roket diasumsikan terdiri dari hulu ledak, *cap*, tabung motor roket, nozel dan fin. Hulu ledak terdiri dari dua bagian, yaitu bagian *nose cone* dan bagian silinder (US Army Materiel Command, 1990, p. 7-73).

Massa dan pusat massa dari komponen roket merupakan parameter yang berpengaruh terhadap kinerja roket. Pusat massa roket menentukan kestabilan terbang roket dan massa total roket berpengaruh pada jarak tembak roket. Massa roket adalah penjumlahan dari semua massa komponen roket. Massa dan pusat massa roket dapat dinyatakan dalam persamaan berikut:

$$MT = \sum_{i=1}^n m(i) \quad (2.1)$$

$$XCG = \frac{\sum_{i=1}^n m(i) \cdot xcg(i)}{MT} \quad (2.1)$$

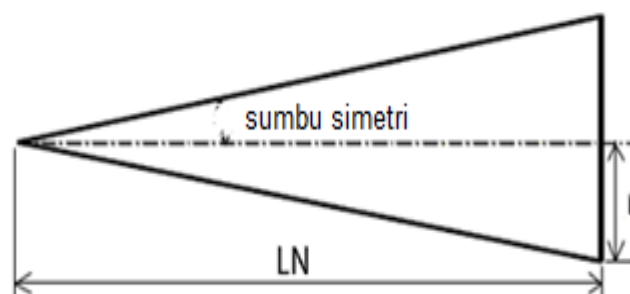
Dimana MT adalah massa total roket, $m(i)$ adalah massa dari setiap komponen roket dan $x_{cg}(i)$ adalah jarak pusat dari setiap komponen dari ujung *nose cone*.

2.1.9. Hulu Ledak

Hulu ledak merupakan bagian paling depan dari roket. Hulu ledak dibagi menjadi dua bagian, yaitu bagian paling depan yang disebut *nose cone* dan bagian belakang yang berbentuk silinder. Hulu ledak juga terbagi menjadi bagian struktur hulu ledak dan bagian eksplosif.

Bentuk *nose cone* adalah sebuah kurva yang dibentuk dari sebuah persamaan matematika. Bentuk *nose cone* merupakan fungsi dari jari-jari hulu ledak, panjang *nose cone* dan jarak horizontal dari ujung *nose cone* sampai dengan panjang *nose cone*. Di dalam penelitian ini akan dilakukan analisis untuk enam bentuk *nose cone*, yaitu konik, *power 0.5*, *power 0.75*, *tangent ogive*, *ld haack* dan *lv haack*. Persamaan matematika yang memodelkan bentuk-bentuk *nose cone* (Shah, 2020; Varma, 2016) ini dapat dilihat pada persamaan 2.3 sampai dengan persamaan 2.8.

Bentuk *nose cone* yang pertama adalah konik. *Nose cone* konik adalah bentuk yang paling umum dan paling sederhana. Bentuk dari *nose cone* ini berupa sebuah garis lurus yang membentuk sudut terhadap sumbu simetri *nose cone*. Geometri *nose cone* konik dapat dilihat pada gambar 2.11.



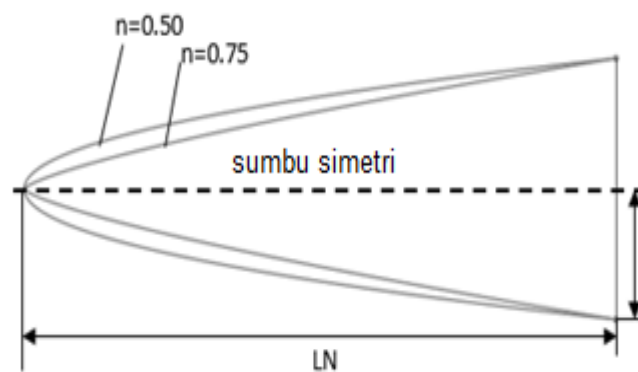
Gambar 2.11. Geometri Nose Cone Konik.

Sumber: Varma (2016)

Persamaan matematika yang mendeskripsikan bentuk *nose cone* konik adalah sebagai berikut:

$$y = \frac{x \cdot r}{LN} \quad (2.3)$$

Bentuk *nose cone* kedua adalah *nose cone power* dengan nilai pangkat (n) sama dengan 0.5 dan bentuk *nose cone* ketiga adalah dengan nilai pangkat sama dengan 0.75. *Nose cone power* adalah *nose cone* yang bentuknya sebagai fungsi dari pangkat (*power* dalam bahasa Inggris) dari rasio jarak x terhadap panjang *nose cone*. Bentuk ujung *nose cone* ini akan semakin tumpul jika nilai pangkat semakin kecil mendekati nol dan akan semakin lancip jika nilai pangkat mendekati satu. Geometri *nose cone power* dapat dilihat pada gambar 2.12.



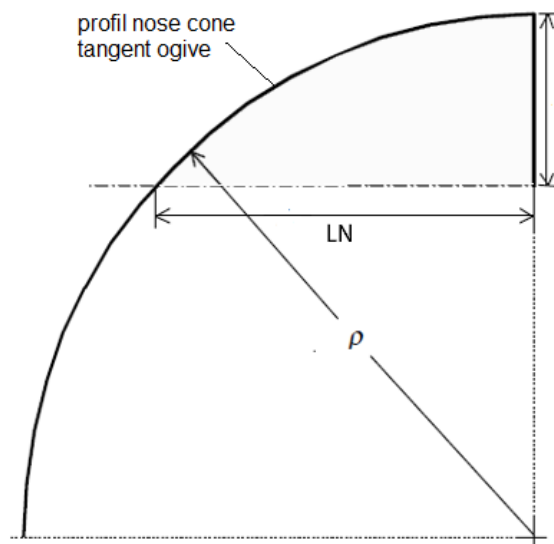
Gambar 2.12. Geometri Nose Cone Power.

Sumber: Varma (2016)

Nose cone konik adalah kasus khusus dari *nose cone power* dimana nilai pangkatnya adalah satu. Persamaan matematika yang mendeskripsikan bentuk *nose cone power* adalah sebagai berikut:

$$y = r \left(\frac{x}{LN} \right)^n, \quad 0 \leq n \leq 1 \quad (2.4)$$

Bentuk *nose cone* yang keempat adalah *tangent ogive*. *Nose cone tangent ogive* adalah salah satu *nose cone* yang umum digunakan. Bentuk dari *nose cone* ini merupakan segmen dari sebuah lingkaran dengan dimensi yang dibuat sehingga bentuk *nose cone* bersinggungan dengan badan roket. Radius dari *nose cone* disebut radius *ogive* yang dilambangkan dengan ρ . Geometri *nose cone tangent ogive* dapat dilihat pada gambar 2.13.



Gambar 2.13. Geometri Nose Cone Tangent Ogive.

Sumber: Varma (2016)

Panjang *nose cone* (LN) harus lebih kecil atau sama dengan radius *ogive* (ρ). Persamaan matematika yang mendeskripsikan bentuk *nose cone tangent ogive* adalah sebagai berikut:

$$\rho = \frac{r^2 + LN^2}{2r} \quad (2.5)$$

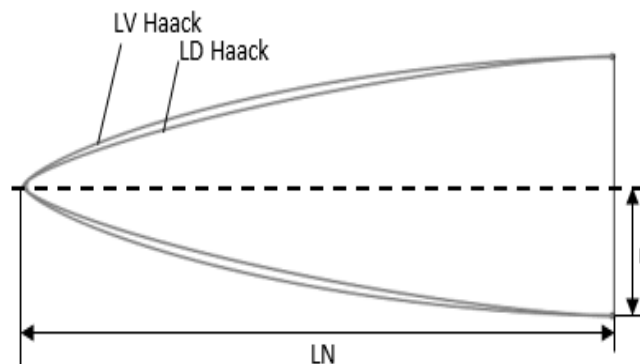
$$y = \sqrt{\rho^2 - (x - LN)^2} + (r - \rho) \quad (2.6)$$

Bentuk *nose cone* yang kelima adalah *ld haack* dan yang keenam adalah *lv haack*. *Nose cone* seri *haack* adalah *nose cone* yang bentuknya di desain untuk memperoleh gaya hambat yang minimum (Gan, 2021). Persamaan matematika yang mendeskripsikan bentuk *nose cone* seri *Haack* ini adalah sebagai berikut:

$$y = \frac{r}{\sqrt{\pi}} \sqrt{A - \frac{\sin 2A}{2} + C \sin^3 A} \quad (2.7)$$

$$A = \cos^{-1}\left(1 - \frac{2x}{LN}\right) \quad (2.8)$$

Paramter C menentukan bentuk dari *nose cone* seri *haack*. Nilai C yang umum digunakan adalah $C=0$ dimana bentuk *nose cone* disebut dengan *ld haack* atau *von karman* (Asadi, 2017), dan $C=1/3$ dimana bentuk *nose cone* disebut dengan *lv haack* (Asadi, 2017). Geometri *nose cone haack* dapat dilihat pada gambar 2.14.



Gambar 2.14 Geometri Nose Cone Haack.

Sumber: Varma (2016)

Untuk dapat menentukan massa dari hulu ledak maka perlu diketahui volume dari *nose cone*. Setiap bentuk *nose cone* memiliki volume tertentu yang berbeda dari dari volume *nose cone* lainnya untuk panjang dan diameter *nose cone* yang sama.

Volume dari *nose cone* dapat diperoleh dari integral volume persamaan bentuk *nose cone*. Salah satu metode untuk menentukan volume dari sebuah kurva persamaan adalah dengan menggunakan metode *disk*. Metode ini digunakan untuk menghitung volume dari kurva yang axis-simetri terhadap sumbu tertentu, misal sumbu x atau sumbu y. Bentuk *nose cone* adalah sebuah kurva yang axis-simetri terhadap sumbu x. Volume dari sebuah *nose cone* dari mulai titik nol sampai dengan panjang *nose cone* dapat dihitung dengan persamaan integral sebagai berikut:

$$V = \int_0^{LN} \pi [f(x)]^2 dx \quad (2.9)$$

Dimana $f(x)$ adalah persamaan dari bentuk *nose cone*. Besarnya volume bentuk *nose cone power* dan *haack* diperoleh dari integrasi volume persamaan 2.9, sedangkan untuk bentuk *nose cone* konik dan *tangent ogive* diperoleh dari literatur.

Berdasarkan persyaratan desain maka massa total hulu ledak adalah 180 kg. Hulu ledak diasumsikan memiliki ketebalan dinding yang merata. Hulu ledak juga diasumsikan hanya terdiri dari bagian struktur dan isian hulu ledak. Bagian struktur hulu ledak meliputi dinding hulu ledak sedangkan isian hulu ledak adalah volume bagian dalam yang ditutupi oleh dinding hulu ledak. Rasio massa bahan peledak terhadap struktur hulu ledak diasumsikan sama dengan 1. Ini adalah nilai rasio yang menghasilkan total energi kinetik yang maksimum (Fleeman, 2006, p. 250). Berdasarkan asumsi-asumsi ini maka dapat dihitung:

$$M_e = M_{ne} + M_{be} \quad (2.10)$$

$$M_s = M_{ns} + M_{bs} \quad (2.11)$$

$$M_s = M_e \quad (2.12)$$

$$M_n = M_{ne} + M_{ns} \quad (2.13)$$

$$M_b = M_{be} + M_{bs} \quad (2.14)$$

$$M_n + M_b = 180 \quad (2.15)$$

$$Mb = 180 - Mn \quad (2.16)$$

$$Mb = Vbs \cdot rws + Vbe \cdot rwe \quad (2.17)$$

$$Vbs = \pi \cdot re^2 \cdot tw + \pi \cdot (r^2 - re^2) \cdot LB \quad (2.18)$$

$$Vbe = \pi \cdot re^2 \cdot (LB - tw) \quad (2.19)$$

$$LB = \frac{[(180 - Mn) - (\pi \cdot re^2 \cdot tw \cdot (rws - rwe))]}{\pi \cdot rws \cdot (r^2 - re^2) + \pi \cdot rwe \cdot re^2} \quad (2.20)$$

$$LW = LN + LB \quad (2.21)$$

Dimana M_e adalah massa eksplosif, M_s adalah massa struktur hulu ledak, M_{ns} adalah massa struktur pada bagian *nose cone*, M_{ne} adalah massa eksplosif pada bagian *nose cone*, M_{bs} adalah massa struktur pada bagian silinder dan M_{be} adalah massa eksplosif pada bagian silinder. M_n adalah massa hulu ledak pada bagian *nose cone*, M_b adalah massa hulu ledak pada bagian silinder. V_{bs} adalah volume struktur pada bagian silinder hulu ledak dan V_{be} adalah volume eksplosif pada bagian silinder hulu ledak, r_{ws} adalah massa jenis material struktur hulu ledak dan r_{we} adalah massa jenis eksplosif. LW adalah panjang hulu ledak, LN adalah panjang bagian *nose cone*, LB adalah panjang bagian silinder, tw adalah ketebalan struktur hulu ledak, jari-jari hulu ledak adalah r dan jari-jari bagian eksplosif pada silinder adalah re .

Pusat massa hulu ledak merupakan gabungan dari pusat massa bagian *nose cone* dengan bagian silinder. Untuk bagian *nose cone* diasumsikan pusat massa berada pada $2/3$ panjang *nose cone* dari ujung *nose cone*. Untuk bagian silinder pusat massa diasumsikan pada $1/2$ panjang silinder. Berdasarkan asumsi ini maka:

$$X_n = \frac{2}{3} LN \quad (2.22)$$

$$X_s = LN + 0.5 \cdot LS \quad (2.23)$$

Besarnya momen inersia dari bagian *nose cone* diasumsikan sama dengan momen inersia dari kerucut. Besarnya momen inersia dari bagian silinder hulu ledak diasumsikan sebagai momen inersia silinder hollow.

$$I_n = \frac{3 \cdot Mn}{20} \left(r^2 + \left(\frac{LN}{2} \right)^2 \right) \quad (2.24)$$

$$I_b = \frac{Mb}{12} (3(r^2 + re^2) + LB^2) \quad (2.25)$$

Dimana I_n adalah momen inersia hulu ledak bagian *nose cone*, I_b adalah momen inersia hulu ledak bagian silinder, re adalah jari-jari dalam hulu ledak, besarnya re sama dengan jari-jari luar dikurangi ketebalan *nose cone*.

2.1.10. Cap

Cap merupakan komponen depan dari motor roket yang berfungsi untuk menutup tabung motor roket dan menahan tekanan dari dalam tabung motor roket. *Cap* juga dapat berfungsi sebagai tempat duduk *igniter*.

Parameter geometri *cap* adalah panjang dan massa *cap*. Panjang dan massa *cap* diasumsikan sama dengan panjang dan massa *cap* RX-320. Pusat massa *cap* diasumsikan berada pada 0.5 panjang *cap*. Besarnya momen inersia *cap* diasumsikan sama dengan momen inersia silinder padat. Dengan asumsi ini maka:

$$M_c = M_{co} \quad (2.26)$$

$$X_c = LN + LB + (0.5 \cdot LC) \quad (2.27)$$

$$I_c = \frac{M_c}{12} (3r^2 + LC^2) \quad (2.28)$$

Dimana X_c adalah pusat massa *cap*, I_c adalah momen inersia dari *cap*, LC adalah panjang *cap*, M_c adalah massa *cap* roket R-Han 300 dan M_{co} adalah massa *cap* roket RX-320.

2.1.11. Tabung Motor

Tabung motor merupakan komponen yang menjadi wadah untuk propelan dan liner. Parameter geometri dari motor roket adalah ketebalan motor roket, panjang dan massa tabung motor roket.

Dengan asumsi panjang total, *cap* dan nozel roket tetap, maka panjang dan massa tabung motor akan ditentukan oleh dari besarnya *fineness ratio nose cone*. Massa tabung motor juga ditentukan oleh massa jenis material dan ketebalan dari motor roket. Pada penelitian ini akan digunakan dua variasi material untuk tabung motor. Material tabung motor yang digunakan adalah material yang digunakan pada roket RX-320 dan R-Han 122 B. Panjang tabung motor dapat dihitung sebagai berikut:

$$LM = LT - (LW + LC + LZ) \quad (2.29)$$

Dimana LM adalah panjang tabung motor, LT adalah panjang total roket, LW adalah panjang hulu ledak, LC adalah panjang *cap* dan LZ adalah panjang nozel. Tabung motor merupakan bagian dari roket yang menerima beban yang tinggi terutama dari tekanan di dalam ruang bakar. Teori yang digunakan dalam analisis kekuatan tabung motor roket adalah teori *pressure vessel*. Teori ini digunakan karena beban mekanik yang dialami motor roket mirip dengan beban mekanik pada *pressure vessel*.

Pada sebuah tabung yang mengalami tekanan internal sebesar P maka pada bagian penampang arah longitudinal dan arah keliling tabung akan mengalami gaya reaksi. Besarnya gaya yang bekerja pada penampang tabung dalam bentuk tegangan aksial dan gaya tekan adalah sebagai berikut:

$$T = \sigma_1 A = \sigma_1 \pi D \cdot tm \quad (2.30)$$

$$P = \frac{p\pi D^2}{4} \quad (2.31)$$

Untuk menjaga keseimbangan dalam arah lognitudinal maka besarnya tegangan aksial dan gaya tekan harus sama, sehingga besarnya tegangan aksial (Hossam, 2019).

$$\sigma_1 = \frac{P \cdot D}{4 \cdot tm} \quad (2.32)$$

Pada arah keliling tabung ada tegangan tarik dan gaya yang besarnya proporsional dengan tekanan internal dan luas. Besarnya tegangan yang terjadi adalah:

$$P = \frac{P \cdot L \cdot D}{2} \quad (2.33)$$

$$T = \sigma_2 A = \sigma_2 L \cdot tm \quad (2.34)$$

Untuk menjaga keseimbangan dalam arah keliling maka besarnya tegangan tarik dan gaya tekan harus sama, sehingga dapat diperoleh tegangan arah keliling atau yang biasa disebut dengan *hoop stress* (Hossam, 2019):

$$\sigma_2 = \frac{P \cdot D}{2 \cdot tm} \quad (2.35)$$

Untuk arah radial besarnya tegangan diasumsikan sangat kecil untuk kasus silinder tipis (Li, 2017). Besarnya tegangan ekuivalen yang bekerja pada tabung motor roket adalah sebagai berikut (Li, 2017):

$$VM = \sqrt{\sigma_1^2 - \sigma_1 \sigma_2 + \sigma_2^2} = \frac{\sqrt{3} \cdot P \cdot D}{4 \cdot tm} \quad (2.36)$$

Dimana D adalah diameter tabung, t_m adalah ketebalan tabung, P adalah tekanan maksimum operasional di dalam tabung. Nilai P dapat diasumsikan sebesar 110% dari tekanan maksimum yang terjadi di dalam tabung motor roket (US Army Materiel Command, 1990, p. 6-31).

$$P = 1.1 P_m \quad (2.37)$$

Dimana P_m adalah tekanan operasional maksimum yang terjadi di dalam tabung motor roket. *Safety factor* (SF) dihitung berdasarkan persamaan berikut:

$$SF = \frac{UTM}{VM} \quad (2.38)$$

Dimana UTM adalah *ultimate tensile strength* dari material tabung motor dan VM adalah tegangan ekuivalen (Von Mises). *Safety factor* dapat dituliskan juga sebagai:

$$SF = \frac{UTM}{\frac{\sqrt{3} \cdot P \cdot D}{4 \cdot t_m}}$$

$$SF = \frac{UTM \cdot 4 \cdot t_m}{\sqrt{3} \cdot P \cdot D} \quad (2.39)$$

Tabung motor akan mengalami deformasi setelah mengalami beban tekanan dari ruang bakar motor roket selama proses pembakaran propelan. Besarnya deformasi dari tabung motor pada arah radial adalah sebagai berikut:

$$dtm = \frac{P \cdot D^2}{4 \cdot t_m \cdot E_m} \left(1 - \frac{\nu}{2}\right) \quad (2.40)$$

Besarnya modulus elastisitas dari material tabung motor adalah E_m , *poisson* ratio adalah ν , dan t_m adalah ketebalan tabung motor. Besarnya massa, inersia dan pusat massa tabung motor dapat dihitung melalui persamaan berikut:

$$V_{mr} = \pi \cdot LM \cdot (r^2 - (r - t_m)^2) \quad (2.41)$$

$$M_m = r_{mr} \cdot V_{mr} \quad (2.42)$$

$$I_m = \frac{M_m}{12} (3(r^2 + (r - t_m)^2) + LM^2) \quad (2.43)$$

$$X_m = LN + LB + LC + 0.5 \cdot LM \quad (2.44)$$

Dimana I_m adalah momen inersi tabung motor, t_m adalah ketebalan tabung motor r , r_{mr} adalah massa jenis material tabung motor, V_{mr} adalah volume tabung motor, X_m adalah pusat massa tabung motor dan LM adalah panjang tabung motor.

2.1.12. Propelan dan Liner

Material dan properti propelan yang digunakan untuk desain R-Han 300 ini adalah sama dengan yang digunakan pada roket RX-320. Panjang dan massa propelan akan ditentukan oleh panjang tabung motor roket R-han 300. Besarnya panjang propelan diasumsikan sama dengan panjang tabung motor roket dikurangi bagian struktur cap dan nozel yang masuk ke tabung motor. Panjang liner diasumsikan sama dengan panjang propelan, sedangkan untuk perhitungan massa liner menggunakan metode empiris. Panjang propelan dapat dihitung sebagai berikut:

$$LP = LM - (LC_i + LZ_i) \quad (2.45)$$

Dimana LP adalah panjang propelan, LC_i dan LZ_i adalah bagian struktur cap dan nozel yang masuk ke tabung motor dan LM adalah panjang tabung motor R-Han 300.

Massa propelan diperoleh secara skala linear berdasarkan perbandingan panjang propelan R-Han 300 terhadap panjang propelan RX-320. Besarnya massa *liner* dihitung secara empiris sebesar 15% dari massa tabung motor (US Army Materiel Command, 1990, p 7-76). Dengan asumsi ini maka:

$$M_p = \frac{LP}{LP_o} M_{p_o} \quad (2.46)$$

$$M_l = 0.15 \cdot M_m \quad (2.47)$$

M_p adalah massa propelan R-Han 300, M_l adalah massa liner, LP adalah panjang propelan R-Han 300, M_{p_o} adalah massa propelan RX-320 dan LP_o adalah panjang propelan RX-320.

Pusat massa propelan dan *liner* diasumsikan sama dengan pusat massa tabung motor. Bersarnya momen inersia propelan dan *liner* diasumsikan sama dengan momen inersia silinder padat dan besarnya momen inersia kedua komponen ini dijadikan satu. Dengan asumsi ini maka:

$$X_p = X_m \quad (2.48)$$

$$I_p = \frac{(M_p + M_l)}{12} (3 \cdot r_p^2 + LP^2) \quad (2.49)$$

Dimana X_p dan I_p adalah pusat massa dan inersia dari propelan dengan liner. Diameter terluar propelan adalah r_p .

2.1.13. Nozel, Fin dan Komponen Lainnya

Nozel merupakan komponen dari motor roket yang berfungsi untuk merubah energi panas dari hasil pembakaran propelan menjadi energi kinetik. Nozel berada pada bagian ujung belakang roket.

Parameter nozel adalah panjang dan massa nozel. Panjang dan massa nozel diasumsikan sama dengan panjang dan massa nozel RX-320.

Besarnya momen inersia nozel diasumsikan sama dengan momen inersia silinder padat. Dengan asumsi ini maka:

$$M_z = M_{z0} \quad (2.50)$$

$$X_z = LN + LB + LC + LM + (0.5 \cdot LZ) \quad (2.51)$$

$$I_z = \frac{M_z}{12} (3r^2 + LZ^2) \quad (2.52)$$

Dimana X_z adalah pusat massa nozel, M_z adalah massa nozel R-Han 300, M_{z0} adalah massa nozel RX-320, LZ adalah panjang nozel dan I_z adalah momen inersia nozel.

Fin adalah bagian dari roket yang menghasilkan gaya aerodinamika. Di dalam roket artileri fin berfungsi untuk memberikan kestabilan terbang pada roket. Pada roket artileri fin biasanya berbentuk *wrap-around* fin. Fin *wrap-around* ini memiliki penampang yang melengkung agar dapat dilipat pada bagian badan roket. Lebar fin juga biasanya masuk sedikit ke bagian nozel.

Pada penelitian ini sirip diasumsikan berbentuk datar, tidak berbentuk *wrap-around*. Lebar sirip juga dihitung hanya bagian yang diluar diameter tabung motor roket. Lebar sirip dihitung sebagai proyeksi lebar sirip *wrap-around*. Hal ini dilakukan untuk mempermudah perhitungan. Besarnya parameter aerodinamika sirip *wrap-around* dengan asumsi sirip datar tidak jauh berbeda (Liu, 2014) sehingga asumsi penggunaan sirip datar di dalam tesis ini valid.

Geometri fin diasumsikan tetap untuk semua konfigurasi dan besarnya sama dengan geometri sirip roket SS-80 Astros II. Lebar sirip diasumsikan sama dengan ukuran proyeksi panjang kelengkungan lebar sirip SS-80 sedangkan panjang sirip diasumsikan sama dengan panjang sirip SS-80.

Bentuk airfoil sirip diasumsikan berbentuk hexagonal dengan ketebalan yang homogen. Ukuran geometri airfoil sirip diasumsikan sama

seperti ukuran geometri sirip SS-80 Avibras. Panjang dari ujung depan sirip sampai ketebalan maksimum adalah l_{mu} , panjang bagian yang datar adalah l_{fu} dan ketebalan airfoil adalah z_u .

Panjang dan lebar sirip serta bentuk geometri airfoil sirip diasumsikan sama untuk semua konfigurasi roket. Material sirip menggunakan material yang digunakan pada roket R-Han 122 B.

Untuk perhitungan massa maka sirip diasumsikan berbentuk balok. Dengan asumsi ini maka massa dan momen inersia sirip dapat dihitung sebagai berikut:

$$V_f = 4 \cdot (s \cdot c \cdot z_u) \quad (2.53)$$

$$M_f = m_{jf} \cdot V_f \quad (2.54)$$

$$X_f = LT - \left(LF + \frac{c}{2} \right) \quad (2.55)$$

$$I_f = \frac{M_f}{4} \left(D^2 + \left(\frac{2 \cdot s^2}{3} \right) (2 \cdot c) \right) \quad (2.56)$$

Dimana V_f adalah volume sirip, M_f adalah massa sirip, m_{jf} adalah massa jenis sirip, s lebar sirip, c panjang sirip, LT panjang total roket, X_f pusat massa sirip dan D adalah diameter roket.

Komponen lainnya seperti *igniter*, kabel *igniter*, dan lainnya tidak dimodelkan secara geometri di dalam analisis ini. Parameter yang diperhitungkan untuk komponen-komponen ini hanyalah massa. Besarnya massa komponen lain ini dihitung dengan menggunakan metoda empiris.

Massa dari komponen lainnya (M_k) seperti igniter, kabel igniter dan lainnya diasumsikan sama dengan 20% massa motor roket (US Army Materiel Command, 1990, p 7-76). Massa komponen diasumsikan tidak mempengaruhi pusat massa dan hanya ditambahkan ke massa total roket untuk perhitungan trayektori.

$$M_k = 0.20 \cdot M_m \quad (2.57)$$

2.1.14. Gaya Aerodinamika

Gaya aerodinamika merupakan salah satu parameter yang mempengaruhi trajektori roket (Tun, 2020). Gaya aerodinamika pada roket secara umum terbagi menjadi dua gaya yang saling tegak lurus yaitu gaya normal (F_N) dan gaya axial (F_A). Gaya normal adalah gaya yang tegak lurus terhadap sumbu simetri roket dan gaya axial adalah gaya yang tangensial terhadap sumbu simetri roket. Dari kedua gaya aerodinamika ini kemudian dapat diturunkan berbagai komponen gaya lainnya yang bekerja pada sebuah roket.

Gaya aerodinamika yang bekerja pada sebuah roket dipengaruhi oleh berbagai faktor, diantaranya adalah besarnya kecepatan terbang, geometri dan posisi roket. Kondisi atmosfer dimana roket terbang juga mempengaruhi gaya aerodinamika roket.

Gaya aerodinamika yang bekerja pada sebuah roket berasal dari distribusi tekanan dan gaya friksi pada roket (Tun, 2020). Distribusi tekanan pada roket sangat tergantung dari kecepatan terbang roket. Distribusi tekanan pada roket akan sangat berbeda jika dibandingkan roket terbang pada kecepatan subsonik (dibawah kecepatan suara) dan jika terbang pada kecepatan supersonik (diatas kecepatan suara). Gaya friksi yang bekerja pada roket tergantung dari kondisi lapisan batas yang terbentuk pada roket.

Gaya normal adalah gaya yang tegak lurus terhadap sumbu longitudinal roket. Gaya normal yang bekerja pada roket dapat dinyatakan sebagai berikut (Tun, 2020):

$$F_N = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_N \quad (2.58)$$

Dimana A adalah luas penampang tabung roket, ρ adalah massa jenis udara, dan C_N adalah koefisien gaya normal. Pada sudut serang kecil, maka besarnya C_N berbanding lurus terhadap sudut serang α dan turunan koefisien gaya normal terhadap sudut serang $C_{N\alpha}$. Dimana $C_{N\alpha}$ adalah (Tun, 2020):

$$C_N = C_{N\alpha}\alpha \quad (2.59)$$

Nilai $C_{N\alpha}$ dihitung untuk semua kompoen roket seperti *nose cone*, tabung dan sirip. Pusat aerodinamika X_{CP} roket dapat ditentukan melalui perhitungan gaya normal dari setiap komponen roket yang telah dilakukan. Dengan pertama-tama mengukur jarak pusat gaya aerodinamika setiap komponen, maka dapat dihitung pusat aerodinamika roket sebagai berikut (Tun, 2020):

$$X_{CP} = \frac{\sum C_{N\alpha(k)} \cdot X_{CP(k)}}{C_{N\alpha(total)}} \quad (2.60)$$

Dimana $C_{N\alpha(k)}$ adalah gradien koefisien gaya normal dari setiap komponen dan $X_{CP(k)}$ adalah jarak pusat aerodinamika dari setiap komponen. Pada perhitungan jarak pusat aerodinamika biasanya digunakan ujung *nose cone* sebagai titik referensi, sehingga semua jarak pusat aerodinamika diukur terhadap ujung *nose cone*.

Gaya axial adalah gaya yang tangensial terhadap sumbu simteri roket. Gaya aksial yang bekerja pada roket dapat dinyatakan sebagai berikut (Tun, 2020):

$$F_A = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_A \quad (2.61)$$

Dimana C_A adalah koefisien gaya aksial. Koefisien gaya aksial total roket terdiri dari koefisien gaya aksial *nose cone* dan badan $C_{A(fb)}$, *base drag* $C_{A(b)}$, dan gaya hambat sirip $C_{A(f)}$. Setelah semua koefisien gaya aksial komponen roket diketahui maka koefisien gaya aksial yang bekerja pada roket adalah sebagai berikut:

$$C_A = C_{A(fb)} + C_{A(b)} + C_{A(f)} \quad (2.62)$$

2.1.15. Propulsi

Parameter propulsi yang digunakan di dalam desain roket R-Han 300 ini adalah berdasarkan parameter propulsi roket RX-320. Parameter yang digunakan adalah waktu bakar propelan, panjang propelan, gaya dorong, dan tekanan ruang bakar maksimum.

Di dalam pemodelan roket R-Han 300 ini, waktu bakar propelan dan tekanan ruang bakar maksimum diasumsikan sama dengan model referensi RX-320. Untuk gaya dorong maka akan perbandingan secara linear berdasarkan perbandingan panjang propelan R-Han 300 terhadap panjang propelan RX-320. Besarnya gaya dorong dapat dihitung sebagai berikut:

$$Th = \frac{LP}{LPo} THo \quad (2.63)$$

Dimana Th adalah gaya dorong roket R-Han 300, Tho adalah gaya dorong motor roket RX-320, Lpo adalah panjang propelan roket RX-320 dan LP adalah panjang propelan R-Han 300.

2.1.16. Trayektori

Analisis trayektori dilakukan dengan cara pemodelan simulasi gerak tiga derajat-kebebasan atau dalam bahasa inggris disebut model 3 *Degree of Freedom* (selanjutnya disebut dengan simulasi trayektori 3DOF). Simulasi 3DOF adalah simulasi gerak roket pada sebuah bidang yang merepresentasikan tiga derajat kebebasan gerak roket, yaitu dua gerak translasi pada arah sumbu x dan sumbu z roket dan satu gerak rotasi terhadap sumbu y roket.

Di dalam melakukan simulasi trayektori 3DOF ini maka dibuat model matematika dari persamaan gerak roket, gaya aerodinamika, momen aerodinamika roket, massa roket, inersia roket, propulsi dan atmosfer. Model matematika ini dibuat dengan menggunakan perangkat lunak Matlab Simulink.

Model matematika persamaan gerak menggunakan model yang sudah terdapat pada perangkat lunak Matlab Simulink. Tipe persamaan gerak yang digunakan adalah persamaan gerak 3DOF dengan tata acuan koordinat pada sumbu benda roket. Persamaan gerak translasi pada sumbu benda roket adalah sebagai berikut:

$$\sum \Delta F_X = m(\dot{U} + WQ) \quad (2.64)$$

$$\sum \Delta F_Z = m(\dot{W} + UQ) \quad (2.65)$$

U dan W adalah komponen kecepatan pada sumbu benda X_b dan Z_b . Q adalah komponen kecepatan sudut pada sumbu benda Y_b , dan ΔF_X dan ΔF_Z adalah total gaya yang bekerja pada masing-masing sumbu benda X_b dan Z_b , yaitu gaya aerodinamika, gaya gravitasi dan gaya dorong. Persamaan gerak rotasi adalah sebagai berikut:

$$\sum \Delta M = \dot{Q}I_{YY} \quad (2.66)$$

I_{YY} adalah inersia roket terhadap sumbu benda Y_b , ΔM adalah total momen terhadap sumbu benda Y_b . Persamaan kinematika sudut gerak roket pada sumbu benda roket adalah sebagai berikut:

$$\dot{\theta} = q \quad (2.67)$$

Persamaan ini menyatakan hubungan antara sudut pitch θ dengan kecepatan sudut *pitch* q . Persamaan ini di dalam perangkat lunak Matlab telah tersedia dalam bentuk blok persamaan. Untuk menyelesaikan persamaan ini maka diperlukan data input berupa data massa roket, inersia roket, propulsi, koefisien gaya dan momen aerodinamika roket, serta data karakteristik atmosfer (kepadatan, temperatur dan tekanan udara).

Massa dan inersia roket akan berkurang selama proses pembakaran propelan. Pemodelan massa dan inersia roket adalah sebagai berikut:

$$M = M_o - \frac{M_p}{t_b} t \quad , \quad t \leq t_b \quad (2.68)$$

$$M = M_e \quad , \quad t > t_b \quad (2.69)$$

$$I_{yy} = I_{yyo} - \left(\frac{I_{yyo} - I_{yye}}{t_b} \right) t \quad , \quad t \leq t_b \quad (2.70)$$

$$I_{yy} = I_{yye} \quad , \quad t > t_b \quad (2.71)$$

M dan I_{yy} adalah massa dan inersia roket sebagai fungsi waktu, M_o dan I_{yyo} adalah massa dan inersia roket dengan kondisi ada propelan, M_e dan I_{yye} adalah massa dan inersia roket dengan kondisi tanpa propelan, dan t_b adalah lamanya waktu pembakaran propelan. Selama proses pembakaran propelan massa dan inersia roket akan berubah sesuai dengan persamaan 2.68 dan 2.70. Setelah pembakaran propelan selesai maka massa dan inersia roket akan bernilai konstan sesuai dengan persamaan 2.69 dan 2.71.

Propulsi roket dimodelkan berdasarkan kurva gaya dorong roket RX-320. Lamanya waktu bakar ditentukan berdasarkan referensi yang dipublikasikan oleh Sutton pada halaman 459. Pemodelan gaya dorong roket adalah sebagai berikut:

$$T_r = T_h \quad , \quad t \leq t_b \quad (2.72)$$

$$T_r = 0 \quad , \quad t > t_b \quad (2.73)$$

Dimana T_r adalah besarnya gaya dorong roket sebagai fungsi waktu. Besarnya nilai gaya dorong T_h dari setiap konfigurasi dihitung berdasarkan persamaan 2.63.

Koefisien aerodinamika yang dibutuhkan untuk simulasi trayektori 3DOF ini adalah koefisien gaya aksial, gaya normal dan momen *pitch*. Koefisien aerodinamika ini dihitung dengan menggunakan perangkat lunak

Datcom. Koefisien aerodinamika dihitung sebagai fungsi dari bilangan Mach dan sudut serang. Untuk koefisien gaya aksial dihitung untuk dua kondisi, yaitu kondisi dimana masih ada gaya dorong dan kondisi dimana sudah tidak ada gaya dorong. Pada kondisi masih ada gaya dorong maka koefisien gaya aksial roket lebih kecil karena besarnya *base drag* sama dengan nol. Pemodelan koefisien aerodinamika adalah sebagai berikut:

$$C_a = C_{a0}(M, \alpha) \quad , \quad t \leq t_b \quad (2.74)$$

$$C_a = C_{a1}(M, \alpha) \quad , \quad t > t_b \quad (2.75)$$

$$C_n = C_n(M, \alpha) \quad (2.76)$$

$$C_m = C_m(M, \alpha, XCG, XCP) \quad (2.77)$$

Dimana $C_{a0}(M, \alpha)$ adalah koefisien gaya aksial fungsi bilangan mach M dan sudut serang α pada kondisi masih ada gaya dorong, $C_{a1}(M, \alpha)$ adalah koefisien gaya aksial fungsi bilangan mach M dan sudut serang α pada kondisi sudah tidak ada gaya dorong, $C_n(M, \alpha)$ adalah koefisien gaya normal sebagai fungsi bilangan mach M dan sudut serang α , dan $C_m(M, \alpha, XCG, XCP)$ adalah koefisien gaya normal sebagai fungsi bilangan mach M, sudut serang α , jarak pusat massa (XCG) dan jarak pusat gaya aerodinamika (XCP).

Pada simulasi trayektori 3DOF ini digunakan model atmosfer berdasarkan standard internasional (*International Standard Atmosphere, ISA*). Berdasarkan model ISA maka atmosphere dibagi menjadi beberapa lapisan berdasarkan ketinggian. Pada setiap lapisan ini temperatur udara berubah berdasarkan persamaan berikut:

$$T = T_0 + \eta(H - H_0) \quad (2.78)$$

Dimana T adalah temperatur udara pada ketinggian H, T_0 adalah temperatur udara ketinggian awal H_0 pada setiap lapisan, dan η adalah laju

perubahan temperatur udara pada setiap lapisan. Nilai η pada setiap dapat dilihat pada table 2.2. berikut:

Tabel 2.2. Laju Perubahan Temperatur Udara.

Lapisan	Ketinggian Awal, H_0 [km]	Laju Perubahan Temperatur, η [$^{\circ}\text{C}/\text{km}$]
1	0	-6.5
2	11	0.0
3	20	1.0
4	32	2.8
5	47	0.0
6	51	-2.8
7	71	-2.0

Sumber: Osaci, 2018.

Besarnya tekanan udara, massa jenis udara, dan kecepatan suara dapat dihitung dengan persamaan berikut:

$$P = P_0 \left[1 + \frac{\eta}{T_0} (H - H_0) \right]^{-\frac{g_0}{\eta R}}, \quad \eta \neq 0 \quad (2.79)$$

$$P = P_0 \left[e^{-\frac{g_0}{\eta R} (H - H_0)} \right], \quad \eta = 0 \quad (2.80)$$

$$\rho = \rho_0 \left[1 + \frac{\eta}{T_0} (H - H_0) \right]^{-\left(\frac{g_0}{\eta R} + 1\right)}, \quad \eta \neq 0 \quad (2.81)$$

$$\rho = \rho_0 \left[e^{-\frac{g_0}{\eta R} (H - H_0)} \right], \quad \eta = 0 \quad (2.82)$$

$$a = \sqrt{\gamma R T} \quad (2.83)$$

Dimana P , ρ , dan a adalah tekanan, massa jenis dan kecepatan suara pada ketinggian H . P_0 dan ρ_0 adalah tekanan dan massa jenis udara pada ketinggian awal H_0 pada setiap lapisan, g_0 adalah konstanta gravitasi, R adalah konstanta gas universal dan adalah rasio konstanta panas spesifik dari udara.

2.1.17. Dispersi dan Simulasi Monte Carlo

Hasil simulasi trayektori merupakan hasil yang sangat ideal, dimana semua parameter di dalam simulasi diasumsikan tidak mengalami gangguan. Roket artileri ballistik yang terbang tanpa sistem kendali akan terpengaruh oleh gangguan-gangguan yang dapat menyebabkan dispersi pada jarak tembak roket (Nugroho et. al., 2020). Pada kenyataannya akan selalu terdapat perbedaan antara nilai parameter di dalam simulasi dengan keadaan sesungguhnya (Saghafi, 2003). Perbedaan ini dapat terjadi karena ketidakakurasian dalam fabrikasi atau gangguan dari luar (Trzun, 2020; Saghafi, 2003). Ketidakakurasian fabrikasi seperti pada massa propelan, massa total, posisi pusat massa, dan lainnya (Trzun, 2020; Saghafi, 2003). Gangguan lain dapat berupa angin, keakurasian peluncur, dan lainnya (Trzun, 2020; Saghafi, 2003).

Ketidakakurasian dan gangguan dari luar ini akan menyebabkan terjadinya dispersi dari trayektori ideal (Trzun, 2020). Di dalam desain sebuah roket perlu diketahui pengaruh dari ketidakakurasian dan gangguan ini terhadap kinerja roket. Dengan diketahuinya pengaruh dari ketidakakurasian dan gangguan ini maka dapat dilakukan usaha untuk mengurangi dispersi trayektori roket.

Untuk menganalisis pengaruh dari berbagai ketidakakurasian dan gangguan secara bersamaan terhadap dispersi roket maka dilakukan simulasi *Monte Carlo*. Simulasi *Monte Carlo* adalah sebuah metode simulasi untuk mengetahui korelasi dari berbagai ketidakpastian variabel input terhadap parameter output yang ditentukan melalui statistik (Trzun, 2020).

Prinsip penggunaan simulasi *Monte Carlo* di dalam penentuan dispersi trayektori roket ini adalah dengan melakukan sejumlah iterasi dengan kondisi ketidakpastian yang acak pada setiap iterasinya (Trzun, 2020). Simulasi Monte Carlo bergantung pada pengambilan sampel nondeterministik berulang untuk mendapatkan hasil numerik, dengan menggunakan sifat stokastik sampel untuk dapat menggambarkan proses

yang mungkin bersifat deterministic (Trzun, 2020). Semakin banyak jumlah iterasi maka akan memberikan hasil yang lebih akurat. Parameter ketidakpastian yang dipilih juga harus yang memiliki pengaruh kuat terhadap output (Trzun, 2020).

Pada penelitian ini akan dilakukan analisis dispersi dua dimensi dari lintasan terbang roket R-Han 300. Analisis dilakukan hanya untuk satu konfigurasi dengan jarak tembak optimal. Di dalam simulasi ini dilakukan iterasi sebanyak 1000 kali.

Sebelum melakukan simulasi Monte-Carlo, dilakukan terlebih dahulu analisis pengaruh beberapa parameter terhadap disperse lintasan terbang roket. Parameter yang dipilih adalah massa awal, massa propelan, posisi pusat massa, sudut elevasi penembakan, ineris roket, waktu bakar, besar dan arah gaya dorong, kecepatan awal, kecepatan angin, gaya aksial dan massa jenis udara.

2.2. Hasil Penelitian Terdahulu

Penelitian terdahulu terkait parameter *fineness ratio nose cone*, bentuk *nose cone*, dan material tabung roket telah banyak dilakukan, akan tetapi hanya ada beberapa yang membahas hubungan parameter-parameter terhadap kinerja roket. Sebagian besar penelitian yang membahas *fineness ratio nose cone* dan bentuk *nose cone* hanya membahas aspek aerodinamikanya dan sebagian besar penelitian yang membahas tabung motor hanya membahas aspek kekuatan strukturnya.

Ajuwon (2020) melakukan analisis untuk menentukan bentuk, panjang, diameter dan material *nose cone* yang dapat memberikan *apogee* yang paling tinggi. Penelitian ini memiliki kesamaan dengan penelitian pada tesis ini, yaitu menganalisis pengaruh parameter *nose cone* terhadap kinerja roket. Perbedaannya dengan penelitian pada tesis ini adalah: (1) analisis dilakukan dengan asumsi komponen lain selain *nose cone* termasuk panjang propelan tidak berubah sedangkan pada tesis ini panjang propelan berubah dan dipengaruhi oleh parameter *nose cone*, (2) diameter

roket bervariasi sedangkan pada tesis ini diameter tidak bervariasi, (3) pada tesis ini terdapat variasi material tabung motor roket.

Shah (2020) melakukan analisis koefisien gaya hambat dengan metoda CFD untuk 12 profil *nose cone* dengan badan roket pada Mach 0.8, 0.9, 1.2 dan 2.0. Penelitian ini memiliki kesamaan dengan penelitian pada tesis ini, yaitu menghitung koefisien gaya hambat dari berbagai bentuk *nose cone*. Perbedaannya dengan tesis ini adalah perhitungan koefisien gaya hambat hanya dilakukan untuk bilangan Mach 0.8 sampai 2, sedangkan di dalam tesis ini dilakukan untuk bilangan Mach dari 0.1 sampai 4.

Penelitian terdahulu berikut ini juga hanya membahas aerodinamika *nose cone* dengan perbedaan pada metode, batasan dan tujuan penelitian. Alekhya (2018) melakukan analisis tekanan, kecepatan aliran dan koefisien gaya hambat pada *nose cone* dengan metode CFD untuk variasi kecepatan dari Mach 0.4, 0.8, 1, 1.2, 1.5, 2 dan 3. Profil *nose cone* yang dianalisis hanya profil konik dan *ogive*. Iyer (2020) melakukan analisis gaya hambat beberapa profil *nose cone* dan untuk beberapa *fineness ratio*. Publikasi ini lebih banyak membahas pengaruh *fineness ratio* dan kurang membahas perbandingan gaya hambat diantara beberapa *nose cone*. Varma (2016), Yeshwanth (2018), dan Parvez (2019) melakukan analisis aerodinamika *nose cone* untuk kecepatan subsonik. Kumar (2020) melakukan analisis aerodinamika *nose cone* untuk kecepatan hipersonik. Hannah (2020) melakukan analisis koefisien tekanan, lokasi dan sudut gelombang kejut pada beberapa profil *nose cone*. Kumar (2020) melakukan analisis gaya hambat untuk profil *nose cone* konik dan *tangent ogive* pada kecepatan Mach 2. Gan (2021) melakukan analisis tip *nose cone* dan *rifling* pada peluru.

Berikut ini adalah penelitian terdahulu yang membahas *nose cone* tetapi tidak terkait aerodinamika. Sreenivasula (2017) melakukan analisis material untuk digunakan pada *nose cone*. Asadi (2017) melakukan analisis *electromagnetic scattering* dari *nose cone*.

Penelitian terkait kekuatan tabung motor cukup banyak telah dilakukan. Di dalam tesis ini hanya digunakan beberapa penelitian terdahulu sebagai referensi terkait kekuatan tabung motor. Motta (2019), Kumar (2016) melakukan analisis struktur motor roket secara analitik dan numerik. Li (2017) melakukan analisis kehandalan dari metode analitik yang digunakan untuk analisis *pressure vessel*.

Berdasarkan pembahasan mengenai penelitian terdahulu maka perbedaan penelitian terdahulu dengan penelitian di dalam tesis ini adalah sebagai berikut:

1. Penelitian terdahulu belum ada yang membahas pengaruh bentuk dan *fineness ratio nose cone* terhadap koefisien aerodinamika (gaya hambat, gaya angkat, momen, pusat gaya aerodinamika) secara lengkap.
2. Penelitian terdahulu belum ada yang membahas pengaruh variasi bentuk dan *fineness ratio nose cone* terhadap kinerja roket dengan batasan diameter dan panjang total roket yang tetap.
3. Penelitian terdahulu belum ada yang membahas pengaruh bentuk dan *fineness ratio nose cone* terhadap (1) koefisien aerodinamika (gaya hambat, gaya angkat, momen, pusat gaya aerodinamika), (2) struktur roket (panjang hulu ledak, panjang proeplan, massa total, pusat massa), dan (3) trayektori (gaya dorong, akselerasi, kecepatan terbang, kestabilan, dinamika sudut serang dan kecepatan sudut pitch) secara menyeluruh.

Tabel 2.3. Matriks Hasil Penelitian Terdahulu.

No.	Penulis, Tahun Penelitian	Judul Penelitian	Metoda Penelitian	Hasil Penelitian	Persamaan	Perbedaan
1.	Varma, A. S., Sathyanarayana, G. S., Sandeep, J. (2016)	CFD Analysis of Various Nose Profiles.	Menggunakan metoda CFD.	Nose cone dengan profil von Karman (LD Haack) memiliki <i>critical mach number</i> paling besar.	Menganalisis aerodinamika <i>nose cone</i> .	Rezim kecepatan subsonik. Menganalisis pengaruh profil <i>nose cone</i> pada <i>critical mach number</i> .
2.	Sreenivasula, M. Keerthi, N. (2017)	Design and Structural Analysis of Missile Nose Cone.	Menggunakan metoda CFD dan elemen hingga untuk menganalisis beban aerodinamika dan struktur <i>nose cone</i> .	Material Titanium Ti-6Al-4V paling baik digunakan untuk <i>nose cone</i> .	Menganalisis <i>nose cone</i> .	Menganalisis material terbaik untuk struktur <i>nose cone</i> .

3.	Asadi, Z., Mohtashami, V. (2017)	Physical Optics Calculations of Electromagnetic Scattering from Haack Series Nose Cone.	Mengembangkan metode untuk menghitung <i>electromagnetic scattering</i> dari <i>no-cone</i> seri <i>haack</i> .	Sebuah metoda algoritma meshing yang efisien untuk menghitung <i>electromagnetic scattering</i> dari <i>nose cone</i> seri <i>haack</i> .	Menganalisis <i>no-cone</i> .	Menganalisis <i>electromagnetic scattering</i> dari <i>nose cone</i> .
4.	Alekhya, N., Manthana, S. (2018)	Drag Prediction on the Conical and Ogival Shaped Noses of Aerodynamic Bodies.	Analisis tekanan, kecepatan aliran dan gaya hambat pada <i>nose cone</i> dengan CFD. Variasi kecepatan dari Mach 0.4, 0.8, 1, 1.2, 1.5, 2 dan 3.	Koefisien gaya hambat <i>nose cone</i> dengan profil konik lebih besar dibandingkan dengan profil <i>ogive</i> .	Melakukan perhitungan gaya hambat pada <i>nose cone</i> .	Variasi profil <i>nose cone</i> yang dianalisis adalah <i>ogive</i> dan konik.

5.	Yeshwanth , A., Senthil, P.V. (2018)	Nose Cond Design and Analysis of an Avion.	Metoda CFD untuk menganalisis gaya hambat pada kecepatan subsonik dari beberapa profil <i>nose cone</i> , yaitu konik, parabola, ogive dan ellipsis.	Profil <i>nose cone</i> ellipsis memiliki gaya hambat terkecil pada kecepatan Mach 0.4, 0.6, dan 0.8.	Menganalisis gaya hambat pada beberapa profil <i>nose cone</i> .	Analisis gaya hambat dilakukan untuk kecepatan subsonik, yaitu Mach 0.4, 0.6 dan 0.8.
6.	Parvez, D., Chalia, S. (2019)	Investigation on Aerodynamic Performance of Elliptical and Secant Ogive Nose Cones.	Metoda CFD, eksperimen untuk menganalisis aerodinamika <i>nose cone</i> dengan profil ellipsis dan secant ogive.	<i>Nose cone</i> dengan profil ellipsis memiliki gaya hambat yang lebih kecil pada kecepatan subsonik dibandingkan dengan profil secant ogive.	Menganalisis gaya hambat beberapa profil <i>nose cone</i> .	Analisis gaya hambat dilakukan untuk kecepatan subsonik sebesar 25 m/s.

7.	Iyer, A. R, Pant, A. (2020)	A Review on Nose Cone Designs for Different Flight Regimes.	Metoda CFD untuk menganalisis aerodinamika nose cone untuk kecepatan subsonik, transonik, supersonik, dan hipersonik.	Nose cone dengan profil ellips baik untuk kecepatan subsonik, profil Von Karman baik untuk kecepatan antara subsonik dan transonik, untuk kecepatan supersonik perlu mempertimbangkan parameter lain, untuk hipersonik perlu mempertimbangkan parameter temperatur.	Menganalisis gaya hambat beberapa profil nose cone dan untuk beberapa <i>fineness ratio</i> .	Melakukan analisis karakteristik aerodinamika nose cone.
----	-----------------------------	---	---	---	---	--

8.	Kumar, P. K. (2020)	Analysis of Nose Cone of Missile.	Metoda CFD untuk menganalisis aerodinamika pada kecepatan supersonik dari profil <i>nose cone</i> konik dan <i>tangent ogive</i> .	Koefisien hambatan panas <i>nose cone tangent ogive</i> lebih kecil dibandingkan dengan profil konik.	Menganalisis gaya hambat profil <i>nose cone tangent ogive</i> dan konik.	Analisis dilakukan pada kecepatan Mach 2.
9.	Kumar, G. N., Velliangiri, M., Adithya, K. S. B., Kirubakaran, A., Kishore, M. (2020).	Design and CFD Analysis of Hypersonic Nose Cone,	Metoda CFD untuk menganalisis aerodinamika pada kecepatan hipersonik dari profil <i>nose cone power</i> .	Profile <i>nose cone power</i> dengan pangkat 0.66 lebih efisien dibandingkan <i>nose cone power</i> pangkat 0.75.	Menganalisis gaya hambat profil <i>nose cone power</i> .	Analisis dilakukan pada kecepatan hipersonik, Mach = 5, 7, 10 dan 12.

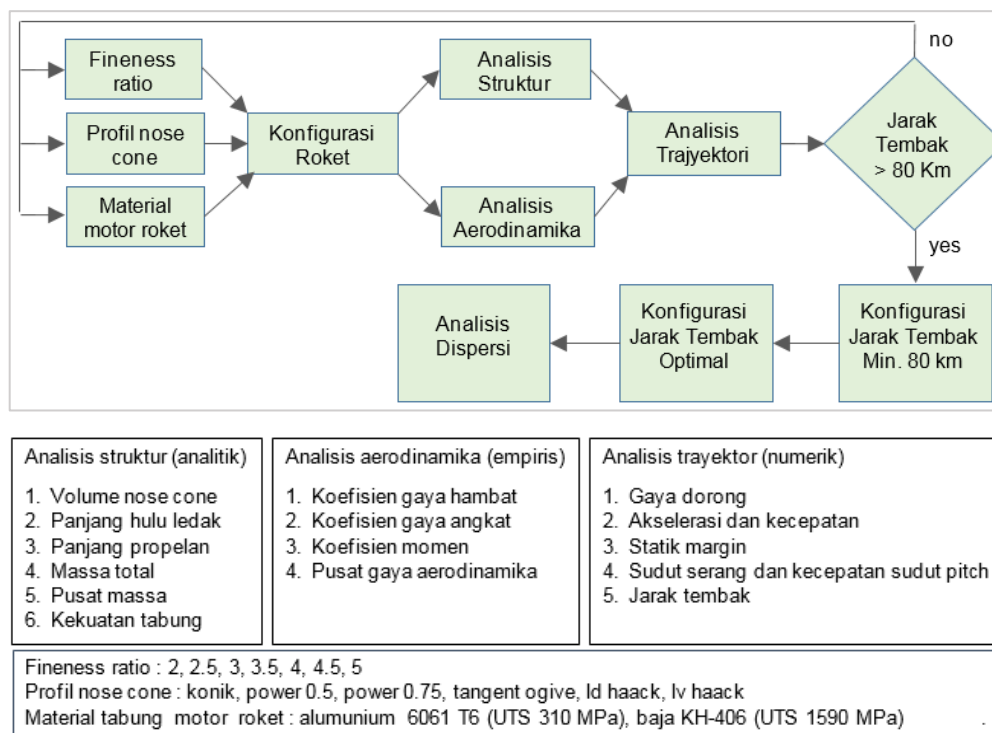
10.	Shah, S., Tanwani, N., Singh, S. K. (2020).	Drag Analysis for Sounding Rocket Nose Cone.	Metoda CFD untuk menganalisis 12 profil <i>nose cone</i> dengan badan roket pada Mach 0.8, 0.9, 1.2 dan 2.0.	Profil <i>nose cone</i> Von Karman adalah yang terbaik pada kecepatan subsonik, <i>nose cone power</i> 0.75 adalah yang terbaik pada kecepatan super-sonik.	Menganalisis gaya hambat berbagai profil <i>nose cone</i> .	Analisis dilakukan pada kecepatan Mach 0.8, 0.9, 1.2 dan 2.0.
11.	Ajuwon, M., Caballes, M., Xue, J.Burris, A, Alamu, S. O., Qian, X., Chen, G. (2020).	Optimization Design of Rocket Nosecone for Achieving Desired Apogee by Empirical Research and Simulation-Based Comparison.	Menentukan material dan konfigurasi <i>nose cone</i> optimum untuk mencapai apogee yang telah ditentukan.	Panjang, diameter, profil dan material <i>nose cone</i> mempengaruhi apogee optimum yang dapat dicapai.	Analisis pengaruh profil dan geometri <i>nose cone</i> terhadap kinerja roket.	Analisis pengaruh bentuk dan material <i>nose cone</i> untuk meminimalisasi gaya hambat sehingga dapat mencapai apogee yang ditentukan.

12.	Hannah. R. S. R., Raffic, M. N., Babu, K. G., Sreeshin, M., Rozario, A. M. (2020).	Study on Various Types of Nose Cone Profiles at Supersonic Speed through Analytical, Experimental and Numerical Simulation Methods.	Metoda analitik, eksperimen dan numerik untuk menganalisis aerodinamika beberapa profil <i>nose cone</i> .	Profil bikonik memiliki tekanan statik terkecil. Perbedaan nilai tekanan antara metode analitik dan eksperimen adalah 29% sampai 61%.	Analisis aerodinamika <i>nose cone</i> .	Analisis koefisien tekanan, lokasi dan sudut gelombang kejut pada beberapa profil <i>nose cone</i> .
-----	--	---	--	---	--	--

Sumber: diolah oleh peneliti

2.3. Kerangka Pemikiran

Di dalam tesis ini dilakukan penelitian tentang konfigurasi R-Han 300 yang memenuhi persyaratan kinerja kelas SS-80 Astros II MK6 dan yang memberikan jarak tembak terjauh dengan variasi *fineness ratio nose cone*, bentuk *nose cone*, dan material tabung motor. Persyaratan kinerja adalah membawa hulu ledak dengan massa 180 kg dengan jarak tembak minimum 80 km dan batasan desain adalah diameter luar 306 mm dan panjang total 5.6 m. Pada gambar 2.15 dapat dilihat kerangka pemikiran di dalam penelitian ini.



Gambar 2.15. Kerangka Pemikiran

Sumber: diolah oleh peneliti

Fineness ratio, bentuk *nose cone*, dan material tabung motor merupakan variabel independen di dalam penelitian ini. Ketiga variabel ini menentukan konfigurasi roket yang selanjutnya akan mempengaruhi aerodinamika dan struktur dari roket.

Dari aspek struktur maka *fineness ratio* dan bentuk *nose cone* akan mempengaruhi volume *nose cone*, panjang hulu ledak, panjang propelan, massa total dan pusat massa. Dari aspek aerodinamika maka *fineness ratio* dan bentuk *nose cone* akan mempengaruhi koefisien gaya hambat, gaya angkat, momen dan pusat gaya aerodinamika. Material tabung motor roket hanya akan mempengaruhi massa total, pusat massa dan kekuatan tabung. Ketiga variabel ini pada akhirnya akan mempengaruhi jarak tembak roket.

Semakin besar *fineness ratio* maka gaya hambat roket semakin kecil (Iyer, 2020). Pada kondisi panjang total roket tetap, maka semakin besar *fineness ratio nose cone* akan semakin pendek propelan yang dapat dibawa (Fleeman, 2006, hal. 29). Setiap bentuk *nose cone* memiliki volume yang berbeda. Volume *nose cone* juga ditentukan oleh nilai *fineness ratio nose cone*. Semakin kecil volume dari sebuah profil *nose cone* maka hulu ledak akan semakin panjang untuk membawa massa hulu ledak 180 kg. Semakin panjang hulu ledak maka propelan akan semakin pendek. Semakin pendek propelan maka gaya dorong dan massa total roket akan semakin kecil.

Jenis material tabung motor roket akan menentukan ketebalan dan massa jenis tabung motor roket. Ketebalan dan massa jenis motor ini akan menentukan massa motor roket sehingga menentukan massa total roket. Di dalam tesis ini dilakukan penelitian untuk menganalisis konfigurasi R-Han 300 yang memenuhi persyaratan kinerja dan memberikan jarak tembak optimal dengan variasi *fineness ratio*, bentuk profil *nose cone* dan material tabung motor.