

# Venäjän hypersooniset asejärjestelmät (vertaisarvioitu)

Juha Honkonen

## Abstract

Hypersonic weapon systems are not a completely new idea, but along last years' political declarations they have become quite actual. The central property of a hypersonic – i.e. moving at multiple speed of sound – aerial vehicle is its ability to move quickly in the upper atmosphere. However, the assumed objects of the impact lie in the lower atmosphere. At the final part of the trajectory the aerial vehicle is gliding and the deceleration due to drag is significant. Properties of weapon systems are classified, but the laws of aerodynamics and ballistics are widely known. High rank political and military statements have been made about the properties of Russian hypersonic weapon systems from which quite a lot may be concluded. Generic models of aerodynamic aerial vehicles used in testing of concepts of hypersonic weapon systems are unclassified. In this report both the capability of new Russian hypersonic aerial vehicles to transport payload at intercontinental and midrange distances and the speed of these aerial vehicles at the final part of the trajectory in dense atmosphere are assessed with the use of simple models of trajectory.

## Johdanto

Kuuluisassa puheessaan federaatiokokoukselle maaliskuussa 2018 Venäjän presidentti Vladimir Putin esitteli puoli tusinaa uutta asejärjestelmää, joista kolmessa vaikutusosa liikkuu hypersoonisella vauhdilla, siis noin yli viisinkertaisella äänen nopeudella. Mainituksi tulivat raskas mannertenvälinen ohjusjärjestelmä *Sarmat* (Сармат), liitävä taistelukärki *Avangard* (Авангард) ja aeroballistisen ilma-aluksesta laukaistavavan ohjuksen sisältävä *Kinžal* (Кинжал) (Kreml 2018). Putinin puheessa federaatiokokoukselle vuotta myöhemmin hypersoonisten asejärjestelmien luetteloon lisättiin myös hypersooninen risteilyohjus *Tsirkon* (Циркон) (Kreml 2019). Kyseiset asejärjestelmät ovat kiinnittäneet kansainvälistä huomiota ja niistä on koottu yksityiskohtaisia raportteja arvostetuissa tutkimuslaitoksissa (Hruby 2019; Kofman 2019).

Hypersoonisen laitteen vaikutuskyky perustuu sen suureen vauhtiin. Tällä seikalla on kolme merkittävää seurausta: ensinnäkin suurella nopeudella liikkuvan ohjautuvan laitteen torjuminen on hyvin vaikeaa. Toiseksi hypersoonisen kappaleen liike-energiatiheys voi olla niin suuri, että kineettisen vaikutuksen tehostaminen konventionaalisilla räjähteillä ei ole tarpeen. Kolmanneksi Putinin puheissa mainostettu ohjautuvuus on hankala toteuttaa käytännössä, koska hypersoonisella vauhdilla liikkuvan laitteen liikemäärä on hyvin suuri ja sen muuttamiseen (myös ja erityisesti liikkeen suunnan muuttamiseen) tarvitaan varsin suuria voimia.

Edellä lueteltujen hypersoonisten asejärjestelmien toimintaperiaatteet ovat erilaiset: raskaassa mannertenvälisessä ohjusjärjestelmässä RS-28 Sarmat (NATO-luokittelussa SS-30 Satan 2) on nesterakettimoottoreita käyttävä kolmivaiheinen ohjus, jonka lähtömassa on 208 tonnia, kantama 18 000 kilometriä ja kantokuorma yli 10 tonnia (RIA 2019). Pitkän kantaman mannertenvälisen ballistisen ohjuksen rata on tavallisesti optimaalista elliptistä rataa korkeampi, jolloin ilmoitetulla kantamalla radan lakipiste on yli 2000 kilometrin korkeudella ja taistelukärjen vauhti lentoradan passiivisen osan alussa, kun viimeisen vaiheen rakettimootorin työntövoima loppuu, on vähän yli 8 km/s (Pavljuk 1996, 44; Žakov 1974, 40, 44). Viimeisten tietojen mukaan Sarmat tulee palveluskäyttöön vuonna 2021 (Krivorutško 2020).

Avangardin taisteluosa toimitetaan yläilmakehään nesterakettimoottoria käyttävällä kolmivaiheisella kantoraketilla (UR-100N UTTH), jolla poikkeuksellisesti ei näytä olevan venäläistä kutsumanimeä (NATO-luokittelussa SS-19 mod.2 Stiletto). Tulevaisuudessa Avangardin taisteluosa on yksi vaihtoehto ohjusjärjestelmään RS-28 Sarmat (TASS 2018a). Avangardin taisteluosa irrotetaan kantoraketista heti työntövoiman lakattua ja laitetta ohjataan yläilmakehässä 70–100 kilometrin korkeudessa aerodynaamisesti maalialueelle (Tvzvezda 2018a). Tällöin laitteen kulkema matka on lyhyempi kuin mannertenvälisen ohjuksen ballistisella radalla ja sen havaitseminen on vaikeampaa. Ensimmäinen Avangard-rykmentti (määrävahvuus 6 ohjusta) on aloittanut palveluksen joulukuussa 2019 (TASS 2019).

Aeroballistinen<sup>1</sup> ohjusjärjestelmä Kinžal (H-47M2) on ollut koekäytössä vuodesta 2017 lavettinaan torjuntahävittäjä MiG-31K (TASS 2018a). Sitä pidetään lyhyen kantaman ballistisen ohjuksen Iskander kehitysversiona. Ohjusjärjestelmän laveteiksi on suunniteltu myös modernisoituja ylääänipommittajia Tu-22M3M ja Tu-160M (TASS 2020).

Meritorjuntaohjusjärjestelmän Tsirkon ydin on hypersooninen risteilyohjus, jossa käytettävä hypersooninen patomoottori on merkittävästi taloudellisempi työntövoiman lähde kuin Avangard-järjestelmän rakettimoottori. Patomoottorilla pystytään periaatteessa saavuttamaan hypersoonisia nopeuksia aina Maan

kiertoratanopeuksiin asti, mutta aerodynaaminen lämmöntuotto asettaa alarajan hypersoonisen laitteen lentokorkeudelle. Toisaalta riittävän nostovoiman tarve asettaa lentokorkeudelle ylärajan (Akimov ym. 1987, 13). Toisin kuin passiivisissa hypersoonisissa laitteissa risteilyohjauksen moottori on aktiivisesti mukana laitteen lennon aerodynaamisessa hallinnassa. Hypersooninen risteilyohjus liikkuu koko ajan ilmakehässä ja väliaineen vastuksen aiheuttama lämmöntuotto on olennainen ongelma. Lämmöntuotto on pulma myös liitolaitteen toteutuksessa, mutta tässä artikkelissa näihin asioihin ei puututa, vaan mielenkiinnon kohteena on pääasiassa hypersoonisella nopeudella tapahtuvan liikkeen mekaniikka.

## **Ballistinen mallinnus**

Ilmakehässä ja Maan lähiavaruudessa liikkuvia kappaleita tarkastellaan ääriolosuhteissa: korkeuksissa, joissa aerodynaaminen lentäminen alkaa olla ongelmallista ja vauhdeilla, jotka ovat moninkertaisia äänen nopeuksia. Mannertenvälisten ja muiden ballististen ohjusten sekä avaruusrakettien teoreettinen tarkastelu onkin matemaattisesti haastavaa ja useimmiten käytännön sovelluksissa tarvitaan vaativaa suuren tehon numeerista laskentaa. Tähän aihepiiriin kuuluvien sotilaallisten ja kaupallisten järjestelmien tekniset ratkaisut ovat usein salaisia. Kuitenkin ilmakehässä ja avaruudessa liikkuvien laitteiden dynamiikka nojaa yleisesti tunnettuihin fysiikan lakeihin sekä ilmakehän ja avaruuden ominaisuuksiin.

Ilmakehässä ja Maan lähiavaruudessa liikkuvan kappaleen radan ja nopeuden ennustaminen siihen vaikuttavien voimien perusteella on vaativa matemaattinen ongelma, jonka ratkaisu tavallisesti joudutaan etsimään numeerisesti. Tällaisesta ratkaisusta ei kuitenkaan voi helposti nähdä liikkeeseen vaikuttavien tekijöiden ja kappaleen ominaisuuksien keskinäisiä suhteita. Yksinkertaistettujen matemaattisten mallien käyttö laitteiden ja järjestelmien yleisiä ominaisuuksia tarkasteltaessa on edullista, koska niiden avulla voidaan havainnollisemmin ja sujuvammin tehdä johtopäätöksiä suorituskykyyn vaikuttavien tekijöiden merkittävyyydestä. Tällaisten mallien käyttö on tavallista erilaisten ballististen järjestelmäkonseptien tarkastelussa ja suunnittelussa (Siharulidze 2015, 4).

Ohjattavuuden perusteella voidaan tarkasteltavien lentolaitteiden suorituskyvyn arvioinnissa rajoittua tarkastelemaan yksinkertaisia ratamalleja, joiden puitteissa laitteiden ominaisuuksia voidaan kuvata suhteellisen yksinkertaisilla kaavoilla. Yksinkertaistetut ratamallit eivät välttämättä ole todellisen laitteen käytössä parhaita, mutta ne ovat kuitenkin mahdollisia ja tuottavat kohtuullisen tarkkoja arvioita järjestelmien ja laitteiden suorituskyvystä.

Ilma-alusten aerodynamiikkaa tarkasteltaessa äänen nopeus on keskeinen vertailusuure ja liikenopeudet ilmaistaan Machin lukuina ( $Ma$ ), joka on liikenopeuden ja äänen nopeuden suhde. Fysikaalisesti merkittäviä muutoksia kappaleen liikkuaessa ilmassa tapahtuu, kun sen vauhti on äänen nopeuden suuruusluokkaa. Kun ylisoonisella, äänen nopeutta suuremmalla, vauhdilla liikkuvan kappaleen vauhti kasvaa hypersooniseksi, ei mitään dramaattisia fysikaalisia muutoksia tapahdu jollakin tietyllä vauhdilla, minkä vuoksi hypersoonisen vauhdin raja on sovinnainen ja on tavallisesti nelinkertainen tai viisinkertainen äänen nopeus (Laine ym. 2006, 36; Anderson 2006, 2).

Asejärjestelmätekniikassa hypersoonisella vauhdilla liikkuvia kappaleita on ollut jo kauan: ballististen ohjusten vauhdit ovat hypersoonisia, samoin modernien panssarivaununuunojen nuoliammusten vauhdit. Nämä ovat kuitenkin kappaleita, joiden liikkuaessa ilmassa nostovoiman merkitys on yleensä vähäinen ja aerodynaamisista voimista ilman vastuksen vaikutus on suurin. Edellä lueteltujen Venäjän hypersoonisten asejärjestelmien aerodynamiikassa nostovoima on kuitenkin tärkeä tekijä.

Hypersooniset liitolaitteet ja risteilyohjukset ovat olleet aktiivisen tutkimuksen ja kehityksen kohteena Yhdysvaltojen, Kiinan ja Venäjän lisäksi useissa maissa vuosituhanen vaihteesta lähtien (Speier ym. 2017, 53–98). Yhdysvalloissa 2000-luvun alusta lähtien *Prompt Global Strike*-ohjelman ja sen seuraajien puitteissa kehitetyistä järjestelmistä on runsaasti julkista aineistoa, jota olen hyödyntänyt. Venäläisistä järjestelmistä tietoa on tarjolla vähän ja tämän analyysin yksi tarkoitus on niiden suorituskyvyn arviointi niukan virallisen informaation perusteella.

Ilmakehässä ilman paine ja kitka tuottavat liikkuvaan kappaleeseen aerodynaamisen voiman, joka jaetaan radan tangentin suuntaiseen ilmanvastukseen ja sitä vastaan kohtisuoraan nostovoimaan. Aerodynaaminen voima on suoraan verrannollinen ilman tiheyteen, joka pienenee varsin nopeasti korkeuden kasvaessa. Avaruuden lasketaan alkavan silloin, kun nostovoima ei enää voi ylläpitää kappaleen lentoa. Kansainvälisen ilmailuliiton mukaan tämä raja on 100 kilometrin korkeudella meren pinnasta. Äänen nopeus ilmakehässä on verrannollinen ilman absoluuttisen lämpötilan neliöjuureen, joten samaa vauhtia vastaavat erilaiset Machin luvut eri lämpötiloissa. Ilmakehän alimmassa kerroksessa, troposfäärissä, lämpötila laskee korkeuden kasvaessa ja ilmakehän standardimallissa saavuttaa pienimmän arvonsa ( $-56,5\text{ °C}$ ) troposfäärin ja tropopausin rajalla eli noin 13 kilometrin korkeudessa. Äänen nopeus on tässä lämpötilassa 295 m/s. Tämän jälkeen korkeuden kasvaessa ilman lämpötila pysyy vakiona aina stratosfääriin, eli noin 20 kilometrin korkeuteen, asti, minkä jälkeen se alkaa kasvaa korkeuden mukana. Kun ilman lämpötila on saavuttanut arvon  $-2,5\text{ °C}$  (jolloin äänen nopeus on 323 m/s), se pysyy suunnilleen

vakiona stratopaussiin eli noin 50 kilometrin korkeuteen asti; alkaen sittemmin mesosfääriin eli noin 90 kilometrin korkeuteen noustessa laskea alimmilleen ( $-86,3\text{ }^{\circ}\text{C}$  ja äänen nopeus  $274\text{ m/s}$ ). Mesopaussissa lämpötila on jokseenkin vakio ja termosfäärissä, eli yli 100 kilometrin korkeudessa, se alkaa taas nousta. (U. S. Standard Atmosphere, 1976, 59–115).

Ilmakehän eri kerrosten rajakorkeudet ja lämpötilat vaihtelevat jonkin verran. Edellä esitetyt luvut ovat yhdestä standardimallista, jonka tietoja ilmakehän ominaisuuksista on käytetty tämän artikkelin perustana olevissa laskumalleissa. Aerodynamiikan kannalta paljon merkittävämpää kuin lämpötilan ja sen mukana äänen nopeuden vaihtelu on ilmakehän tiheyden ja sen myötä aerodynaamisten voimien jyrkkä pieneneminen korkeuden kasvaessa (U. S. Standard Atmosphere, 1976, 59–115). Analyttisissä laskuissa käytetään tavallisesti ilmakehän tiheyden kuvaamiseen eksponentiaalista mallia, jossa vertailukohtana on ilmakehän tiheys ja sen gradientti 45 kilometrin korkeudessa (Jaroševski 1988, 10).

## Avangardin aerodynaaminen malli

Julkisia tietoja Avangard-asejärjestelmän ominaisuuksista on esitetty varsin niukasti. Uutistoimisto TASS:in keräämien tietojen mukaan hypersoonisen liitolaitteen pituus on 5,4 metriä ja siihen sijoitetaan kahden megatonnin ydinräjähdde (TASS 2018a). Kahden megatonnin ydinräjähteen sisältävän taisteluosan massa on perinteisissä strategisissa ohjuksissa noin kaksi tonnia, joten Avangardin taisteluosan massa lienee 2–3 tonnia.

Venäjän hallituksen puolustusteollisuudesta vastaava varapääministeri Juri Borisov on ilmoittanut Avangardin hypersoonisen taisteluosan saavuttaneen 27 Ma vauhdin ja kykenevän jopa 30 Ma vauhtiin (TASS 2018b). Voidaan olettaa, että vauhti on saavutettu korkeudessa, jossa äänen nopeus (ja siis lämpötila) on ilmakehässä pieni. Ilman lämpötila on pieni mesosfäärin ja termosfäärin välissä olevassa mesopaussissa eli 86–91 kilometrin korkeudella (standardiarvot  $T = 187\text{ K}$ ,  $c = 275\text{ m/s}$ ) (U. S. Standard Atmosphere, 1976, 29). Tästä seuraa, että liitolaitteen vauhti on ollut  $7,4\text{ km/s}$ , mikä jää tällä korkeudella hieman Maata kiertävän ympyräradan vauhdista ( $7,85\text{ km/s}$ ). Ympyräradan vauhtia 27 Ma vauhti vastaa 74 kilometrin korkeudella. On syytä muistuttaa, että kappaleen vauhdin ollessa ympyräratavauhdin suuruusluokkaa, lentämiinseen tarvitaan aerodynaamista nostovoimaa varsin vähän. Nostovoima tulee tarpeeseen vauhdin hidastuessa merkittävästi ilman vastuksen takia.

Avangard-järjestelmässä käytetään kantorakettia ohjusjärjestelmästä UR-100N UTTH (SS-19 Stiletto), jonka kantama on 4 tonnin kantokuormalla

10 000 kilometriä. Tähän kantamaan tarvitaan työntövoiman loppuessa 225 kilometrin korkeudessa taisteluosan vauhti 6,9 km/s (Pavljuk 1996, 44). Avangardin taisteluosan arvioitu massa on 2,7 tonnia, joten sen vauhti kantoraketin työntövoiman loppuessa voi olla mainittua suurempi. Tämä korkeus on vielä merkittävästi suurempi kuin varsinaisen aerodynaamiseen lentämiseen sopivan ilmakehän yläraja (80–100 km), joten – kuten Avangardin liikkeen animaatio Putinin puheen yhteydessä antoi ymmärtää – liitolaite suunnataan hyvin loivalle ballistiselle radalle, jonka apogeumin (lakipisteen) se ohittaa varsin nopeasti ja alkaa laskeutua, jolloin sen vauhti kiihtyy. Kun laite laskeutuu riittävän alas ilmakehään, nostovoima voi palauttaa sen korkeammalle ja laite voidaan ohjata hitaaseen heilahteluun (phugoid-liikkeeseen) (Laine ym. 2006, 265). Tällä tavalla liitolaite voi edetä pitkiäkin matkoja. Hitaan heilahtelun jakso on pitkä ja amplitudi pieni, koska mesosfäärissä aerodynaamiset voimat ovat pieniä.

Liidon kantaman arvioimiseen voidaan käyttää ympyräratamallia, jossa liitolaite seuraa Maan isoympyrää, siis Maan ympyräkiertorataa, vakiokorkeudella. Ympyräradalla kappaleen vauhti on  $v_r = \sqrt{gr}$ , missä  $g$  on putoamiskiihtyvyyden radalla ja  $r$  radan säde. Isoympyrällä Maan vetovoima kappaleeseen on vakio, mutta kappaleen liike hidastuu ilmanvastuksen takia ja tämä on kompensoitava nostovoimaa kasvattamalla, jotta kappale pysyisi ympyräradalla. Tällaista rataa liikkuvan kappaleen suurin kantama määräytyy ehdosta, että nostovoima ei enää riitä pitämään kappaletta ympyräradalla. Ilman vastuksen ajatellaan mallissa noudattavan neliöllistä vastuslakia, siis ollen vastusvoima on verrannollinen ilman tiheyden ja kappaleen vauhdin neliön tuloon. Neliöllinen vastuslaki ei ole aivan tarkka, minkä vuoksi neliöllisen ilmanvastuslain verrannollisuuskerroin (ilmanvastuskerroin) riippuu Machin luvusta. Ilmanvastuskerroin riippuu myös kappaleen asennosta, jota aerodynamiikassa kuvaa kohtauskulma, siis kulma kappaleen liikesuunnan ja kappaleessa kiinteäksi valitun suunnan välillä. Valitaan kiinteäksi suunnaksi nollanostosuunta: kun kappale etenee tähän suuntaan, nostovoima on nolla. Hypersoonisilla nopeuksilla vastuskerroin kasvaa loivasti nopeuden vähentyessä, mutta tarkasteltavassa mallissa tätä ei oteta huomioon. Transsoonisella alueella, eli silloin kuin kappaleen nopeus on lähellä äänen nopeutta, ilman vastus muuttuu jyrkästi (”äänivalli”). Tämä voidaan yksinkertaisimmin mallintaa käyttämällä eri vastuskertoimia ylisoonisilla ja alisoonisilla nopeuksilla. Jäljempänä hypersoonisen laitteen ominaisuuksia tarkastellaan tämän yksinkertaisen mallin puitteissa kahdesta syystä: todellisten laitteiden ominaisuuksia ei tunneta, jolloin tarkan, mutta laskennallisesti vaativan mallin käyttö ei ole tarkoituksenmukaista, koska kohtuullisen hyvä arvio suorituskyvystä voidaan saada pelkistetyimmälläkin mallilla. Toiseksi yksinkertaisessa ratamallissa tarkastelu voidaan viedä lähes loppuun asti analyttisessä muodossa, siis tunnettuja matemaattisia funktioita

käyttäen, jolloin erilaisten parametrien vaikutus johtopäätöksiin on selkeämmin seurattavissa.

Optimaalinen ympyräradan alku on korkeudessa, jossa julkistettu 27 Ma vauhti on jokseenkin ympyräratavauhdin suuruinen. Näin on asia 74 kilometrin korkeudessa, jossa siis ratamallin ympyrärataosan ajatellaan alkavan. Tätä oletusta tukee *Arsenal Otetšestva*-lehden päätoimittajan Viktor Murahovskin haastattelu, jonka mukaan Avangard pystyy liikkumaan 70–100 kilometrin korkeudella tuhansia kilometrejä (Tzvvezda 2018a).

Amerikkalaisten hypersoonisten liitolaitteiden kehittelyä varten on julkaistu geneerinen malli eli Common Aero Vehicle (CAV) (Phillips 2003), jonka avulla voidaan tarkastella laitteen kykyä liikkua annetulla radalla sekä sen hidastuvuutta. Tällaisen kolmen vapausasteen mallin aerodynaamisten voimien ominaisuudet on myöhemmin esitetty analyyttisesti laitteen vauhdin ja sen lennon kohtauskulman funktioina (Duan ym. 2010).

Avangardin liitolaitteen mallina on käytetty edellä mainitun hypersoonisen ilmakulkuneuvon tehokkaampaa versiota CAV-H (High Performance), josta saadaan Avangardin mittoja vastaava laite kertomalla pituusmitat tekijällä  $\sqrt[3]{3} = 1,442$ . Kun oletetaan laitteen tiheys vakioksi, Avangardin taisteluosan massa mallissa on 2,7 tonnia. Laitteen pinta-ala  $A$  aerodynaamisia voimia laskettaessa on  $1,0 \text{ m}^2$ . CAV-H mallin aerodynaamisia kertoimia on käytetty keskeisten ballistiikan parametrien määrittämisessä. Nämä ovat liitoluku  $E = L/D$  (nostovoiman ja ilman vastuksen suhde), ballistinen kerroin  $B = m/AC_D$  ja ilmanvastuskerroin  $C_D$ . Liitoluku ja ilmanvastuskerroin ovat laitteen massasta riippumattomia, ballistinen kerroin kasvaa skaalaustekijällä  $\sqrt[3]{3}$ .

## Mannertenvälisten ohjusten ballistiikka

Ballististen mannertenvälisten ohjusten keskeiset suorituskykyparametrit ovat hyvällä tarkkuudella laskettavissa taivaanmekaniikan elliptisten ratojen peruskaavojen mukaan. Näiden laitteiden ominaisuuksiin ilmakehällä on vain pieni vaikutus radan passiivisella osalla, siis rakettimoottorien työntövoiman lakattua vaikuttamasta (Žakov 1974, 25). Radan aktiivisella osalla työntövoiman vaikuttaessa (kiihdytysvaiheessa) ohjus saavuttaa nopeuden, joka on tarpeen sen saattamiseksi kohteeseen vievälle elliptiselle radalle sopivassa alkupisteessä (rajapisteessä) ja oikealla alkunopeudella. Mannertenvälisen ohjuksen lennon aktiivisen vaiheen kesto on kriittinen suorituskykyparametri, johon vaikuttavia tekijöitä voidaan arvioida vakioratakulman (ratakulma on kappaleen lentoradan tangentin ja vaakatason välinen kulma) paloittain säilyttävällä lentoradalla ottamatta ilman vastusta huomioon aina rajapisteen korkeuteen, joka yleensä

on 100–250 kilometrin korkeudessa (Laine ym. 2006, 264; Varfolomeev ym. 1970, 76). Mannertenvälisen ohjuksen taisteluosan alkunopeus on yli kaksikymmenkertainen äänennopeus ja nämä hypersooniset laitteet ovat olleet olemassa jo varsin kauan. Niiden liikettä on myös radan passiivisella osalla ohjattu jossain määrin jo kymmeniä vuosia. Hypersoonisen liitolaitteen ero tällaisesta taisteluosasta on siinä, että liitolaite on suunniteltu lentämään ilman tuottaman nostovoiman avustamana, jolloin sen rata ainakin suurimmaksi osaksi on ilmakehässä eli alle 100 kilometrin korkeudella merenpinnasta.

Ballistisen ohjuksen rata on kiihdytysvaiheen jälkeen ellipsi, jonka kaukaisemmassa polttopisteessä on Maan keskipiste. Ohjuksen vauhti hidastuu sen kulkiessa kohti ballistisen radan lakipistettä (joka on rataellipsin apogeum), minkä jälkeen ohjus alkaa lähestyä Maata ja sen vauhti kiihtyy ja saavuttaa suurimman arvonsa stratosfäärissä. Optimaalisella lentoradalla ohjuksen kantama on suurin annetulla alkunopeudella. Mannertenvälisen ballistisen ohjuksen lentorata kulkee pääasiassa avaruudessa, tykistöohjusten ballistinen rata voi olla suurelta osalta ilmakehässä. Ilmakehän ajatellaan loppuvan ja avaruuden alkavan korkeudella, jossa aerodynaamisen nostovoiman avulla lentäminen on mahdotonta. Yleisesti tämä niin sanottu von Karmanin raja sijoitetaan noin 100 kilometrin korkeudelle merenpinnasta. Mannertenvälisen ohjuksen optimaalisen radan lakipiste on korkeimmillaan, kun sen kantama on neljännes Maan säteestä, jolloin lakipiste on 1320 kilometrin korkeudella. Tällöin sen radallaan kulkema matka on merkittävästi suurempi kuin vakiokorkeudella kulkevan liitolaitteen (Žakov 1974, 44). Ohjuksen kantaman kasvaessa tämä etu näyttäisi pienenevän, sillä kantaman kasvaessa ohjuksen optimaalinen rata lähestyy ympyrärataa, joka on optimaalinen, kun kantama on 20 000 kilometriä. Ympyrärata on kuitenkin ongelmallinen ohjuksen osumatarkkuuden kannalta, minkä vuoksi pitkän kantaman mannertenvälisen ohjusten radat ovat korkeita ja niiden passiivisen vaiheen alkuvauhti on suurempi kuin ympyräratarata-vauhti. On syytä muistaa, että vuoden 1967 Ulkoavaruuden yleissopimuksen mukaan joukkotuhousoseiden sijoittaminen Maata kiertävälle radalle on kielletty (Asetus 1967, 4. artikla). Suhteellisen matalalla alle 100 kilometrin korkeudessa liikkuvan laitteen havaitseminen tutkalla on myös vaikeampaa kuin korkea ballistista rataa liikkuvan ohjuksen.

Hypersooniset liitolaitteet toimitetaan yläilmakehään myöskin mannertenvälisen ohjusten kantoraketteja käyttäen, joten tältä osin niiden suorituskyvyn arviointi ei eroa ohjusten suorituskyvyn arvioinnista. Liitolaitteen kantoraketti pitää kuitenkin ohjata siten, että liitolaite lähtee vapaaseen lentoon hyvin laakealle ballistiselle radalle, joka on lähes ympyrärata; silloin liitolaite palaa varsin pian ilmakehään ja on aerodynaamisesti ohjattavissa.



Rajapisteen jälkeen mannertenvälisen ohjuksen perinteinen taisteluosa siis etenee pitkin korkeaa ballistista ellipsirataa ilmakehän ulkopuolella, kun taas hypersooninen liitolaite palaa laakeaa ballistista rataa ilmakehään ja etenee aerodynaamisen nostovoiman avustamana. Tämä ei tule ilmaiseksi, vaan liitolaitteen vauhtia hidastaa ilmanvastus, mikä rajoittaa liidon kantamaa. Liitolaitteen kantaman arvioimiseksi voidaan ajatella, että se ohjataan kulkemaan Maan ympyräkiertorataa niin pitkään kuin nostovoima sallii.

## Mannertenvälinen hypersooninen liitolaite

Arvioidaan hypersoonisen liitolaitteen liidon kantamaa vaatimalla, että aerodynaaminen nostovoima on riittävän suuri kappaleen pitämiseen Maata kiertävällä ympyräradalla (säde  $r$ ). Silloin sen vauhti toteuttaa ehdon  $v^2 = gr$ , missä  $g$  on putoamiskiiktyvyys ympyräradalla. Liitolaitteen ympyräradan säde on noin 100 kilometriä suurempi kuin Maan keski säde (6371 km). Tämän takia  $g$  voidaan hyvällä tarkkuudella tulkita normaaliputoamiskiiktyvyydeksi Maan pinnalla, siis ollen  $g = 9,807 \text{ ms}^{-2}$ . Kun kappaleen vauhti on tätä ympyrärata vauhtia pienempi, tarvitaan ympyräradalla pysymiseen aerodynaaminen nostovoima  $L$ . Nostovoima on verrannollinen liitolaitteen vauhdin neliöön, ilman tiheyteen ja kohtauskulmaan. Liitolaitteen nostovoimaa voidaan säätää sen kohtauskulmaa muuttamalla, mutta nostovoimalla on kuitenkin tietty yläraja. Ilmakehässä liitolaitteen vauhti hidastuu ilmanvastuksen  $D$  takia. Ilmanvastus on myös verrannollinen liitolaitteen vauhdin neliöön ja ilman tiheyteen ja riippuu jonkin verran myös kohtauskulmasta. Ilma-aluksen liitokykyä kuvaa nostovoiman ja ilmanvastuksen suhde, liitoluku  $E = L/D$ , sillä liukulennon (lento ilman työntövoimaa vakionopeudella) kantama on ilma-aluksen liitoluku kerrottuna liu'un lähtökorkeudella. Esimerkiksi purjelentokoneille liitoluku voi olla yli 50 ja liikennelentokoneilla parhaimmillaan 20 (Laine ym. 2006, 191, 337). Nämä ovat kuitenkin aliaänennopeudella liikkuvia laitteita. Hypersoonisen ilma-aluksen liitoluku on yleensä enintään 8 (Anderson 2016, 839).

Liitolaitteen kantaman maksimoimiseksi pitää hidastuvuuden olla mahdollisimman pieni ja tätä säätelee pääasiassa lentokorkeus: ilman tiheys vähenee hyvin nopeasti (eksponentiaalisesti) lentokorkeuden kasvaessa. Samalla pienenee kuitenkin myös nostovoima ja sen mukana kyky pysyä ympyräradalla.

Avaruudesta ilmakehään paluun fysiikkaa on tutkittu laajasti viime vuosisadan puolivälistä alkaen ja perusmalleja on esitelty laajasti kirjallisuudessa (Vinh ym. 1980, 100–126; Jaroševski 1988, 40–100; Wiesel 2010, 251–268). Yläilmakehässä ympyräradalla liikkuvan laitteen kantamaa ei kuitenkaan ole

tarkasteltu. Perusmalleissa aerodynaamiset kertoimet oletetaan vakioiksi, toisin kuin nyt esiteltävässä ympyräratamallissa.

Ympyräradalla liitolaite on käyräviivaisessa liikkeessä, jollaisessa kappale ei pysy itsestään vaan ulkoisten voimien pakottamana. Ympyräradalla nämä voimat ovat vastakkaisiin suuntiin vaikuttavat Maan vetovoima ja aerodynaaminen nostovoima, joiden summa tuottaa ympyräradan vaatiman normaalkiihtyvyyden. Painovoimalle vastakkaissuuntaisella koordinaattiakselilla ympyräradan liikeyhtälön komponentti on (esim. Jaroševski 1988, 40)

$$m \frac{v^2}{r} = L - mg, \quad (1)$$

missä  $m$  on kappaleen massa,  $v$  sen vauhti,  $r$  ympyräradan säde,  $L$  nostovoima ja  $g$  putoamiskiihtyvyys. Normaalikiihtyvyys on suhde  $v^2/r$  ja yhtälössä (1) esiintyvä tekijä  $mv^2/r$  tunnetaan myös keskipakoisvoimana. Putoamiskiihtyvyys riippuu ympyräradan säteestä:  $g = g_n (R/r)^2$ ;  $R = 6371$  kilometriä (Maan säde) ja  $g_n = 9,807 \text{ ms}^{-2}$  normaaliputoamiskiihtyvyys. Nostovoima  $L$  ympyrärataehdossa on verrannollinen vauhdin neliöön (esim. Laine ym. 2006, 58)

$$L = \frac{1}{2} \rho C_L A v^2, \quad (2)$$

missä  $\rho$  on ilman tiheys,  $A$  aerodynaamisia voimia laskettaessa käytettävä pinta-ala ja  $C_L$  nostovoimakerroin. Ympyrärataehdon (1) mukaan kappaleen liikkua riittävän suurella vauhdilla (ympyräratavauhdilla)  $v_r = \sqrt{gr}$  nostovoimaa ei lennon ylläpitämiseen tarvita lainkaan. Kun ympyräradalla lentämiseen tarvitaan nostovoimaa, sen ja keskipakoisvoiman suhde on vauhdista riippumaton

$$\frac{Lr}{mv^2} = \frac{\rho C_L A r}{2m} = \frac{E\rho}{2B},$$

missä  $E = L/D$  on aluksen liitoluku  $B = m/AC_D$  ballistinen kerroin ja  $C_D$  ilmanvastuskerroin. Niinpä ympyrärataehtoon tarvittavan nostovoiman osuus vähenee lentokorkeuden kasvaessa ilman tiheyden  $\rho$  mukana hyvin nopeasti (suunnilleen eksponentiaalisesti) riippumatta liikenopeudesta. Liitoluku ja ballistinen kerroin ovat liitolaitteen ohjauksella (lähinnä kohtauskulmalla) säädettäviä parametreja. Ilman vastuksen takia liikenopeus pienenee myös eksponentiaalisesti ja kun vaaditaan, että ympyrärataehto (1) on voimassa koko ajan, saadaan liitolaitteen kantamaksi ympyräradalla

$$s = \frac{B}{\rho} \left[ 2 \log \frac{v_0}{v_r} + \log \left( 1 + \frac{r\rho E}{2B} \right) \right], \quad (3)$$

missä  $v_0$  on laitteen vauhti ympyräradan alussa. Kaavassa (3) on oletettu ballistinen kerroin  $B$  vakioksi. Liitoluku  $E$  taas on ajateltu säädetyksi siten, että ympyrärataehto (1) toteutuu aina, toisin kuin tavanomaisessa ilmakehään tulon tarkastelussa (Vinh ym. 1980, 110–113). On hyvin mahdollista, että ympyräradan kantaman esitystä (3) ei ole aikaisemmin julkaistu. Kun valitaan liitolaitteen alkuvauhdiksi ympyräratavauhti, jolloin aluksi nostovoimaa ei tarvita, päädytään hieman yllättävään lopputulokseen, että liitolaitteen suurin kantama ympyräradalla on  $Er/2$ . Voidaan siis arvioida, että parhaimmillaan hypersooinen liitolaite kykenee liitämään ympyräradalla noin 100 kilometrin korkeudella Maan pinnasta jopa 25 000 kilometrin matkan.

Kun nostovoima ajatellaan positiiviseksi, suurin alkuvauhti on ympyräratavauhti. Kun vauhti on tätä pienempi, kantama lyhenee merkittävästi. Keskeinen kaavan (3) ominaisuus on, että laaduton muuttuja  $r\rho/B$  on yläilmakehässä pieni ilman tiheyden  $\rho$  takia. Tästä johtuvat varsin suuri ympyräradan kantama ja pieni hidastuvuus realistisilla liitolaitteen mallin parametrien arvoilla.

Avangardin testeissä saavuttamaksi ilmoitettu vauhti, 27 Ma, on ympyräratavauhti 74 kilometrin korkeudessa standardi-ilmakehässä. Liitolaitteen laskennallisilla parametreilla kantamaksi ympyräradalla saadaan 10040 kilometriä, kun liitoluvun arvo on  $E = 3,2$ , joka CAV-H mallissa vastaa  $10^\circ$  kohtauskulmaa (Phillips 2003, 12). Tämä on itse asiassa aika lähellä kaavan (3) mukaista maksimikantamaa, joka on  $Er/2 = 10300$  km, ja merkittävästi enemmän kuin liitolaitteen testauksessa ilmoitettu kantama eli 6100 kilometriä (Tvzvezda 2018b). Liitolaitteen lentäessä yläilmakehässä sen kantama on vähintään riittävä mannertenväliseen vaikuttamiseen. Ilman tiheys on niin pieni ( $4,6 \cdot 10^{-5}$  kgm<sup>-3</sup>), että kantaman etäisyydellä laitteen vauhti on hidastunut vain noin 3 % ympyräratavauhdista.

Ympyräradan tapauksessa saadaan liidon kantamalle alaraja, koska laitteen potentiaalienergiaa Maan painovoimakentässä ei tällöin käytetä vauhdin ylläpitoon, kuten tavanomaisten lentokoneiden liukulennossa (Laine ym. 2006, 336–337). Jos tarkastellaan liittoa maata kohti, jossa liikkeen ratakulma pidetään vakiona ja pienenä, päästään merkittävästi suurempaan kantamaan. Tälle kantamalle ei enää voi kirjoittaa suoraan kaavaa, vaan se on ratkaistava numeerisesti, tosin kohtuullisen yksinkertaisesta yhtälöstä. Tämä tarkennus ei kantaman riittävyyden toteamiseksi ole kuitenkaan tarpeen.

Kun nostovoima ei enää kykene pitämään liitolaitetta ympyräradalla, voidaan tarkastella tilannetta, jossa liitolaite laskeutuu ilmakehässä siten, että sen nopeuden ja ympyräradan tangentin välinen ratakulma on pieni ja pysyy vakiona. Tähän voidaan soveltaa samaa päättelyä kuin kaavaa (3) johdettaessa, joka siis näyttää olevan aikaisemmin julkaisematon lähestymistapa. Kantamalle ei kuitenkaan tällöin saada suljettua kaavaa, vaan yksinkertainen algebrallinen

yhtälö, joka on ratkaistava numeerisesti. Loivasti laskeutuvalla radalla on optimaalinen ratakulma, joka on hyvin pieni, eli noin 0,9 milliradiaania (mrad) 74 kilometrin aloituskorkeudesta. Nostovoiman vaikutus on merkittävä, sillä liitolaitteen kantama on nyt 32 800 kilometriä, laitteen lentokorkeuden ollessa tämän matkan jälkeen noin 45 kilometriä ja vauhdin noin 6,0 km/s (Ma 19).

Liitolaitteen keskeinen ominaisuus on sen kyky liikehtiä. Laitteen asennon muutokset aiheuttavat aerodynaamisen voiman muutoksia, jotka vaikuttavat sekä liikkeen suuntaan että vauhtiin. Aerodynaamisen voiman suurin liikesuuntaa muuttava komponentti on nostovoima. Nostovoimalla saadaan laite kaartamaan vaakatasossa, kun liitolaitetta kallistetaan. Nostovoiman (2) tuottama normaalikiikkyvyys  $a_n = L/m$  vastaa kaartosädettä

$$R = \frac{2m}{AC_L \rho}, \quad (4)$$

sillä kinematiikasta tiedetään, että  $a_n = v^2/R$ , missä  $R$  on radan kaarevuussäde. On merkillepantavaa, että kaartosäde (4) on vauhdista riippumaton. Tämän vuoksi kaartosädettä arvioitaessa on erikseen tarkastettava, ettei sallittu kuormitusmonikerta  $n = L/mg$  ylitä. Mallissa käytetään ylärajaa 30. Liitolaitteen liikesuunnan kääntäminen aerodynaamisesti ei onnistu kovin tiukalla kaaroksella, koska kaartosädettä rajoittaa suurin nostovoima. Nostovoiman kasvaessa kasvaa tosin myös ilmanvastus ja sen mukana hidastuvuus. Avangardin kaartosäde 74 kilometrin korkeudella on 150 000 kilometriä, kun arvioinnissa käytetään CAV-H mallin nostovoimakertoimelle  $C_L$  annettua suurinta arvoa (kohtauskulmalla 20°) (Phillips 2003, 12). Ympyrärata ei siis ole oikea vaihtoehto sotilaallista kohdetta lähestyttäessä, vaan liitolaitteen lentokorkeutta ja vauhtia on hyvissä ajoin pienennettävä.

Vakioratakulmalla laskeuduttaessa kaartosäde pienenee ilman tiheyden kasvaessa. Suurimman kantaman esimerkissä kaartosäde on 45 kilometrin korkeudessa vielä 3400 kilometriä. Ketterämpi ohjautuvuus vaatii suurempaa ilman tiheyttä. Avangardin testilennolle on ilmoitettu kantamaksi 6100 kilometriä (Tvzvezda 2018b). Jos asetetaan tämä vakiokulmaradan kantamaksi ja sen loppukorkeudeksi 24 kilometriä, niin vakiokulmaradan loppuosassa mallin liitolaitteen vauhti on 4,4 km/s (Ma 15), mikä tuottaa kaartosäteeksi vaakatasossa 150 kilometriä (kuormitusmonikerta on 13).

Liitolaitteen liike pitää vielä suunnata maata kohti. Nostovoiman käyttö tähän vaatii liitolaitteen kiertymisen ylösalaisin. Maan pintaa vastaan kohtisuorassa tasossa kaartokykyä ei voi laskea kaavan (4) avulla, sillä ilman tiheys ja sen mukana hetkellinen kaartosäde muuttuu nopeasti. Kun kuormitusmonikerta on suuri, voidaan käyttää liikeyhtälöistä saatavia suhteellisen yksinkertaisia kaavoja, joissa painovoiman vaikutusta ei oteta huomioon ja ratakulman

muutos suurimmalla liitoluvulla  $E_*$  voidaan ratkaista lentokorkeuden muutoksen funktiona (Vinh ym. 1980, 113).

Korkeudesta 24 kilometriä Avangardin mallin liike saadaan kääntymään vaakatasosta  $60^\circ$  maata kohti korkeuteen 7,5 kilometriin tultaessa, jolloin laitteen vauhti on enää 1300 m/s (Ma 4,2). Voidaan ajatella, että näin jyrkkään suunnanmuutokseen ei ole tarkoituksenmukaista pyrkiä, sillä  $30^\circ$  ratakulma alaspäin saavutetaan 15 kilometrissä korkeudessa vauhdilla 2400 m/s (Ma 7,7). Jos suunnan muutoksia vaakatasossa ei tarvitse tehdä, niin on edullisempaa aloittaa kaarto maata kohti stratosfäärin yläosassa. Kun kaarto aloitetaan 45 kilometrin korkeudessa,  $60^\circ$  ratakulmaan päästään 6,5 kilometrin korkeudessa, mutta vauhti on 2200 m/s (Ma 7,0). Näin matalalla painovoiman vaikutus alkaa olla merkittävä eikä radan loppuosaa maanpinnalle asti voi tarkastella esiteltyjen yksinkertaisten mallien puitteissa.

## Yhteenveto

Tässä artikkelissa lyhyesti esittelin, julkisista lähteistä löydettävissä olevien suoritusarvojen avulla, uusia venäläisiä hypersoonisia asejärjestelmiä. Yksityiskohtaisemmin tarkastelin ja arvioin hypersoonisen liitolaitteen Avangard ominaisuuksia.

Toisin kuin alan perusteoksissa, esitetyssä ympyräratamallissa ja vakioratakulmamallissa ei nostovoimakerronta tarvitse olettaa vakioksi. Siten on mahdollista, että ympyräradan kantaman esitystä (3) ei ole aikaisemmin julkaistu eikä myöskään vakioratakulmassa laskeutuvan liitolaitteen ominaisuuksia tällaisella tavalla tarkasteltu. Liikkeen suunnan kääntämisen tarkastelussa on käytetty tunnettuja malleja.

Tuloksien perusteella julkisuuteen ilmoitetut tiedot liitolaitteen vauhdista ja kantamasta eivät ole ristiriidassa keskenään. Liitolaitteen suuri alkunopeus on todennäköisellä todellisella radalla lähes vaakatasossa ja sen liikemäärän vaakakomponentti hyvin suuri. Laitteella ei ole omaa propulsiota, minkä vuoksi sen liike voidaan suunnata Maata kohti vain aerodynaamisen voiman ja painovoiman avulla. Painovoiman pääasiallinen vaikutus hypersoonisilla nopeuksilla on laitteen pitäminen käyräviivaisella radalla. Laitteen liikesuunnan merkittävään poikkeuttamiseen aerodynaaminen voima pystyy vasta stratosfäärissä, missä ilman vastuksen aiheuttama hidastuvuus on merkittävää. Sekä kvalitatiivinen tarkastelu että numeerinen yksinkertaisen mallin ratkaisu viittaavat siihen, että usean tuhannen kilometrin matkan jälkeen Avangard-liitolaite voi tulla jyrkästi troposfääriin hypersoonisena, jos sen radassa ei ole käännöksiä vaakatasossa.

## Viitteet

- 1 Aeroballistinen tarkoittaa sitä, että aerodynaaminen nostovoima on merkittävä tekijä ohjuksen liikkeessä (Lysenko 2007, 42).

## Lähteet

- Asetus (27.10.1967/57) valtioiden toimintaa johtavia periaatteita niiden tutkiessa ja käytössä ulkoavaruutta, siihen luettuna kuu ja muut taivaankappaleet, koskevan yleis-sopimuksen voimaansaattamisesta.
- Akimov, Vladimir, Vsevolod Bakulev, Ruvim Kurziner, Vladimir Poljakov, Vladimir Sosunov & Sergei Šljahtenko (Акимов, Владимир, Всеволод Бакулев, Рувим Курзинер, Владимир Поляков, Владимир Сосунов & Сергей Шляхтенко) (1987). *Теория и расчёт воздушно-реактивных двигателей*. Москва: Машиностроение.
- Anderson, John (2016). *Introduction to Flight*. New York: McGraw-Hill Education.
- Anderson, John (2006). *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Duan, Guangren, Young Sun, Maorui Zhang, Ze Zhang & Xiangyu Gao (2010). Aerodynamic Coefficients Models of Hypersonic Vehicle Based on Aero Database. Teoksessa *Proceedings of the 2010 First International Conference on Pervasive Computing, Signal Processing and Applications*. Washington DC: IEEE Computer Society, 1001–1004.
- Hruby, Jill (2019). *Russia's new nuclear weapon delivery systems*. Washington, D.C.: Nuclear Threat Initiative.
- Jaroševski, Vasili (Ярошевский, Василий) (1988). *Вход в атмосферу космических летательных аппаратов*. Москва: Наука.
- Kofman, Michael (2019). Что все-таки Путин подарил россиянам на Новый год. The New Times 9.1.2019. <https://newtimes.ru/articles/detail/175636> (17.3.2019). Unedited English version: Russia's Avangard hypersonic boost-glide system, 11.1.2019. <https://russianmilitaryanalysis.wordpress.com/2019/01/11/russias-avangard-hypersonic-boost-glide-system/>, (10.6.2020).
- Kreml (2018). Послание Президента Федеральному Собранию. 1.3.2018. <http://www.kremlin.ru/events/president/news/56957>, (14.5.2018).
- Kreml (2019). Послание Президента Федеральному Собранию. 20.2.2019. <http://kremlin.ru/events/president/news/59863>, (10.6.2020).
- Krivorutško, Aleksei (Криворучко, Алексей) (2020). Путь в новое десятилетие. *Радиоэлектронные технологии* 2, 6–10.
- Laine, Seppo, Jaakko Hoffren & Kari Renko (2006). *Lentokoneen aerodynamiikka ja lentotekniikka*. Helsinki: WSOY.
- Lysenko, Lev (Лысенко, Лев) (2007). *Наведение и навигация баллистических ракет*. Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.
- Pavljuk, Juri (Павлюк, Юрий) (1996). *Баллистическое проектирование ракет*. Челябинск: Изд. ЧГТУ.
- Phillips, Terry (2003). A Common Aero Vehicle (CAV). Model, Description, and Employment Guide. Technical Report. Schafter Corporation for AFRL and AFSPC.
- RIA (2019). Стали известны характеристики баллистической ракеты “Сармат”. 27.6.2019. <https://ria.ru/20190627/1555986458.html>, (28.6.2019).
- Siharulidze, Juri (Сихарулидзе, Юрий) (2015). *Баллистика и наведение летательных аппаратов*. Москва: БИНОМ.

- Speier, Richard, George Nacouzi, Carrie Lee & Richard Moore (2017). *Hypersonic Missile Nonproliferation*. Santa Monica: RAND Corporation.
- TASS (2018a). Гиперзвуковой ракетный комплекс «Авангард». Досье. 19.7.2018. <https://tass.ru/info/5386766>, (5.12.2018).
- TASS (2018b). Борисов: испытания комплекса «Авангард» доказали его способность разогнаться до 27 Махов. 27.12.2018. <https://tass.ru/armiya-i-opk/5958896>, (2.1.2019).
- TASS (2019). Первый ракетный полк «Авангарда» заступил на боевое дежурство. 27.12.2019. <https://tass.ru/armiya-i-opk/7436431>, (30.6.2020).
- TASS (2020). Источник: Ту-160 планируется вооружить гиперзвуковыми ракетами. 10.2.2020. <https://tass.ru/armiya-i-opk/7721975>, (30.6.2020).
- Tvzvezda (2018a). Военный эксперт назвал главную особенность «Авангарда». 28.12.2018. <https://tvzvezda.ru/news/forces/content/201812281627-gj3d.htm>, (2.1.2019).
- Tvzvezda (2018b). «Звезда» публикует маршрут испытательного полета ракеты комплекса «Авангард». 30.12.2018. [https://tvzvezda.ru/news/vstrane\\_i\\_mire/content/201812301252-55tg.htm](https://tvzvezda.ru/news/vstrane_i_mire/content/201812301252-55tg.htm), (2.1.2019).
- U.S. Standard Atmosphere, 1976 (1976). Washington, D.C.: NOAA, NASA, USAF.
- Varfolomeev, V.I. & M.I. Korytov (Варфоломеев, В.И. & М.И. Копытов) (1970). *Проектирование и испытания баллистических ракет*. Москва: Воениздат.
- Vinh, Nguyen, Adolf Busemann & Robert Culp (1980). *Hypersonic and Planetary Entry Flight Mechanics*. Ann Arbor: The University of Michigan Press.
- Wiesel, William (2010). *Spaceflight Dynamics*. Beavercreek: Aphelion Press.
- Žakov, Aleksandr (Жаков, Александр) (1974). *Управление баллистическими ракетами и космическими объектами*. Москва: Воениздат.