

Глава 2

Пројектовање ракете и њена почетна маса

Пројектовање је свеукупност већег броја активности као што су: разрада концепције, прорачуни, цртежи и писана документација, која у потпуности дефинише све параметре функције система, односно дефинише геометрију, кинематику, динамику, чврстоћу, материјале, вероватноћу погађања и уништења циља, контролу квалитета и др., ради реализације постављених тактичко-техничких захтева (ТТЗ) и економичности решења. Кроз овај процес врше се разна испитивања: лабораторијска (испитивања карактеристика материјала, испитивања модела, макета, ракетних мотора, бојних глава, система вођења и управљања и др.) и полигонска испитивања (гађање у појединим подфазама развоја, испитивање дејства на циљ, испитивање упаљача, испитивање параметара лета ракете, утицаја екстремних климо-механичких услова употребе, ветра итд.). Упоредо се врши припрема производње и обавља производња: модела, пробних комада, прототипа, прототипских партија да би се дефинитивном израдом документације за серијску производњу, технолошке документације, израдом свих врста алата и постављањем производних линија стигло до серијске производње. Често се поставља питање границе између научно-истраживачког или развојног пројектовања и стандардног пројектовања. Та граница се може дефинисати следећим ставом: све док нека активност следи рутински модел, то није научно-истраживачка делатност, уколико она одступа од рутинских поступака и отвара нова подручја и нова решења треба је класификовати као истраживање или развој. Пројектовање ракетних система, које има за циљ побољшање карактеристика у односу на постојећа решења, није рутински посао и није стандардно пројектовање већ спада у научно-истраживачко или развојно пројектовање. У даљем излагању даће се општи обрасци, релације и поступци за

развојно пројектовање, конструисање и испитивање ракетних система као наставак већ датих решења, а на бази до сада познатих знања, присутних у отвореној литератури. Сваки задатак развојног пројектовања новог ракетног система тражиће поред овога и нека нова знања и решења.

Према томе, развојно пројектовање у општем значењу за средства војне технике је укупни стваралачки процес од дефинисања потреба корисника- тактичког носиоца кроз тактичко-техничке захтеве (ТТЗ), кроз развој система или средстава до њиховог уласка у серијску производњу. То је развојни процес базиран на познатим знањима из многих области, које улазе у овај процес, као и коришћењем нових знања и достигнућа добијених кроз сопствени научно-истраживачки рад. Овај развој треба да задовољи постављене ТТЗ уз минимум финансијских средстава и времена развоја. С обзиром на савремену брзу појаву нових техничких достигнућа, средство које би дуго времена било у развојном пројектовању могло би на крају развоја да буде застарело по неким својим особинама.

Пројектовање се може у основи поделити у три фазе:

1. Опште пројектовање,
2. Конструисање и
3. Испитивање ракетних система или њихових компоненти.

Пројектовање ракете почиње избором опште конструктивне шеме, ракетног горива и материјала за основне склопове конструкције. Пре него што се пређе на разраду идејног решења ракете у целини потребно је макар приближно одредити масене, габаритне и погонске карактеристике ракете. Приближни прорачун ових карактеристика на почетној етапи развојног пројектовања назива се опште развојно пројектовање или балистичко пројектовање.

Циљ прелиминарног пројектовања је одређивање основних конструктивних параметара оптималног модела, који треба да оствари задати домет, при задатом корисном терету са задатом брзином лета и одабраним карактеристикама ракетног горива и материјала, у циљу добијања најмање почетне масе ракете.

Минимална маса и габарити снижавају утрошак горива и материјала и умањују трошкове израде конструкције. Мање масе и габарити ракете поједностављују њену експлоатацију и повећавају маневарску способност целог ракетног система који војска користи и организује. Са друге стране минимална стартна маса ракете за задате остале једнаке услове (домет, корисни терет, тачност система и др.) значи и минималне трошкове извршења борбеног задатка.

У овој фази пројекта није неопходно узимати у обзир све утицајне параметре, већ само основне показатеље. Методи општег пројектовања пројектовања треба да су једноставни да би обезбедили могућност анализе утицаја најважнијих конструктивних параметара на карактеристике ракете.

Код војних ракета полази се од тактичко-техничких захтева корисника, где у првом реду треба да су задати:

1. Домет ракете (минимални и максимални),
2. Маса бојне главе или параметри дејства на циљ,
3. Дозвољено вероватно одступање поготка или растурање поготка (прецизност и тачност гађања) или вероватноћа погађања циља што се за вођене ракете најчешће користи.

Корисник задаје такође и ниво поузданости, диапазон температурне употребе, отпорност на ометање, услове експлоатације, транспорта и складиштења, борбено коришћење ракете и др.

У овој фази пројекта разрешавају се најчешће следећи општи параметри:

1. пречник ракете (калибар даље у тексту),
2. дужина тела мотора,
3. дужина млазничког блока,
4. пречник критичног пресека млазника,
5. пречник излазног пресека млазника,
6. дужина одсека вођења и управљања,
7. пречник бојне главе уобичајено једнак калибру,
8. дужина бојне главе,
9. масу система вођења и управљања,
10. масу ракетног горива и
11. минималну стартну масу ракете.

Да би се добили габарити и димензије ракете потребно је одредити првенствено конструктивне параметре ракетног мотора као што су:

1. масени проток продуката сагоревања,
2. масу горива,
3. притиска сагоревања у ракетном мотору,
4. притиска околине,
5. време рада ракетног мотора.

Сви наведени параметри морају произаћи из основног услова функције максималног домета:

$$R_{max} = R(V_{max}, h_a, R_a). \quad (2.1)$$

Ове три наведене величине су функције различитих параметара и то

$$V_{max} = V_a = V(m_0, m_p, I_{sp0}, I_{spv}, \dot{m}, C_D, h_a, R_a), \quad (2.2)$$

$$h_a = h(V_a, \theta_{aopt}), \quad (2.3)$$

$$R_a = R(V_a, \theta_{aopt}). \quad (2.4)$$

Из предходних једначина се види да домет зависи такође и од основних конструктивних параметара као што су:

1. почетна маса ракете,
2. маса горива погонске материје,
3. специфични импулс разматране погонске материје.

Тако нпр. коефицијент аеродинамичког отпора ракете зависи од облика и димензија ракете. Ова величина је непозната унапред и као прва оцена за њену вредност користе се статистички подаци.

На овом нивоу пројектовања употребљавају се релативне уместо апсолутних основних пројектних параметара. Величине које се углавном узимају у обзир као што је релативни укупни однос масе ракете на крају и на почетку лета

$$\mu_a = \frac{m_a}{m_0}. \quad (2.5)$$

Специфични импулс при земљи и вакуму

$$I_{sp0} = \frac{F_{p0}}{\dot{m}}, I_{spv} = \frac{F_{pv}}{\dot{m}}. \quad (2.6)$$

Коефицијент повећања специфичног импулса у вакуму

$$\varepsilon_v = \frac{I_{spv}}{I_{sp0}}, \Delta I_{sp} = I_{spv} - I_{sp0}. \quad (2.7)$$

Коефицијент почетног убрзања ракете или коефицијент потиска

$$n_0 = \frac{F_{p0}}{gm_0}. \quad (2.8)$$

Са повећањем коефицијента потиска расте сила потиска и убрзање ракете, а то значи да ће ракете пре достићи своју коначну или максималну брзину.

1 Процена почетне масе невећеног ракетног пројектила

У тактичко-техничким захтевима задаје се непосредно маса корисног терета, односно маса бојеве главе или посредно кроз дејство на циљ. Зато је за прорачун масе ракете целисходно писати:

$$m_0 = m_{kt} + \sum_{i=1}^n m_i, \quad (2.9)$$

где је: m_i – маса подкомпонената.

За једностепене ракете са ракетним мотором на чврсто гориво обично се узима:

$$m_i = m_{rm} + m_{ap} + m_g; \quad (2.10)$$

где су: m_{rm} – маса ракетног мотора (ракетни мотори са течним горивом се не обрађују), m_{ap} – маса аеродинамичких површина који кд невођених ракета имају улогу стабилизације, m_g – маса чврстог ракетног горива.

Да би се смањио број непознатих величина често се користе релативне масе, изражене масеним коефицијентима који показују однос маса појединих подсистема и агрегата према укупној маси ракете. Тако имамо:

$$\mu_{rm} = \frac{m_{rm}}{m_0}, \mu_{ap} = \frac{m_{ap}}{m_0}, \mu_g = \frac{m_g}{m_0}, \alpha_{rm} = \frac{m_{rm}}{m_g} = \frac{m_{rm}}{\mu_g m_0}, \quad (2.11)$$

где коефицијент α_{rm} карактерише квалитет конструкције ракетног мотора.

Према томе, стартна маса ракете може се записати као:

$$m_0 = m_{kt} + (\mu_g(1 + \alpha_{rm}) + \mu_{ap})m_0. \quad (2.12)$$

Коначно, следи израз за стартну масу ракете у облику:

$$m_{kt} = \frac{m_{kt}}{1 - \mu_g(1 + \alpha_{rm}) + \mu_{ap}}. \quad (2.13)$$

Највећа вредност стартне масе постиже се за највеће вредности масених удела. Доминантан је утицај масеног удела горива у стартној маси ракете у односу на масени коефицијент ракетног мотора, мада ово запажење треба прихватити са резервом с обзиром да маса горива утиче и на однос α_{rm} али је у почетној фази пројектовања (коришћењем статистичких података) изостављен његов аналитички опис. Утицај масеног удела аеродинамичких површина на стартну масу ракете, који није доминантан имајући у виду опсег у ком се налази коефицијент μ_{ap} .

У фази општег развојног пројектовања, када нису постављени захтеви нити ограничења за вредност калибра ракете, погодно је користи претходни израз у процесу проналажења оптималног решења општих пројектних параметара. На тај начин, калибар ракете се може одредити у функцији почетне масе ракете (која је одређена на начин како је то претходно описано), бездимензионих коефицијената λ_n и λ , и усвојене средње конструктивне густине ракете.

Одређивање калибра на основу стартне масе ракете и димензионих карактеристика може се дефинисати следећим изразом,

$$D = \left(\frac{m_0}{\rho_{sr} \left(\frac{2\pi}{15} \lambda_n + \frac{\pi}{4} (\lambda - \lambda_n) \right)} \right)^{1/3}. \quad (2.14)$$

Предност овог начина огледа се у брзини одређивања калибра као једног од важнијих пројектних параметара, на сличан начин као и одређивање стартне масе ракете базирајући се на статистичким подацима. Вредности за виткост крећу се у следећим интервалима:

1. Препоручена виткост оживалног дела $\lambda_n \in (3 \div 5)$,
2. Препоручена вредност виткости тела ракете $\lambda \in (10 \div 25)$.

2 Процена масе горива ракетног мотора

Из добро познате једначине *Мешчерског* изведена је једначина *Циолковског* која јасно указује да промена брзине ракете зависи директно од специфичног импулса I_{sp} и масеног односа $m_f = m_0/m_a$ као што је приказано у једначини,

$$\Delta V = I_{sp} \ln \left(\frac{1}{1 - m_f} \right). \quad (2.15)$$

Већина вођених ракета је једностепена односно поседује један ракетни мотор или може поседовати два ракетна мотора односно бити двостепена ракета. Вођена ракета поред ракетног мотора, поседује бојну главу са подсистемом упаљача, блок електронике, сензора, управљачког подсистема што све скупа чини корисни терет.

Ако претпоставимо да је максимална вредност брзине захтевана величина, односно да је вредност унапред позната, да је унапред извршена процена масе корисног терета, према једначини 2.15 може се написати једначина у следећем облику,

$$m_s + m_p + m_{kt} = (m_s + m_{kt}) \exp\left(\frac{\Delta V}{I_{sp}}\right). \quad (2.16)$$

Како би се олакшало израчунавање потребне масе горива, уводи се бездимензиони коефицијент квалитета конструкције ракетног мотора у облику,

$$m_f^* = \frac{m_p}{m_p + m_s}. \quad (2.17)$$

Коришћењем предходне једначине, маса структуре може се изразити као,

$$m_s = \frac{m_p(1 - m_f^*)}{m_f^*}. \quad (2.18)$$

Коришћењем једначине 2.18 и заменом у једначину 2.16 добија се израз за потребну масу горива у функцији задате масе корисног терета, захтеване вредности брзине, статистичке вредности односа маса ракетног мотора и специфичног импулса,

$$m_p = \frac{m_{kt}(\exp(\frac{\Delta V}{I_{sp}}) - 1)}{\frac{1}{m_f^*} - \frac{1 - m_f^*}{m_f^*} \exp(\frac{\Delta V}{I_{sp}})}. \quad (2.19)$$

Укупна вредност масе ракете узимајући у обзир предходно срачунате масе свих подкомпонената може се изразити у следећем облику,

$$m_{tot} = m_s + m_p + m_{kt}. \quad (2.20)$$

Као што је већ напоменуто, постоје двостепене ракете (два ракетна мотора), па се водећи предходним приступом одређивања масе горива, може лако применити и на случај ракете са два ракетна мотора. Потребна маса горива за марш фазу,

$$m_{p2} = \frac{m_{kt}(\exp(\frac{\Delta V_2}{I_{sp2}}) - 1)}{\frac{1}{m_{f2}^*} - \frac{1 - m_{f2}^*}{m_{f2}^*} \exp(\frac{\Delta V_2}{I_{sp2}})}, \quad (2.21)$$

где је ΔV_2 жељена промена брзине у марш фази, m_{f2}^* квалитет конструкције ракетног мотора у марш фази и I_{sp2} вредност специфичног импулса у марш фази.

Маса структуре марш фазе може се проценити следећим изразом у облику,

$$m_{s2} = \frac{m_{p2}(1 - m_{f2}^*)}{m_{f2}^*}, \quad (2.22)$$

где је укупна маса маршевске фазе,

$$m_{tot2} = m_{s2} + m_{p2} + m_{kt}. \quad (2.23)$$

Након предходног изведеног, сада се може одредити потребна маса горива стартне фазе,

$$m_{p1} = \frac{m_{tot2}(\exp(\frac{\Delta V_1}{I_{sp1}}) - 1)}{\frac{1}{m_{f1}^*} - \frac{1 - m_{f1}^*}{m_{f1}^*} \exp(\frac{\Delta V_1}{I_{sp2}})}, \quad (2.24)$$

где је ΔV_1 жељена промена брзине у стартној фази, m_{f1}^* квалитет конструкције ракетног мотора у стартној фази и I_{sp1} вредност специфичног импулса за стартну фазу.

Маса структуре стартне фазе може се проценити следећим изразом у облику,

$$m_{s1} = \frac{m_{p1}(1 - m_{f1}^*)}{m_{f1}^*}. \quad (2.25)$$

Укупна маса стартне фазе

$$m_{tot} = m_{s1} + m_{p1} + m_{tot2}. \quad (2.26)$$

Како би се употпунила анализа процене погонске групе, неопходно је извршити процену вредности потиска стартне и марш фазе као и времена рада ракетних мотора.

Вредност силе потиска стартне фазе, може се дефинисати као,

$$F_1 = n_{x1,max}(m_{tot2} + m_{s1}), \quad (2.27)$$

где је $n_{x1,max}$ максимална вредност коефицијента аксијалног убрзања у стартној фази и $(m_{tot2} + m_{s1})$ маса ракете одмах након потрошеног горива стартног мотора.

Вредност силе потиска марш фазе, може се дефинисати као

$$F_2 = n_{x2,max}(m_{kt} + m_{s2}), \quad (2.28)$$

где је $n_{x2,max}$ максимална вредност коефицијента аксијалног убрзања у марш фази и $(m_{kt} + m_{s2})$ маса ракете одмах након потрошеног горива марш мотора.

Времена рада стартног и марш мотора може се одредити преко следећих једначина,

$$t_{B1} = \frac{I_{sp1}m_{p1}}{F1}, \quad (2.29)$$

$$t_{B2} = \frac{I_{sp2}m_{p2}}{F2}. \quad (2.30)$$

Код балистичких ракета великог домета, где је сила потиска доминантна и где је време рада ракетног мотора велико, тачност при рачунању потребне масе горива без утицаја аеродинамичког отпора може бити прихватљива. Међутим, код ракета где је рад ракетног мотора кратак, где ракете не напуштају слојеве атмосфере више од $40km$, где се разматра гађање циљева на дومتима до $100km$, тада приликом одређивања масе горива долази до велике грешке приликом рачунања. Тада се једначине морају спрегнути са нумеричким програмом који узима у обзир диференцијалне једначине кретања укључујући све силе током лета.

За анализу појединих пројектних параметара на кретање ракете односно утицаја на њен домет, а ради једноставности поступка, често се у најранијој фази развојног пројектовања користи упрошћен модел кретања ракете.

У овој фази пројектовања могу се увести упрошћења која произилазе из малог нападног угла ($\alpha \approx 0$) па је $\cos \alpha \approx 1$ и $\sin \alpha \approx 0$ и мале силе узгона за невођене ракете $Y \approx 0$, што не уноси суштинску грешку при одређивању параметара кретања ракете.

Динамичке једначине кретања ракете, као што је промена брзине ракете у току лета,

$$\dot{V} = \frac{F}{m} - \frac{D}{m} - g \sin(\gamma), \quad (2.31)$$

угаона брзина вектора брзине посматрано у односу на инерцијални координатни систем,

$$\dot{\gamma} = -\frac{1}{V}\left(g - \frac{V^2}{Re + h}\right) \cos(\gamma), \quad (2.32)$$

домет,

$$\dot{x} = \frac{Re}{Re + h} V \cos(\gamma), \quad (2.33)$$

и промена висине ракете,

$$\dot{h} = V \sin(\gamma), \quad (2.34)$$

где се итеративним процесом могу одредити потребне масе горива са задовољавајућом тачношћу. Диференцијалне једначине лета, изведене су за брзински координатни систем и могу се користити за процену домета преко $100km$.

Такође битно је напоменути, посебно када је реч о вишестепеним ракетама који имају одвојиве секције мотора, оптимални број степени ракетних мотора је три, при чему се постиже асимптотски минимум укупне масе ракете. Већи број степени неумањује значајно масу ракете како би се повећале летне карактеристике.