



極超音速滑空体の飛翔特性及び対処可能性に 関する定量的考察

防衛技官 藤原 雄介

1 はじめに

中国、ロシア、北朝鮮といった我が国の周辺諸国は、弾道ミサイル防衛を突破できるとされる極超音速滑空体（Hypersonic Glide Vehicle（以下「HGV」という。）」や極超音速巡航ミサイル（Hypersonic Cruise Missile（以下「HCM」という。）」といった極超音速ミサイルの開発を進めており、我が国の安全保障上大きな脅威となっている。その一方で、極超音速ミサイルに対する迎撃ミサイルの開発、衛星コンステレーションによるセンサー網の構築等、極超音速ミサイルへの対抗手段を模索する動きもあり、最近ではロシアが弾道ミサイル防衛による迎撃が不可能な極超音速ミサイルとしていた空中発射型弾道ミサイルであるキンジャルが、ウクライナに供与されたペトリオットにより迎撃されたという報道もなされた。

これらの極超音速ミサイルをめぐっては、低高度から極超音速で飛来し対処時間が短い、軌道予測が困難で迎撃が難しい等、その脅威がメディアによりクローズアップされることは多い。しかし、その脅威に関する定量的な評価に触れることは少なく、極超音速ミサイルについて正しい理解が周知されているとは言い難い状況である。

本稿では極超音速ミサイルのうち HGV について取り上げ、簡易的なシミュレーションによりその飛翔特性及び対処可能性について定量的に評価する。まず HGV の概要について説明した後、HGV の飛翔及び迎撃について複数のシナリオでシミュレーションを実施し、飛翔特性及び対処可能性について定量的に考察することにより、新たな脅威である HGV に対する理解を深めることを目的とする。

2 極超音速ミサイルを取り巻く動向

(1) 極超音速ミサイルとは

極超音速ミサイルはマッハ 5 以上の極超音速で飛翔するミサイルのうち、飛翔行程の大半で弾道軌道を描かず高度数十 km 以上の大気圏上層部を飛翔するミサイルである。大半の弾道ミサイルもマッハ 5 以上の極超音速に達するが、弾道ミサイルの多くは単純な弾道

軌道で大気圏外を飛翔するため、極超音速ミサイルとは区別される。

このような極超音速ミサイルは、推進装置を持たず滑空により飛翔する HGV と、推進装置を搭載しその推力により飛翔する HCM に大別される。HGV は弾道ミサイルのブースターに搭載されて発射されるものが多く、ブースターの燃焼が終了し加速が終了するとブースターから切り離されて大気圏上層部を滑空飛翔する。一方、HCM は一般的にスクラムジェット¹と呼ばれる推進装置を有しており、HGV と同様に発射直後にブースターにより加速した後切り離され、スクラムジェットが発生する推力により高度数十 km の領域を水平に飛翔する。いずれも大気は機体に及ぼす力（以下「空気力」という。）等を利用して機動を行い飛翔中に軌道を変更することができ、これらの高速性、低高度飛翔、機動性という特性から、従来の弾道ミサイルと比較して迎撃が困難になるといわれている。図 1 に、従来の弾道ミサイルと極超音速ミサイルの飛翔パターンのイメージを示す。

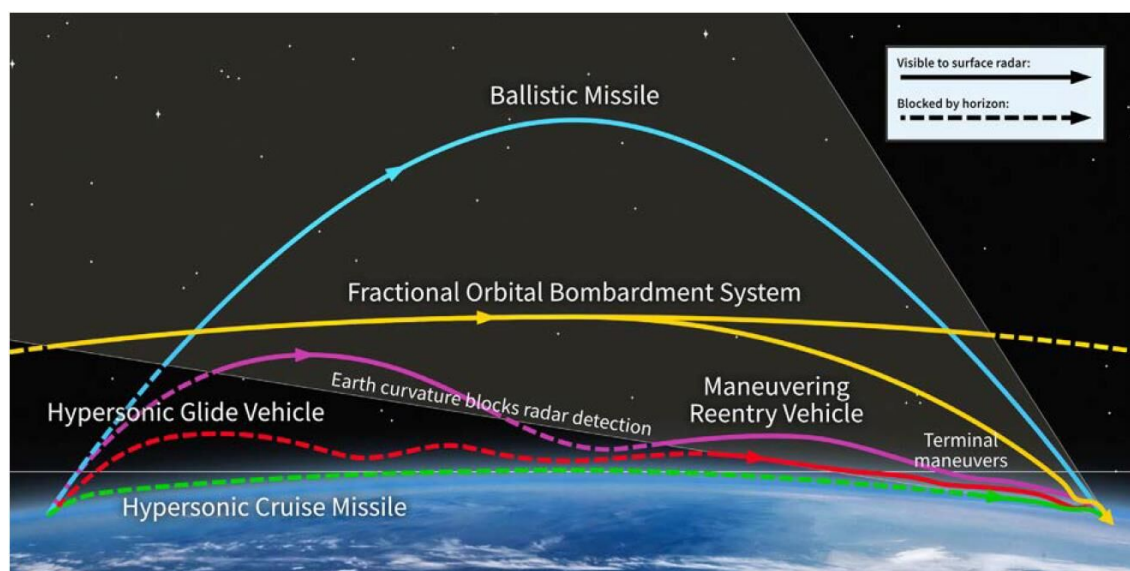


図 1 弾道ミサイルと極超音速ミサイルの飛翔パターンの比較

(出所 : "Getting on Track -Space and Airborne Sensors for Hypersonic Missile Defense")

(注 : CSIS Missile Defense Project, p. 15, https://csis-website-prod.s3.amazonaws.com/s3fs-public/2023-12/231218_Dahlgren_Getting_track_0.pdf)

¹ 大気中から空気を取り込んで燃料を燃焼させるジェットエンジンの一種である。航空機に広く用いられるターボジェットエンジンが取り込んだ空気を圧縮機で圧縮するのに対し、スクラムジェットは圧縮機を用いず、機体が高速で前進した際にエンジンに流入してくる空気自身の圧力（ラム圧）を利用して圧縮し、超音速の気流中で燃焼させる。極超音速の速度域ではロケットよりもはるかに高い効率を発揮するが、静止又は低速状態からは始動できないため、最初にブースター等の他の推進装置により加速する必要がある。

(2) 極超音速ミサイルの登場

我が国は、周辺国からの弾道ミサイルの脅威を受け、飛来してくる弾道ミサイルを迎撃ミサイルによって破壊する弾道ミサイル防衛 (Ballistic Missile Defense (以下「BMD」という。)) を導入した。しかし、近年中国、ロシア、北朝鮮といった我が国の周辺諸国は極超音速ミサイルの開発を積極的に進めており、既に実戦配備されたものも存在する。極超音速ミサイルは弾道ミサイルと比較して BMD による対処が難しくなると考えられ²、周辺諸国がそのような兵器の開発を進めていることは我が国の安全保障上大きな脅威となってきた。以下に、我が国の周辺諸国が開発している極超音速ミサイルについて簡単に述べる。

ア ロシア

ロシアは HGV としてアヴァンガード、HCM としてツィルコンといった極超音速ミサイルを開発しており、アヴァンガードは 2018 年又は 2019 年に配備されたと考えられている³。また、2018 年 3 月にプーチン大統領が行った年次教書演説⁴の中で、戦闘機搭載型の極超音速ミサイルであると紹介されたキンジャール⁵は、2022 年に生じたロシアのウクライナ侵攻において実戦投入され、2023 年 5 月にはウクライナに供与されたペトリオットにより迎撃されたと報道されている⁶。

イ 中国

中国は HGV の開発に力を入れており、DF-17 と呼ばれる HGV を実戦配備している。この HGV は 1,800~2,500km の射程を有すると考えられており^{7,8}、国家基本問題研究所の富山氏は、このミサイルが我が国の安全保障に重大な影響を及ぼす脅威であるため、速やかに対策を講じる必要があると述べている⁹。また、2021 年には地球を一周する HGV の実験を行ったとの報道がなされた¹⁰。

² 「令和 5 年度版防衛白書 日本の防衛」防衛省・自衛隊、38 頁、
<https://www.mod.go.jp/j/press/wp/wp2023/pdf/R05zenpen.pdf> (2024 年 3 月 20 日アクセス)

³ "Avangard (Hypersonic Glide Vehicle)" Missile Defense Advocacy Alliance,
<https://missiledefenseadvocacy.org/missile-threat-and-proliferation/todays-missile-threat/russia/avangard-hypersonic-glide-vehicle/>

⁴ 「＜解説＞ロシアの核戦力の近代化」防衛省・自衛隊、
http://www.clearing.mod.go.jp/hakusho_data/2018/html/nc005000.html (2024 年 3 月 20 日アクセス)

⁵ 軍事専門家の間では、キンジャールは短距離弾道ミサイルのイスカンデル-M を改修した空中発射型弾道ミサイルであり、本稿で取り上げる極超音速ミサイルには該当しないとの見方がある。

⁶ 「ロシアの極超音速ミサイル『キンジャール』、キーウ上空でウクライナ軍が『パトリオットで迎撃』」読売新聞オンライン、2023 年 5 月 7 日、<https://www.yomiuri.co.jp/world/20230507-OYT1T50095/>

⁷ "DF-17" CSIS MISSILE DEFENSE PROJECT, August 2, 2021, <https://missilethreat.csis.org/missile/df-17/>

⁸ "Dong Feng-17" Missile Defense Advocacy Alliance, January 13, 2023,
<https://missiledefenseadvocacy.org/missile-threat-and-proliferation/todays-missile-threat/china/dong-feng-17/>

⁹ 富山泰「日本は極超音速ミサイルの脅威に目覚めよ」国家基本問題研究所、2021 年 11 月 8 日、
<https://jinj.jp/weekly/archives/36041>

¹⁰ 「中国が実験の極超音速ミサイル、『地球を一周』米軍幹部が指摘」CNN、2021 年 11 月 18 日、
<https://www.cnn.co.jp/usa/35179637.html>

ウ 北朝鮮

北朝鮮は弾道ミサイルだけではなく極超音速ミサイルの開発も進めており、2021年9月には火星8と呼ばれるHGVの発射実験に、2024年1月には別の極超音速ミサイルの実験にそれぞれ成功したとメディアが報じている^{11,12}。我が国のBMDは北朝鮮からの弾道ミサイルに対処するために導入が推進されてきたが、このような極超音速ミサイルが実用化された場合には、BMDの有効性が低下し我が国の安全保障上重大な脅威となる可能性がある。

(3) 極超音速ミサイルへの対処手段

このように極超音速ミサイルの脅威の高まりを受け、米国をはじめとする各国では極超音速ミサイルへの対処手段を実用化しようとする動きが始まっている。ここでは、極超音速ミサイルに対する対処手段として、各国で進められている迎撃ミサイルの開発計画について簡単に述べる。

ア 米国

米国は対極超音速ミサイル用の迎撃ミサイルであるGPI (Glide Phase Interceptor) を我が国と共同開発する方針を決定し¹³、並行してGlide Breakerの開発を進めている¹⁴。これらのミサイルはHGVが高高度を滑空している段階で迎撃するものであるが、目標に突入する終末段階における対処を行うものとして、SM-6に極超音速ミサイルの対処能力を持たせる計画も進行中である¹⁵。

イ 欧州

欧州における迎撃ミサイルの開発計画としては、スペインのSMS社とドイツのDiehl Defence社が共同で進めているHYDEF¹⁶、MBDA社が中心となって進めているHYDIS¹⁷等がある。

ウ イスラエル

ラファエル社がSkySonicと呼ばれる迎撃ミサイルの開発を発表しており、極超音速の弾道ミサイルやHCM等、あらゆる極超音速の脅威に対する迎撃を目指している¹⁸。

¹¹ 「北朝鮮、新型『極超音速ミサイル』の発射実験に28日成功=国営メディア」BBC NEWS JAPAN、2021年9月29日、<https://www.bbc.com/japanese/58730016>

¹² 「北朝鮮『弾道ミサイル試射に成功』固体燃料使用、弾頭は極超音速型」朝日新聞デジタル、2024年1月15日、<https://www.asahi.com/articles/ASS1H2H56S1HUHBI006.html>

¹³ 「GPI 日米共同開発の開始に関する防衛省発表」防衛省・自衛隊、2023年8月19日、https://www.mod.go.jp/j/approach/anpo/2023/0819a_usa-j.html

¹⁴ "Glide Breaker" DARPA, <https://www.darpa.mil/program/glide-breaker>

¹⁵ "Navy Aegis Ballistic Missile Defense (BMD) Program: Background and Issues for Congress" Congressional Research Service, February 6, 2024, <https://sgp.fas.org/crs/weapons/RL33745.pdf>

¹⁶ "OCCAR and SMS sign Hypersonic Defence Interceptor Study contract" JANES, November 6, 2023, https://customer.janes.com/display/BSP_65241-JDW

¹⁷ "Missile house: MBDA Deutschland targets European air and missile defence opportunities" JANES, November 14, 2023, https://customer.janes.com/display/BSP_65643-IDR

¹⁸ "Israel's Rafael says it is developing hypersonic missile interceptor" REUTERS, June 15, 2023, <https://jp.reuters.com/article/idUSKBN2Y01GQ/>

（４）本稿の目的

第２号で紹介したように、極超音速ミサイルについてはニュース等の各種メディアにより頻繁に報道されており、「マッハ５以上の極超音速で低高度を飛行するため対処時間が短い」、「空気力を利用した機動を行うため軌道予測及び迎撃が困難」といったように、その脅威がクローズアップされることが少なくない。しかし、具体的な機動性、対処時間、迎撃の困難性等について定量的な評価をメディアで目にすることは少なく、極超音速ミサイルの実態が広く周知されているとは言い難い状況である。

そこで、本稿では極超音速ミサイルに対する理解を深めるため、極超音速ミサイルがなぜ脅威となりうるのかについて定性的に考察した後、極超音速ミサイルの脅威及びそれに対する対処可能性の度合いをシミュレーションにより定量的に評価することを試みる。

前述のとおり、極超音速ミサイルは HGV 及び HCM に大別されるが、HCM はスクラムジェットを使用した推進装置により推力を得て推進するため、シミュレーションを行うには推進装置の推力を考慮する必要がある。そのため、本稿でシミュレーションを行うにあたっては、極超音速ミサイルのうち推進装置を持たず推力を考慮する必要がない HGV を取り上げ、書籍やインターネット等で公開され一般的に入手が可能な情報（以下「先行研究」という。）に基づいて HGV 及び迎撃ミサイルの簡易的なモデルを構築し、そのモデルを用いてシミュレーションを行う。

３ 極超音速ミサイル対処を難化させる要因

前項で述べた通り、極超音速ミサイルはその飛行特性から弾道ミサイルに比べて対処が困難であるとされている。ここでは、極超音速ミサイルの高速性、低高度飛行、機動性という飛行特性がどのように対処を困難にさせるのかについて定性的に考察してみる。

（１）着弾地点が直前まで予測できないこと

弾道ミサイルは基本的には弾道軌道を描いて飛行するため、探知できればその後の軌道を計算して着弾地点を予測することが可能である。しかし、極超音速ミサイルは自身の有する機動性により途中でコースを変えることができるため、高高度を水平に飛行していた状態から突然急降下して目標へ突入するような飛行パターンをとる可能性があり、着弾地点の予測は目標に突入する直前まで事実上不可能である。そのため、ミサイルは自身が到達しうる範囲のどこにでも着弾する可能性があり、迎撃側が想定していない場所が狙われることが予想される。

（２）対処時間が限られること

弾道ミサイルの大半は高度 100km 以上の高高度まで到達する弾道軌道で飛行するため、地上に設置されたレーダー等のセンサーにより遠距離から探知することが可能である。これに対し、極超音速ミサイルが飛行する領域は弾道ミサイルよりもずっと低い高度数十 km の大気圏上層部のため、ミサイルがかなり接近するまで地上のセンサーからでは探知することができない。この弾道ミサイルよりも低高度を飛行する特性及び極超音速で飛行する高速性により、迎撃側が極超音速ミサイル追尾のために確保できる時間は弾道ミサイル対

処の場合よりも相対的に短くなることが予想される（図 2 参照）。

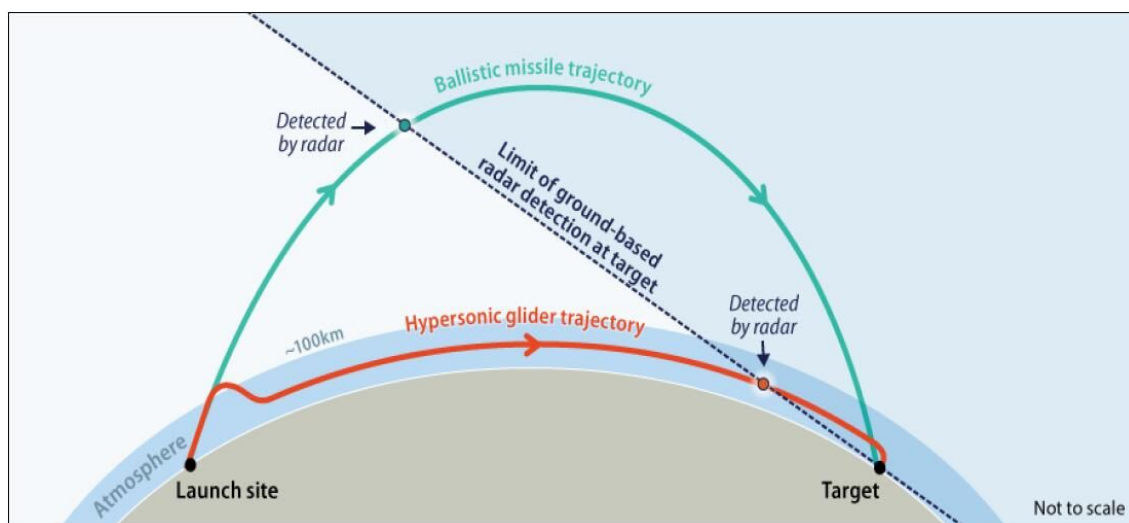


図 2 弾道ミサイルと HGV に対する対処時間の比較イメージ
(出所: "Hypersonic Weapons: Background and Issues for Congress")

(注: Federation of American Scientists, p.7, February 9, 2024,
<https://sgp.fas.org/crs/weapons/R45811.pdf>)

また、現状では極超音速ミサイルが高高度を水平飛翔している段階では技術的に対処できないため、極超音速ミサイルが目標への突入を開始する段階でしか対処することができない。したがって、迎撃のために残された時間は少なく、極超音速ミサイル対処を難しくさせる一因となると考えられる。

(3) 迎撃ミサイルに高い機動性が要求されること

航空機のように自由に機動しコースを不規則に変更する目標に迎撃ミサイルを命中させるには、目標の動きに合わせてミサイルのコースも修正する必要があるため、ミサイルには目標を上回る高い機動性が要求される。例えば、米国が開発した空対空ミサイル（以下「AAM」という。）のサイドワインダーシリーズは、近距離における敵戦闘機との格闘戦の際に用いられる AAM であるが、その一種である AIM-9L は、最大 35G の機動性を有しているとされる¹⁹。戦闘機の機動性の限界は 9G 程度とされているので、そのような急旋回を行い不規則に機動する目標へ確実に命中するためには、AAM はその程度の機動性を有する必要があると考えられる。一般的に、AAM をはじめとする対空ミサイルは比例航法と呼ばれる航法（後述）を基本とした航法により目標を追尾する。比例航法においては迎撃ミサ

¹⁹ "AIM-9 Sidewinder legacy variants (AIM-9B to AIM-9S)" JANES, November 23, 2023,
<https://customer.janes.com/display/JALW3614-JALW>

イルが目標の 3 倍以上の旋回性能を有していれば目標に命中するといわれており²⁰、目標の旋回性能が高くなるほど迎撃ミサイルに要求される旋回性能も大きくなる。

極超音速ミサイルの機動性は条件により変化しうるが、条件によっては戦闘機を上回る機動性を発揮することも考えられる。英国防科学技術研究所(Defence Science and Technology Laboratory (以下「DSTL」という。))は仮想的な HGV をモデリングし、それについて CFD²¹を用いたコンピュータシミュレーションにより性能の評価を行っている(図 3 参照)。それによると、高度が低く、また高速になるほど HGV の機動性は大きくなり、マッハ 5 以上の極超音速では高度 20km において 10G 以上の機動性を発揮できることがわかる。

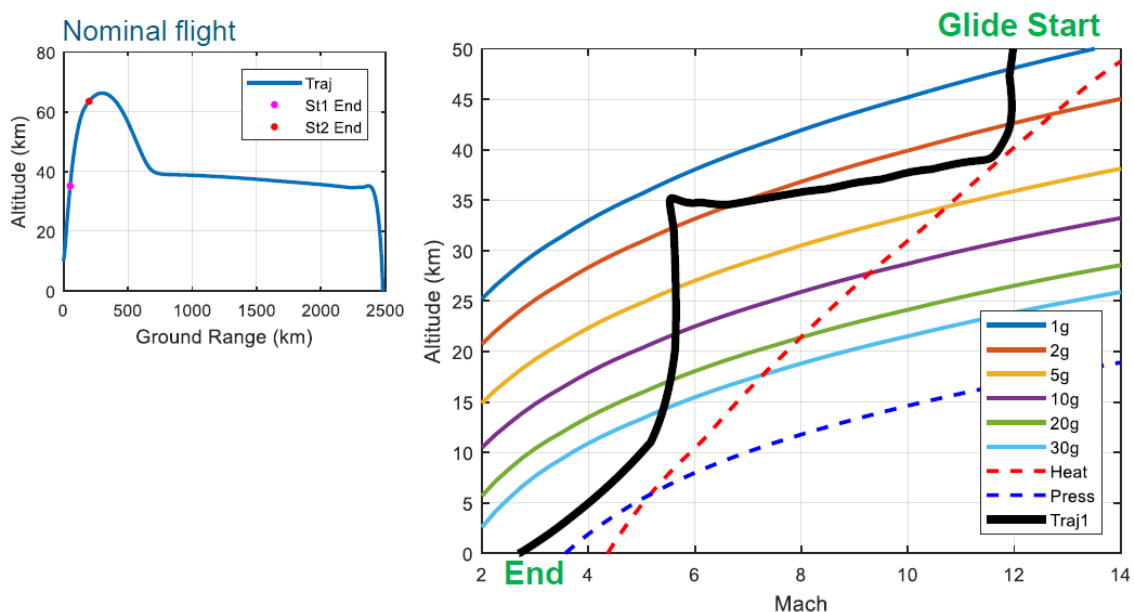


図 3 DSTL の実施したシミュレーションによる仮想 HGV の機動性予測
(出所 : David Hunter, "UK Hypersonic Glide Vehicle Concept and Performance Assessment")
(注 : ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY, November 27, 2019,
<https://www.aerosociety.com/media/12855/8-david-hunter.pdf>)

実際には、急激な機動はそれだけ多くの運動エネルギーの損失を伴い速度が大きく落ちることになるため、HGV が高い機動性を有していたとしてもその性能を常時最大限に発揮できるわけではない。しかし、目標への命中直前の終末段階において迎撃を受ける場合、そのような領域において HGV が短時間でも高機動を行えば、迎撃ミサイルに対して HGV

²⁰ 久野治義『ミサイル工学事典』(原書房、1990 年) 47 頁

²¹ Computational Fluid Dynamics の略で数値流体力学と呼ばれる。気体や液体の挙動を記述する基礎方程式を、コンピュータを用いて数値的に解くことにより、物体周囲における流れの状態を予測する手法。

を超える非常に急激な機動を強いることとなり、結果として迎撃の難易度が大きく上がることになる。仮に迎撃ミサイルがそのような目標の機動に追従できるだけの高い機動性を有していたとしても、迎撃ミサイルが HGV を追尾する過程で急激な機動を行えば、その分迎撃ミサイルの運動エネルギーの損失も大きくなる。これは迎撃ミサイルの射程、ひいては防護範囲を縮小させ、迎撃の有効性を低下させることに繋がると考えられる。

（４）広域を防御することが困難になること

不規則に機動してコースを変えながら大気圏内を飛翔する極超音速ミサイルを高高度で迎撃する場合、迎撃ミサイルは発射から目標に命中するまでの間、空気抵抗を受けながら目標の動きに合わせて常にコースを修正し続けなければならない。コースを修正するためにはエネルギーを必要とし、それを供給するためには推進剤が必要である。そのため、射程を延伸するためには多くの推進剤を積載しなければならなくなり、ミサイル自体が肥大化することとなる。したがって、極超音速ミサイルを迎撃するミサイルの長射程化は技術的に困難であり、少数のアセットで広範囲を防護することは現実的ではないと考えられる。

以上のように、極超音速ミサイルが有する高速性、低高度飛翔、機動性という飛翔特性により迎撃が困難であることが定性的に示されたといえる。そこで、次にこれらの点についてシミュレーションによる定量的な検証を行う。

４ シミュレーションで使用するモデル

本稿では、先行研究に基づいて極超音速ミサイル及び迎撃ミサイルについて簡易的なモデルを構築し、それを使用したシミュレーションを実施する。そこで、まずシミュレーションで用いるモデルについて概説する。ただし、本稿で構築したモデルで使用しているアルゴリズムは、先行研究から得られた情報に基づき筆者が独自に構築したものであり、実在するミサイルの誘導及び制御に用いられているものとは必ずしも同一ではない。なお、詳細なアルゴリズムについては付録（55 ページ）を参照されたい。

（１）基本的な物理モデル

シミュレーションでは、標的となるミサイル（以下「標的ミサイル」という。）及び迎撃ミサイルを仮想空間の地球上に配置し、実際に両者を飛翔させて迎撃ミサイルが標的ミサイルに命中することができるかどうかを評価することとし、ミサイルを飛翔させるための基本的なアルゴリズムとしてオイラー法と呼ばれる数値計算法を用いる²²。オイラー法においては時間の流れをタイムステップと呼ばれる単位に区切り、あるタイムステップを初期時刻としてその時点でのミサイルの位置、速度、進行方向等を初期条件として与える。そしてそのタイムステップにおけるミサイルの位置及び速度からミサイルに作用する力（重力、エンジンの推力、空気抵抗等）を計算して加速度を求め、それに基づいて次のタイムステップにおけるミサイルの位置及び速度を計算することを繰り返す（図 4 参照）。

²² 「微分方程式の数値解法」 東京大学、http://www.den.t.u-tokyo.ac.jp/ad_prog/ode/（2024 年 3 月 27 日アクセス）

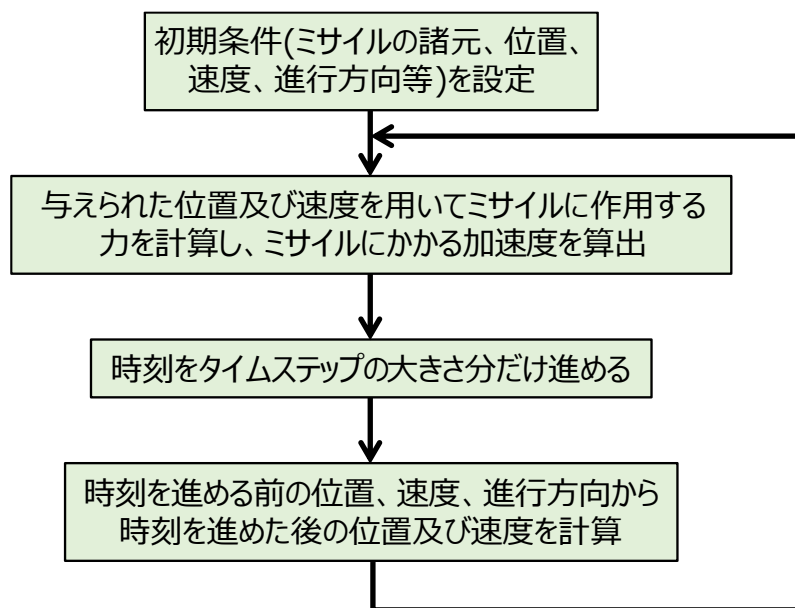


図4 オイラー法によるシミュレーションの概要（筆者作成）

この数値計算法を標的ミサイル、迎撃ミサイルそれぞれについてコンピュータ上で実行することにより、手計算では解くことのできないミサイルの複雑な運動を数値的に求めることができる。

なお、シミュレーションにおけるタイムステップの大きさは基本的に 1/10000 秒（0.1 ミリ秒）とし²³、以下のいずれかの条件に該当した場合はシミュレーションを終了する。

ア 標的ミサイルと迎撃ミサイルの間の距離が 1m 以下になった場合、迎撃ミサイルが標的ミサイルに命中し迎撃が成功したものとみなす。

イ 標的ミサイル又は迎撃ミサイルの高度が 0 になった場合は、標的ミサイルの着弾又は迎撃ミサイルの墜落により迎撃が失敗したものとみなす。

（2）ミサイルに作用する力

本シミュレーションにおいて標的ミサイル及び迎撃ミサイルに作用する力について以下に示す（図5参照）。オイラー法においては、これらの力を計算することによりミサイルの運動を数値的に求める。

²³ 迎撃ミサイルの発射タイミングを評価する際には、計算量削減のためにタイムステップを大きくとる場合がある。

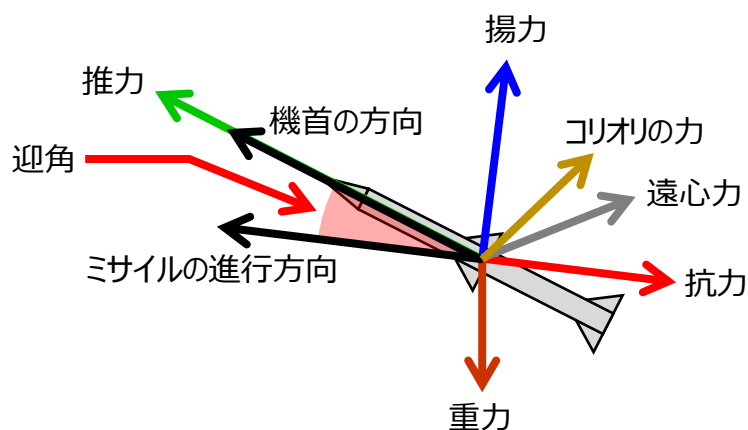


図5 ミサイルに作用する力（筆者作成）

ア 重力

ミサイルを落下させようとする力で、地球の中心に向かって引っ張るように作用する。重力の大きさは地球の中心からミサイルまでの距離が大きくなるにつれて減少する。

イ 空気力

ミサイルが大気中を運動する際に大気から受ける力であり、本稿では揚力と抗力を考慮する。どちらの空気力も大気密度とミサイルの速度、ミサイルの断面積が大きくなるにつれて増大する。また、空気力の大きさはミサイルの姿勢にも影響を受け、基本的にはミサイルの進行方向と機首の方向がなす角（以下「迎角」という。）が増すと大きくなる。

シミュレーションを行うにあたっては、ミサイルがある迎角をとった場合に発生する空気力の大きさを知る必要がある。ミサイルのような複雑な形状の物体における迎角と空気力の大きさの関係（以下「空力特性」という。図6参照）は単純な理論式で予測することができないため、本来であれば風洞実験による実測、CFDによるコンピュータシミュレーション等によりデータを蓄積してそれを用いるべきであるが、本稿においては先行研究等に基づいて簡易的な空力特性モデルを構築し使用する。

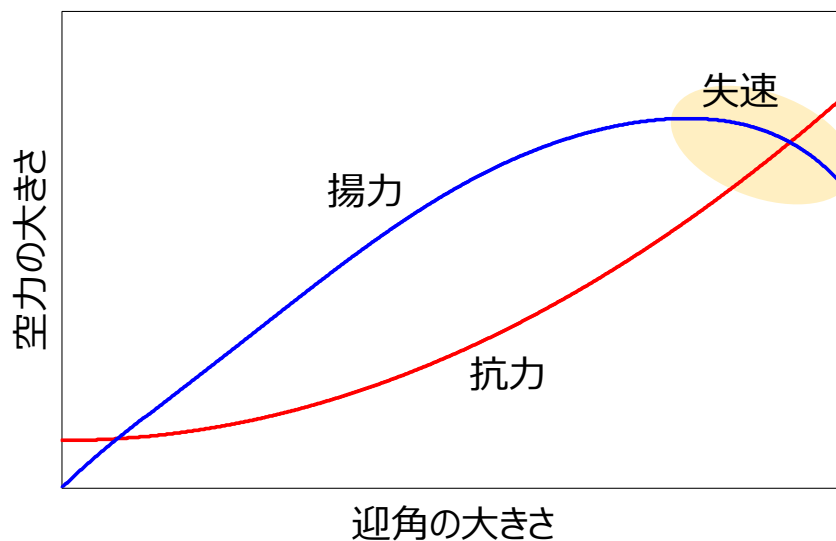


図6 空力特性のイメージ（筆者作成）

（ア） 揚力

ミサイルの進行方向と垂直な方向にかかる力であり、進行方向を変えるように作用し、標的ミサイル及び迎撃ミサイルは機体に発生する揚力を旋回に利用する。ミサイルの迎角がゼロの時には揚力は発生せず²⁴、そこから迎角にほぼ比例して増大する。ただし、迎角がある程度大きくなるにつれて揚力の増大は頭打ちになり、迎角が大きくなりすぎると逆に急激に揚力が減少する「失速」と呼ばれる現象が起こる。失速が起こると速度を急速に失うとともに機動性が極度に悪化するので、ミサイルの迎角は失速を起こさないように制御される。

（イ） 抗力

ミサイルの進行方向とは逆方向にかかる力で、ミサイルの速度を減少させるように作用する。揚力と同様、迎角が増大するにつれ抗力も大きくなるが、揚力と異なり迎角がゼロでもある程度の大きさの抗力が発生する。これを有害抗力という。

標的ミサイル及び迎撃ミサイルは、機体にかかる揚力を旋回に利用するため、揚力が大きくなるほど急旋回が可能となる。しかし、大きな揚力を得るために迎角を大きくとると抗力も同様に増大するため、揚力を利用した急旋回の多用は速度を大きく低下させ、ミサイルの射程を減少させる原因となる。

ウ 推力

ミサイルのブースターやスラスターが発生する力で、それらを持たない HGV では作用しない。また、迎撃ミサイルはブースターが発生する推力により加速した後、滑空しながら空気力を利用してコースを修正し目標を追尾するものとし、ブースターによる加速終了

²⁴ HGV のように機体軸について対象でない形状のミサイルでは、揚力がゼロになる迎角は厳密にはゼロではない。ただし、本モデルでは簡略化のため、迎角がゼロの時揚力もゼロになるものとする。

後は HGV と同様にブースターの推力はゼロとなる。

エ 遠心力及びコリオリの力

地球の自転の影響によって生じる見かけの力であり、地球の表面上に固定された地点からミサイルを見た時に観測される。

(3) 標的ミサイル

標的ミサイルとなる極超音速ミサイルとしては前述のとおり、HGV を対象としたモデルを構築する。また、比較のために単純な弾道飛翔の弾道ミサイルを標的とした迎撃シミュレーションも行うこととする。

なお、HGV が大気中を機動する際には激しい熱及び空力的な負荷に晒されるが、本シミュレーションにおいては標的ミサイルの機体がそれらの負荷に耐えられるかどうかは考慮しないものとする。

ア 極超音速ミサイル

標的ミサイルとなる HGV の諸元及び空力特性については、DSTL がインターネット上に公開している仮想 HGV に関する性能評価²⁵に準じることとする。ただし、プログラムを簡略化するため、発射直後のブースターによる加速段階については考えず、HGV がブースターから分離された後の段階についてのみシミュレーションの対象とする。

シミュレーションにあたっては、標的ミサイルが旋回を開始する時刻、旋回を継続する時間、旋回する方向、旋回加速度²⁶の大きさ等の情報を事前に標的ミサイルにプログラムしておく。標的ミサイルは飛翔中にプログラムされた情報を参照し、それにしたがって機動するように迎角を制御する。ただし、失速を引き起こさないよう、迎角の範囲を制限する。

イ 弾道ミサイル

標的となる弾道ミサイルについては、機動は一切行わず単純に弾道軌道で飛翔するものとし、ミサイルの断面積、質量及び空力特性はアの極超音速ミサイルと同様とする。

(4) 迎撃ミサイル

迎撃ミサイルについては、空力特性が明示された先行研究を見つけることができなかったため、標的ミサイルのように迎角を制御するモデルとは異なる手法で独自にモデルを構築する。

なお、本稿はモデルを簡略化するため、ミサイルの機動性の観点に絞って迎撃の成否を検証する。そのため、迎撃ミサイルの誘導を行う際には地上レーダー等標的ミサイルの探知、追尾及び迎撃ミサイルの誘導を行う外部のセンサーを考慮せず、迎撃側は標的ミサイルの位置、速度及び進行方向に関する情報を常に入手でき、また迎撃ミサイルの誘導も制約なく行えるものとする。実際の迎撃においては、外部センサーの性能や配備場所等が極

²⁵ David Hunter, "UK Hypersonic Glide Vehicle Concept and Performance Assessment" ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY, November 27, 2019, p. 11, p. 13, p.15-16, <https://www.aerosociety.com/media/12855/8-david-hunter.pdf>

²⁶ 航空機やミサイルが旋回する際には、旋回したい方向に横向きの加速度を発生させる。これを旋回加速度といい、これにより進行方向が徐々に変化し目的の方向へ旋回することができる。旋回加速度が大きいほど急激な旋回が可能である。

めて重要である。

ア ブースターによる加速

発射された迎撃ミサイルは、ブースターの発生する推力により加速する。ブースターは推進剤の燃焼により一定の推力を発生し続け、推進剤を使い切った時点で燃焼が停止し推力はゼロになる。ブースターによる燃焼終了後は、慣性により飛翔しながら標的ミサイルを追尾する。

なお、ブースターには固体推進剤を充填したロケットモーターを用いる。ロケットモーターは効率が悪く、大きな推力を長時間発生させ続けることが困難である。そのため、迎撃ミサイルが長時間飛翔する場合、命中までの大半の期間ブースターの推力を得られない状態で飛翔することになる。

イ 操舵方式

本シミュレーションにおいて、迎撃ミサイルの進行方向を変更するための操舵方式には2種類を状況により採用する。

(ア) 空力操舵方式

ミサイルの進行方向に対してミサイルの機首を傾けることで迎角を発生させ、機体にかかる揚力を利用して進行方向を変える方式である。大気が濃い領域においてある程度の速度があれば高い機動性を得ることができるが、低速時や大気が希薄な領域を飛翔している場合には機動性が低下する欠点がある。

a 揚力の算出

本シミュレーションにおいては、迎撃ミサイルの迎角から揚力を算出するのではなく、代わりに目標を追尾するために必要な旋回加速度を迎撃ミサイルの誘導アルゴリズム（後述）から計算し、揚力の大きさを求める²⁷。ただし、その仮定をそのまま適用するとどのような急旋回も可能になってしまうため、揚力の大きさを迎撃ミサイルの最大旋回加速度の範囲内に限るものとする。

b 抗力の算出

抗力については、迎撃ミサイルの空力特性を表すパラメータとして揚抗比を導入する。第2号で述べたとおり、迎撃ミサイルが揚力を利用して旋回を行う際には、同時に抗力が増大し速度を失う。この時、ミサイルに作用する抗力に対する揚力の比を揚抗比という。例えば、揚抗比が3であるならば、ある大きさの揚力が発生している時、抗力の大きさは揚力の1/3になることを意味する。揚抗比の値が大きいほど、同じだけの揚力を得る際の抗力が小さくなり、結果として同じ旋回をより少ない速度損失で行えることを意味する。

c 揚抗比の決定

揚抗比の値は実際には迎撃ミサイルの形状、速度、高度、姿勢等により複雑に変化するが、それを考慮するには迎撃ミサイルの空力特性に関する詳細なデータが必要となる。本モデルにおいては計算を簡単にするため、揚抗比の値は常に一定であるものとする。DSTL

²⁷ 厳密には揚力自体の大きさではなく、揚力によって生じる加速度の大きさである。

の仮想 HGV に対する性能評価によれば、HGV の形状が円錐形の場合揚抗比は最大で 2 程度の大きさになる²⁸。そこで、本モデルでは迎撃ミサイルの形状は円錐形の HGV と同様であるとみなし、揚抗比の大きさを 2 と設定した。

d 有害抗力の影響

この空力操舵モデルに従った場合、迎撃ミサイルが旋回せず揚力がゼロの場合、抗力も同様にゼロになる。すなわち、迎撃ミサイルは旋回しなければ空気抵抗による速度損失が発生しないことになるが、実際はたとえミサイルが旋回せず揚力がゼロであっても有害抗力が発生するため、それを考慮する必要がある。有害抗力の大きさについては、迎撃ミサイルの形状を円錐形とみなし、円錐形状物体に対する有害抗力の大きさを取り扱った先行研究²⁹に基づいて算出する。そして、迎撃ミサイルに作用する全ての抗力の大きさは、揚力を揚抗比で割って得られる抗力と有害抗力を合わせたものとする。

(イ) 推力偏向方式

ブースターから噴射されるガスの噴射方向を変えて推力の向きを変化させることにより、推力の一部を進行方向の変更に利用する方式である。低速時や大気の希薄な領域を飛行している場合でも安定した旋回性能を得ることができるが、ブースターの燃焼終了後は機能しなくなる欠点がある。本シミュレーションにおいては、推力の向きを進行方向から最大で 20 度まで変えられるものとし³⁰、推力によって生じる加速度のうち 34%を最大旋回加速度として利用できると仮定する（図 7 参照）。

²⁸ David Hunter, "UK Hypersonic Glide Vehicle Concept and Performance Assessment" ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY, November 27, 2019, p. 10, <https://www.aerosociety.com/media/12855/8-david-hunter.pdf>

²⁹ 丸祐介、小林弘明、本郷素行、佐藤哲也「軸対象キャビティを有するノーズコーンの空力特性」J-STAGE、https://www.jstage.jst.go.jp/article/jjsass/55/641/55_641_304/_pdf (2024 年 3 月 20 日アクセス)

³⁰ 本モデルで使用する HGV については、先行研究により迎角の上限を 20 度としているため、迎撃ミサイルにもその上限を適用した。詳しくは次を参照されたい。

David Hunter, "UK Hypersonic Glide Vehicle Concept and Performance Assessment" ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY, November 27, 2019, p. 16, <https://www.aerosociety.com/media/12855/8-david-hunter.pdf>

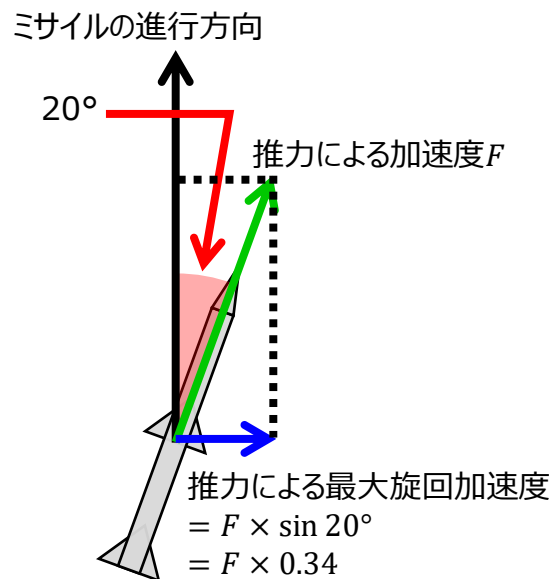


図7 本シミュレーションにおける推力偏向方式のイメージ（筆者作成）

また、推力偏向方式は(ア)の空力操舵方式と併用され、ブースター燃焼中における最大旋回加速度は空力操舵による最大旋回加速度と推力偏向による最大旋回加速度の合計となるものとする。

ウ 迎撃ミサイルの誘導

本シミュレーションにおいては、迎撃ミサイルの誘導フェーズを無誘導フェーズ、中間誘導フェーズ、終末誘導フェーズの3つに区分する。以下に、それぞれの誘導フェーズについて説明する。

(ア) 無誘導フェーズ

発射直後の段階では、迎撃ミサイルは一切の誘導を受けず無誘導のまま直進する。この状態を無誘導フェーズとし、ミサイル発射から1秒後まで継続する。

(イ) 中間誘導フェーズ

無誘導フェーズ終了後、迎撃ミサイルは外部からの指令を受け、自身のシーカーで標的ミサイルを捕捉できる位置まで誘導される。この期間を中間誘導フェーズとし、無誘導フェーズ終了直後から標的ミサイルがシーカーの最大探知距離よりも近づくまでの間継続する。この中間誘導フェーズにおいては、迎撃ミサイルは次に示す等速直線運動アルゴリズム³¹で迎撃点を予測し、そこに向かって飛翔する。

時刻 t 秒において、標的ミサイルが現在の速度と進行方向を保ったまま等速で直進し続けると仮定する。この仮定の下で、迎撃ミサイルも現在の速度のまま同様に等速で直進し標的ミサイルと会合しうる点を迎撃点として計算し、迎撃ミサイルはその方向に向かって飛翔する。しかし、実際には標的ミサイルは等速で直進するわけではないため、1秒ごとに標

³¹ 正式名称ではないが、便宜上このように呼称する。

的ミサイルの最新の状態を用いて迎撃点の位置を更新し、迎撃ミサイルを常に最新の迎撃点に向けて飛翔させるように制御する（図 8 参照）。

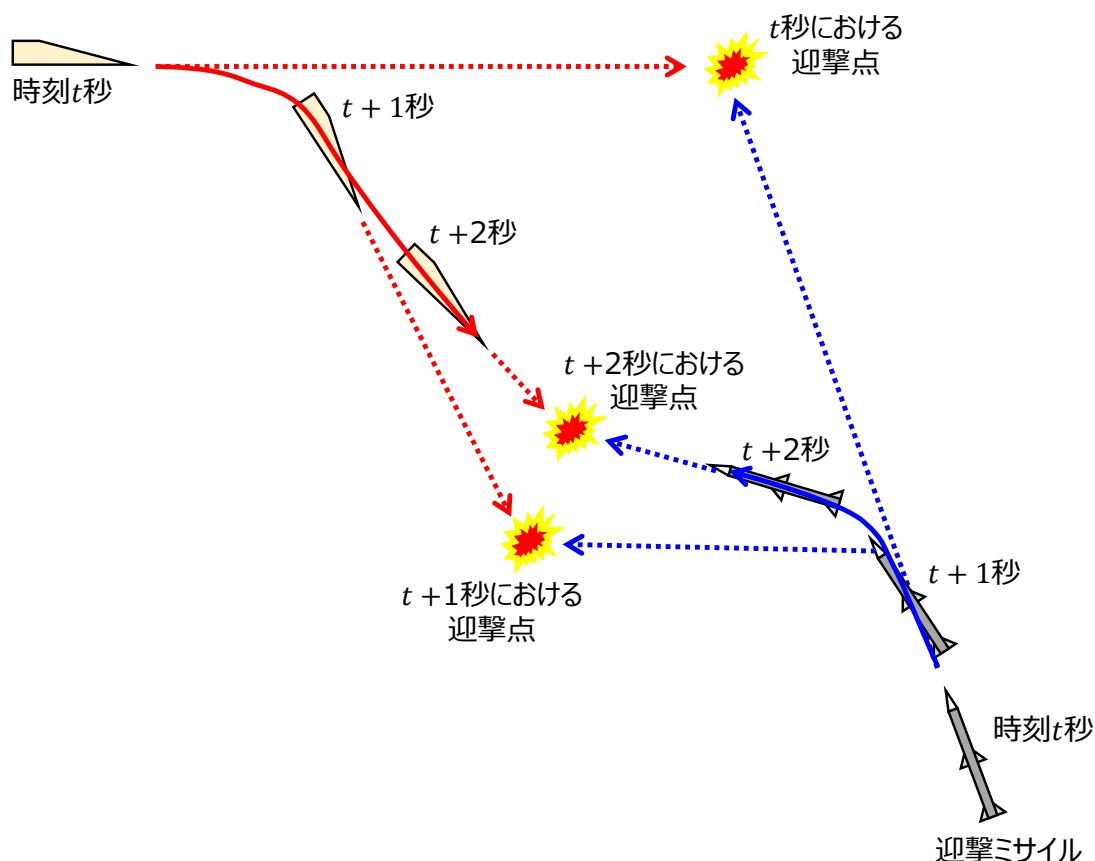


図 8 等速直線運動アルゴリズムのイメージ（筆者作成）

(ウ) 終末誘導フェーズ

迎撃ミサイルが標的ミサイルに接近し、シーカーが標的ミサイルを捕捉すると終末誘導フェーズに移行する。終末誘導フェーズでは迎撃ミサイルは外部からの指令を受けず、自身のシーカーから得られる情報により自立的に目標を追尾する。具体的には、一定時間おきに迎撃ミサイルの位置と標的ミサイルの位置を結んだ直線（以下「目視線」という。）の向きが単位時間当たりどの程度変化するかを検出し、その変化の大きさすなわち目視線の変化率に比例した旋回加速度を、目視線の向きが変化した方向に発生させるように迎撃ミサイルを制御する。すなわち、目視線の変化率が大きくなるほど、それに対応して迎撃ミサイルも急旋回を行うことになる。このような航法を比例航法という（図 9 参照）。

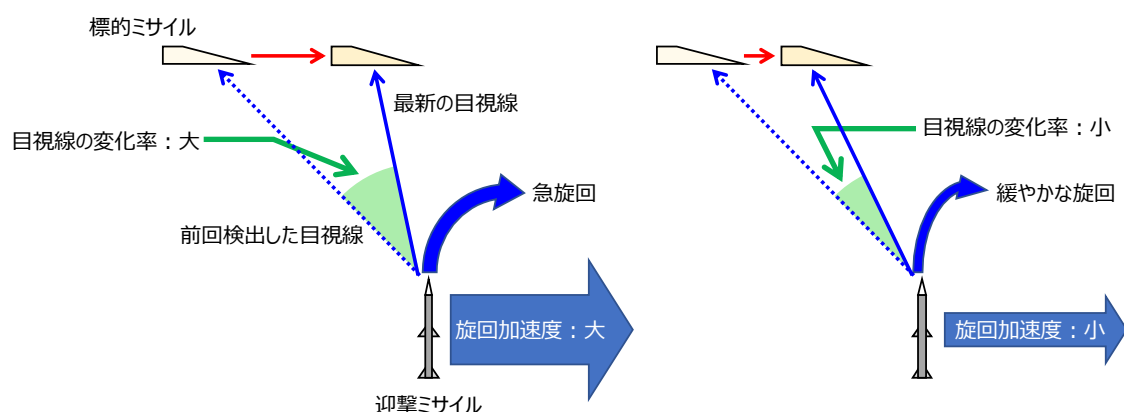


図9 比例航法のイメージ（筆者作成）

比例航法では目標の未来位置を直接予測しているわけではないが、この航法にしたがってミサイルを制御すると、目標の未来位置を予測したのと同様の軌道で目標に命中することができ、航空機を目標とする対空ミサイルにおいて基本となる航法として使われている³²。

（5）大気モデル

ミサイルに作用する抗力及び揚力は、大気密度によって変化する。また、標的ミサイルにおける空力特性及び迎撃ミサイルにおける有害抗力の算出には、各ミサイルのマッハ数が必要になる。マッハ数は音速から換算されるが、音速は高度により変化するため、マッハ数も高度に左右されることになる。表1に、様々な高度における音速の理論値を示す。

表1 高度による音速の理論値（先行研究^{33,34}を基に筆者作成）

高度(km)	音速(m/sec)
0	340.3
10	299.5
20	295.0
30	301.7
40	317.2
50	329.8

³² 久野治義『ミサイル工学事典』（原書房、1990年）51頁

³³ 国立天文台『令和5年第96冊 理科年表』（丸善、2022年）334頁；"U.S. Standard Atmosphere, 1976" National Oceanic and Atmospheric Administration, https://www.ngdc.noaa.gov/stp/space-weather/online-publications/miscellaneous/us-standard-atmosphere-1976/us-standard-atmosphere_st76-1562_noaa.pdf

³⁴ 中村晃「音速について考えてみよう！」金沢工業大学、8頁、https://www.kanazawa-it.ac.jp/efc/15_education-research/15_2_with_high_schools/pdf/24.pdf（2024年3月20日アクセス）

更に、音速は理論的には気温によって決まるため³⁵、シミュレーションを行うには大気密度及び気温の値が必要である。大気密度及び気温は高度によって大きく変わるが、同一の高度でも地域、時間、気象等様々な要因により変化するため一定ではなく、現実に応じたシミュレーションを行うことは困難である。

そこで、本シミュレーションにおいては、地球全体で適用できる単一の大気モデルを構築し、大気密度及び気温は地域、時間、気象等に関係なく高度のみで決まるものとする。米国が、人工衛星、気球等様々な手段により得られた観測値を基に定めた米国標準大気モデル (U.S. Standard Atmosphere 1976)³³ を適用し、高度と大気密度及び気温の関係を数式により定めた近似的なモデル（以下「近似大気モデル」という。）を構築した。図 10 に、米国標準大気モデル及び近似大気モデルにおける高度と大気密度及び気温の関係を示す。

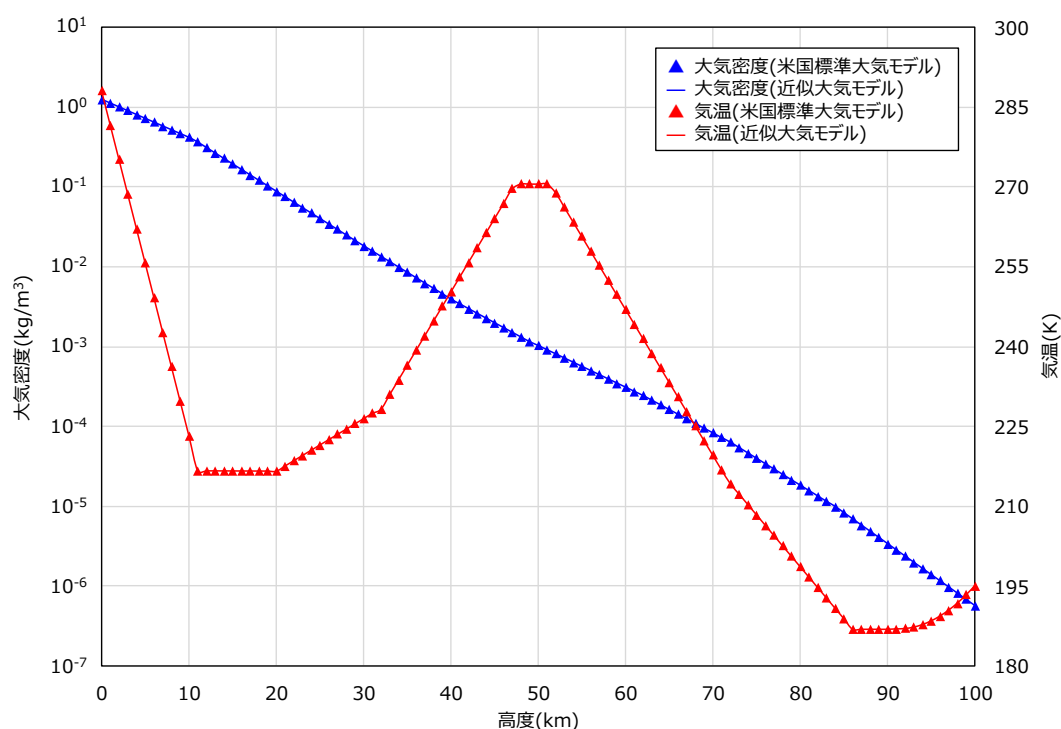


図 10 近似大気モデル及び米国標準大気モデルにおける大気密度及び気温（筆者作成）

³⁵ 同上

本シミュレーションでは、ミサイルの高度から近似大気モデルにより得られる大気密度及び気温の値を用いて、抗力及び揚力の計算を行う³⁶。

(6) 地球の形状

地球は球とみなされることが多いが、実際には赤道方向がわずかに膨らんでおり、赤道半径 6378.137km、極半径 6356.752km の回転楕円体とされている³⁷。本シミュレーションでは計算を簡略化するため、地球の形状を半径 6371.001km³⁸の真球として扱うこととする。

次に、前項で説明した内容をモデル化し、Microsoft Excel 上で動作するプログラムを Excel VBA³⁹により作成しシミュレーションを行うこととする。

5 HGV の飛翔パターンの決定等に関する検証のシミュレーション

ここからは、第3項の考察を、シミュレーションにより定量的に検証する。まず標的ミサイルである HGV の飛翔特性についてシミュレーションを行い、その飛翔パターンを決定する。次に、決定した飛翔パターンで飛来する標的ミサイルに対する対処時間を求める。

なお、本稿におけるシミュレーションでは、開始と同時に標的ミサイルが射出される。このとき、開始からの経過時間を以後「時刻」と定義し、時刻 100 秒はシミュレーション開始から 100 秒が経過した時点を意味するものとする。

(1) HGV の機動パターンの決定

HGV は空気力を利用して機動を行うことから、水平方向に旋回して針路を変更する（以下「水平旋回」という。）、高度を維持して水平に滑空する（以下「水平滑空」という。）、石が水面を跳ねるように鉛直方向に跳躍する（以下「スキップグライド」という。）等、様々な機動パターンをとることが考えられる。しかし、前項で述べたように、空気力を利用した機動は速度の損失に繋がるため、無制限に機動を行うことができるわけではない。特に、射程を重視する場合には速度を可能な限り保つ必要があり、機動パターンは制約されることが考えられる。

そこで、まず HGV における水平旋回、水平滑空、スキップグライドの3種類の機動パターンについて、シミュレーションにより機動上の限界を見出し、攻撃側にとってどのパターンが有利になるかについて検証を行う。シミュレーションにおける条件は先行研究に準

³⁶ 近似大気モデルと米国標準大気モデルにおける大気密度及び気温の差は最大で 2.5%以下であり、近似大気モデルから得られる値は米国標準大気モデルと極めてよく一致している。そのため、近似大気モデルの使用は実用上問題ない。

³⁷ 「地球はホントは洋ナシ形？」大阪大学理学研究科理学部 Q&A https://www.sci.osaka-u.ac.jp/ja/wp-content/themes/rigaku_r/qa-pdf/qa16.pdf (2024 年 3 月 20 日アクセス)

³⁸ より厳密には 6371.00068502597km となる。この値は、長径 6378.137km、短径 6356.752km の回転楕円体と等しい体積を有する真球の半径に相当する。

³⁹ Excel に搭載されているプログラミング言語で、Excel 上で動作するプログラムの開発に使用される。Excel がインストールされているパソコンであれば利用可能であるため、特別なソフトウェア開発環境を必要としない。

じて設定するものとし⁴⁰、各パターンにおいて共通する条件を表 2 に示す。

表 2 HGV に関する共通条件（筆者作成）

初期配置（緯度）	0 度 ⁴¹
初期配置（経度）	任意 ⁴²
初期配置（高度）	40km
初期飛翔方位角	90 度（東）
初期飛翔上下角	0 度（水平方向）
初期速度	3.6km/s
ミサイルの断面積	0.55m ² ⁴³
ミサイルの質量	900kg
ミサイルの迎角の最大値	20 度

ア 水平旋回

まず、HGV が水平旋回によりどの程度速度を失うのかについて検証する。HGV が水平に旋回する場合、揚力を水平方向に発生させてそれにより旋回することが考えられる。ただし、常に重力が作用し機体を落下させようとするため、そのままでは旋回中に高度が低下してしまう。したがって、水平旋回の間も高度を保つには、機体を傾けて揚力を水平ではなく斜め上の方向に発生させることにより、揚力の一部により重力に逆らって機体を支える必要がある。この時、機体上下方向の軸が鉛直方向から傾いている角度をバンク角という。図 11 に、旋回中の HGV を正面から見た際のイメージを示す。

⁴⁰ David Hunter, "UK Hypersonic Glide Vehicle Concept and Performance Assessment" ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY, November 27, 2019, p. 11, p. 15, p. 16, <https://www.aerosociety.com/media/12855/8-david-hunter.pdf>

⁴¹ 本稿では、技術的な観点から研究を行うため、特定の国や地域を対象としたシナリオに基づいたシミュレーションは行わないため、経度については任意の値とする。ただし、評価上の理由から緯度については 0 度とし、赤道上を東向きに飛翔させることとした。

⁴² 同上

⁴³ 当該先行研究では HGV の断面積は明記されていないが、特定の高度及びマッハ数における機動性の値からおよその断面積を見積もることができるため、それによって得た値を断面積として設定した。

バンク角0度
(機体が左右に傾いていない状態)

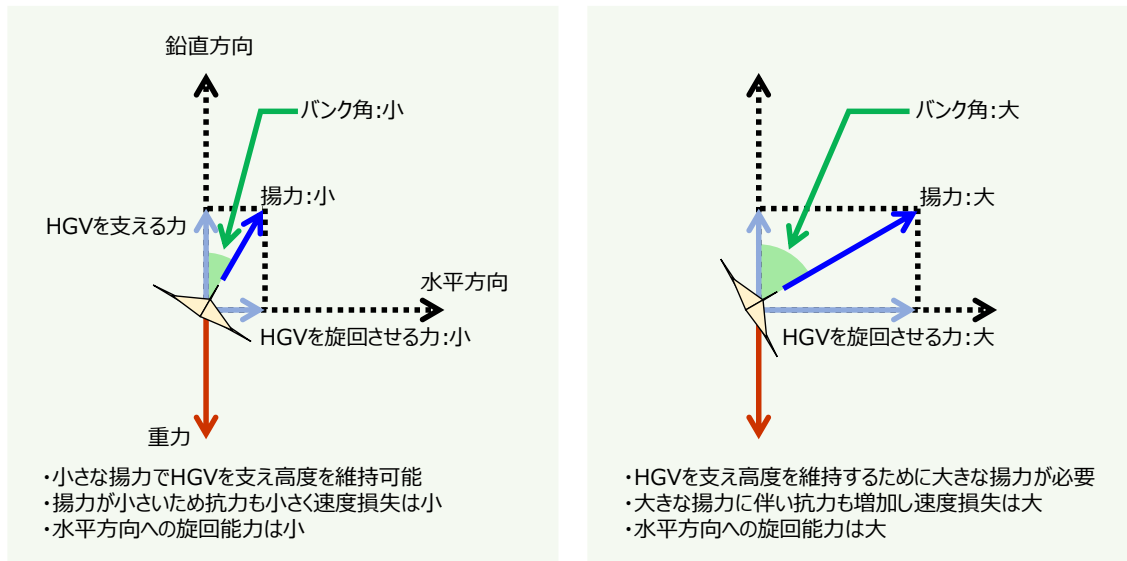


図 11 正面から見た旋回中の HGV のイメージ (筆者作成)

高度を維持したまま水平旋回を行うには、バンク角の制御が重要となる。バンク角が大きくなると揚力の水平方向の成分が増大するため旋回性能が向上するが、同時に鉛直方向の成分は減少するため、重力に逆らって機体の高度を維持するために大きな揚力が必要となる。しかし、揚力を大きくするとそれに伴い抗力も増大するため、速度が著しく減少する。逆に小さなバンク角では揚力の鉛直方向の成分が増大し高度の維持が容易になるとともに、抗力も減少し速度の損失を抑制することができる。しかし、揚力の水平方向の成分は減少するため、旋回性能は低下し大きな軌道変更は不可能になる。

このように、水平旋回においては旋回性能と速度の損失はトレードオフの関係にあるため、HGV を使用する側は両者のバランスを考慮して機動パターンを決定する必要がある。そこで、バンク角を固定した状態で開始直後から一定時間水平旋回を行わせ、その際の速度損失及び軌道変更量を調べた。軌道変更量については、旋回を終了した時点における HGV の進行方向の方位角が、初期状態からどれだけ変化するかにより評価した。また、水平旋回時の軌道変更の効率を表す指標として、1km/s の速度損失で得られる軌道変更量の大きさを考え、これを軌道変更効率と定義する。軌道変更効率が高いほど、同じ速度損失でより大きな軌道変更量が得られることになり、より効率よく水平旋回を行えることを意味する。

バンク角を 0 度から 60 度まで 10 度ずつ変化させ⁴⁴、それぞれのバンク角において開始

⁴⁴ 70 度以上のバンク角については、HGV の能力の限界から旋回中に高度を維持することができなかったため評価していない。

から 100 秒間水平旋回を行わせた場合の HGV の速度変化を図 12 に、時刻 100 秒における速度、速度損失、軌道変更量及び軌道変更効率を表 3 に示す。なお、バンク角 0 度については、水平方向への旋回を伴わない水平滑空と同じ機動である。

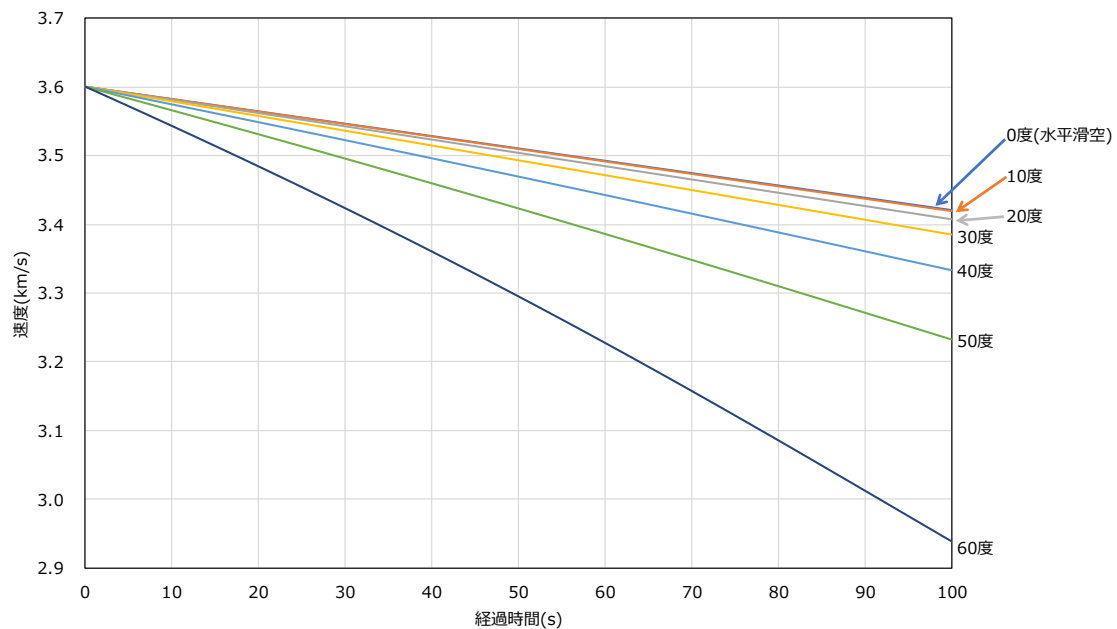


図 12 水平旋回時の速度変化（筆者作成）

表 3 時刻 100 秒における速度、速度損失、軌道変更量及び軌道変更効率（筆者作成）

バンク角 (度)	速度 (km/s)	速度損失 (km/s)	軌道変更量 (度)	軌道変更効率 (度・s/km)
0	3.421	0.179	0	0
10	3.419	0.181	2.042	11.279
20	3.407	0.193	4.231	21.912
30	3.385	0.215	6.721	31.254
40	3.333	0.267	9.896	37.126
50	3.233	0.367	14.179	38.632
60	2.940	0.660	20.934	31.704

図 12 及び表 3 から、バンク角が増大するにつれて速度低下が大きくなっていることが分かる。バンク角が 30 度以下では旋回終了時の速度損失は 0.2km/s 前後で大きく変わらないが、それを超えると速度損失は急激に増大し、60 度では 0.660km/s となり初速度 3.6km/s の

18%に相当する。その一方で軌道変更量もバンク角とともに増加し、30 度までは速度損失がほとんど変わらないにもかかわらず軌道変更量はバンク角にほぼ比例して増加している。それ以上のバンク角でも、軌道変更量は大きく増加し 60 度では約 21 度の軌道変更が可能になるものの、速度損失も顕著に大きくなる。

そこで、HGV が最も効率よく水平旋回できるバンク角を見出すため、表 3 から軌道変更効率の値を見てみると、7つのケースのうちバンク角が 50 度のケースで最も軌道変更効率が大きくなっていることが分かる。そこで、バンク角と軌道変更効率の関係をグラフにプロットし、それに近似曲線を当てはめたものを図 13 に示す。

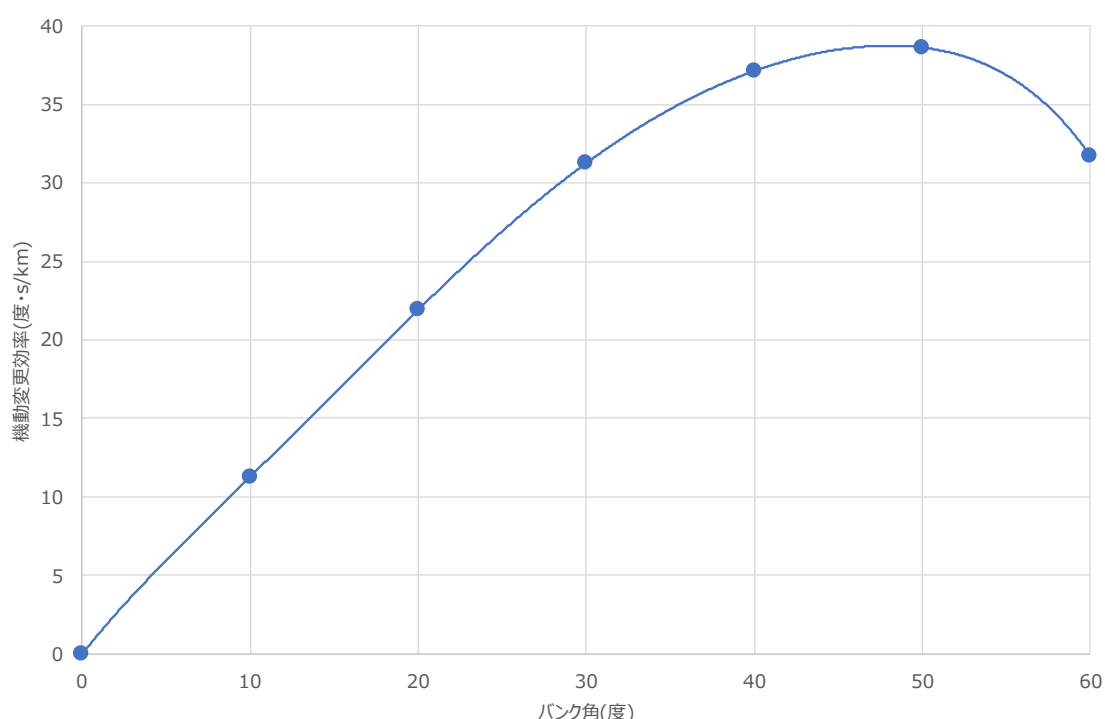


図 13 バンク角と軌道変更効率の関係（筆者作成）

図 13 の近似曲線の形状から、軌道変更効率が最大になるバンク角は約 48 度と考えられる。

このとき、それぞれのバンク角における HGV の飛翔経路を直交座標系⁴⁵にプロットしたものを図 14 に示す。凡例中最大効率とあるのは、軌道変更効率が最大になると予想されるバンク角 48 度を意味する。

⁴⁵ 水平旋回を開始した位置から経線方向に移動した距離を X 軸に、緯線方向に移動した距離を Y 軸にとり、HGV の飛翔経路をプロットしている。

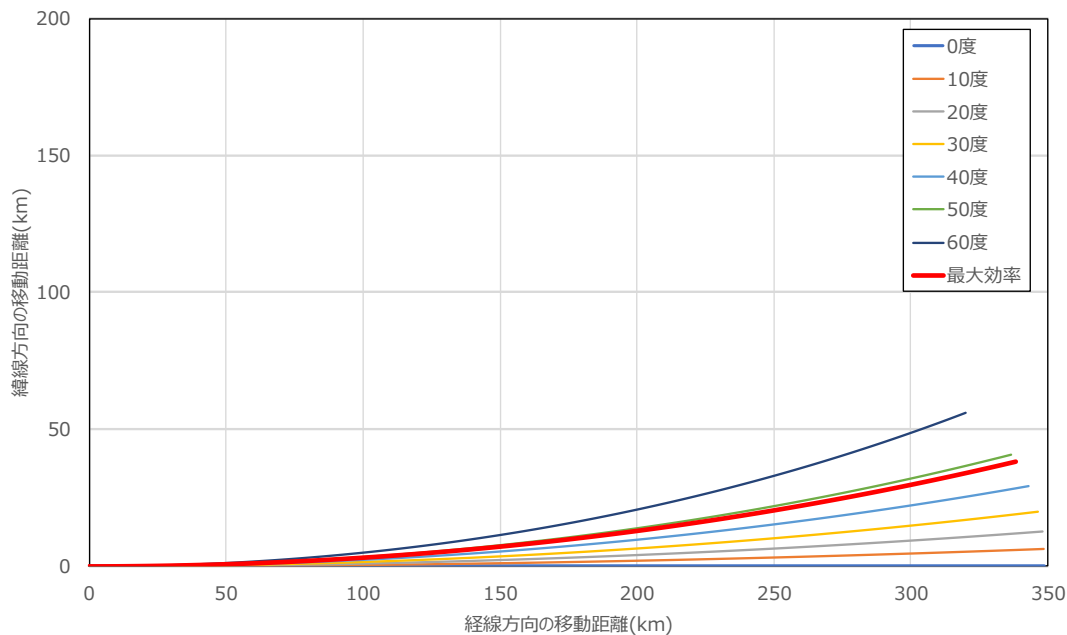


図 14 様々なバンク角における水平旋回時の HGV の飛翔経路（筆者作成）

いずれのケースでも、100 秒間の水平旋回で 300km 以上進む間に本来の軌道から 50km 程度又はそれ以下しか離れることができず、最も効率よく旋回したとしてもその間に 1 割程度の速度を失うことになる。メディアにおいては、HGV が左右に自在に軌道を大きく変更しながら複雑な機動で飛翔するようなイメージで語られることがあるが⁴⁶、図 14 を見るとそのようなイメージは必ずしも適切ではないことが分かる。したがって、HGV が例えば分散配置された迎撃アセットの覆域の間隙をかいくぐるように、水平旋回で軌道変更を何度も繰り返すような機動は現実的ではないと考えられる。

イ 水平滑空

続いて、HGV が水平方向への旋回を行わず水平滑空のみを行った場合に、どの程度の射程が得られるのかを評価した。ここでは、HGV はシミュレーション開始時点から可能な限りその時の高度を維持して直進し続ける。そして、速度が減少し高度を維持できなくなると高度を下げ、新たに水平滑空が可能な高度に到達したところで次の滑空に入ることを繰り返す。最終的に、速度の減少が大きくなり水平滑空が完全に不可能になった場合は、その時点で背面飛行の姿勢をとり、上空から急角度で地表に向かって突入する（以下「ハイダイブ」という。）。その際、迎撃を突破する確率を高めるため、着弾した瞬間における速

⁴⁶ 「新たな脅威への対処に不可欠な宇宙 - ミサイル防衛における宇宙利用 -」 日本宇宙安全保障研究所、20 頁、https://www.jiss.or.jp/wp-content/uploads/2021/12/JISS-Technical-Report-2020-01_encrypted-v2.pdf (2024 年 3 月 20 日アクセス)

度はマッハ 2、すなわち 0.680km/s を超えなければならないこととする⁴⁷。

HGV が水平滑空を行った場合について、シミュレーションにより得られた軌道を図 15 に、高度と速度の時間変化を図 16 にそれぞれ示す。

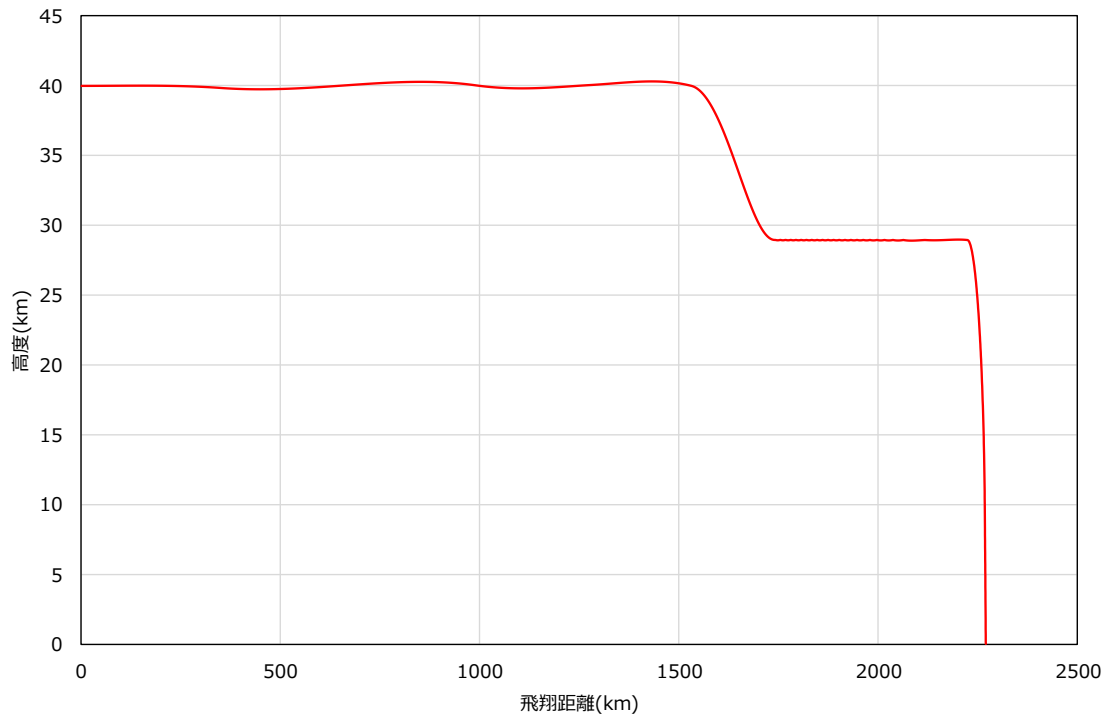


図 15 水平滑空時の HGV の軌道（筆者作成）

⁴⁷ David Hunter, "UK Hypersonic Glide Vehicle Concept and Performance Assessment" ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY, November 27, 2019, p. 15, p. 19, <https://www.aerosociety.com/media/12855/8-david-hunter.pdf>

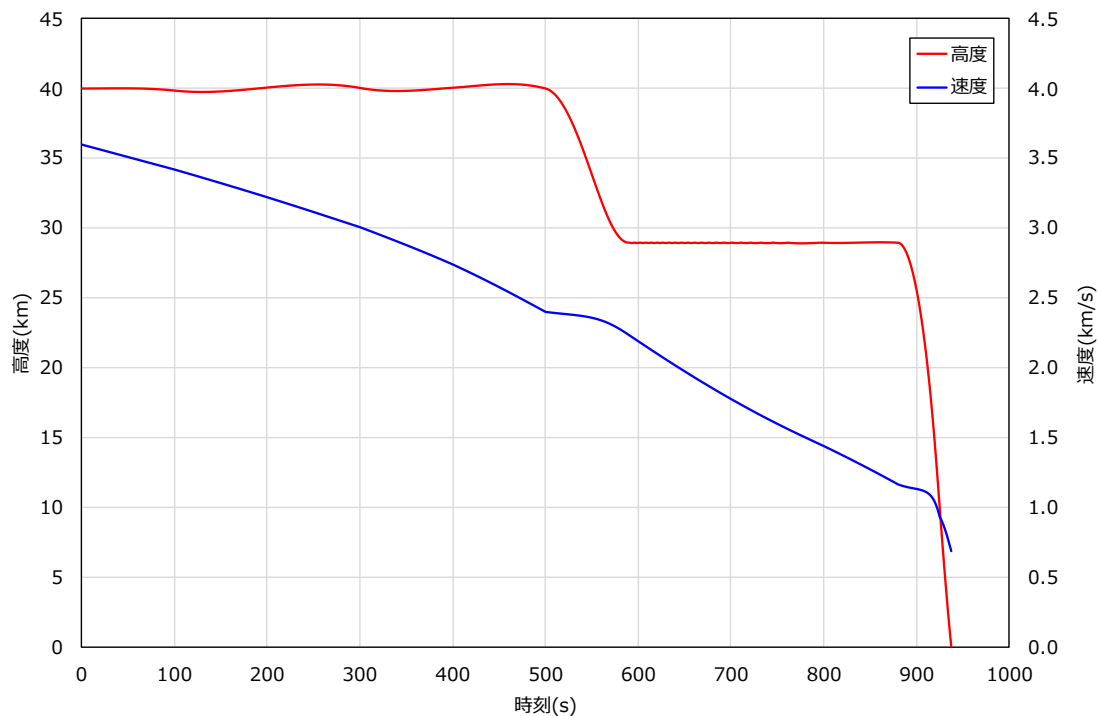


図 16 水平滑空する HGV の高度及び速度の時間変化（筆者作成）

図 15 によると、2 段階の水平滑空により約 2,270km の飛翔距離が得られている。また図 16 に示す通り、第 1 段階の水平滑空は時刻 500 秒まで、第 2 段階は時刻 590 秒から 880 秒まで継続し、880 秒の時点でハイダイブによる目標への突入を開始する。着弾の瞬間の速度は 0.689km/s でマッハ 2 を超えており、制約条件は満たしている。本シミュレーションではブースターの加速を考慮していないが、モデルの元となった DSTL の仮想 HGV に対する評価では、ブースターから分離し水平に滑空を開始するまでの間に発射地点からおおよそ 700km ほど飛行しているため（図 3 参照）、それを考慮すると水平滑空では 3,000km 程度の射程が得られると考えられる。

速度については、水平滑空中はほぼ一定のペースで減速していくことが分かる。第 1 段階と第 2 段階の滑空による速度損失はそれぞれ 1.198km/s 及び 1.061km/s であり、ともに 1km/s 程度の速度損失が生じている。水平滑空は回避行動をとらずほぼ直進する軌道であり、迎撃側にとってはハイダイブのタイミングが予想できない点で脅威であるものの、コース自体は予測しやすい。そのため、攻撃側にとっては少なくない速度損失と引き換えに水平滑空から得られるメリットは少なく、積極的に水平滑空を選択する意義は小さいと考えられる。

ウ スキップグライド

イでは、HGV が大気中を可能な限り高度を維持して水平に滑空した場合の飛距離を見積もったが、水平滑空で飛翔すると常に大気の抵抗を受けて速度を失い続けるため、速度維

持の観点からは水平滑空は必ずしも適切な飛翔プロファイルではない可能性がある。そこで、速度の低下を抑えられ、かつ変則的な軌道で迎撃側に負荷を強いる可能性のある飛翔プロファイルとして、空気力を利用して跳躍し大気の抵抗が小さい高高度まで上昇した後下降し、再度低高度で跳躍を繰り返すスキップグライドについて検討してみる。

ここで検討するスキップグライドでは、水平滑空と同様に HGV は水平方向への旋回を行わない。また、HGV が機動する際には、最も効率よく飛翔するために揚抗比が最大になる上向きの姿勢を維持し続けるものとする。また、着弾直前にハイダイブで地表へ突入する点及び着弾時に要求される速度が秒速 0.680km/s 以上であるという条件については水平滑空の場合と同様とする。これらの条件を満たすようにスキップグライドで HGV を飛翔させた時の軌道を図 17 に、高度と速度の時間変化を図 18 に示す。

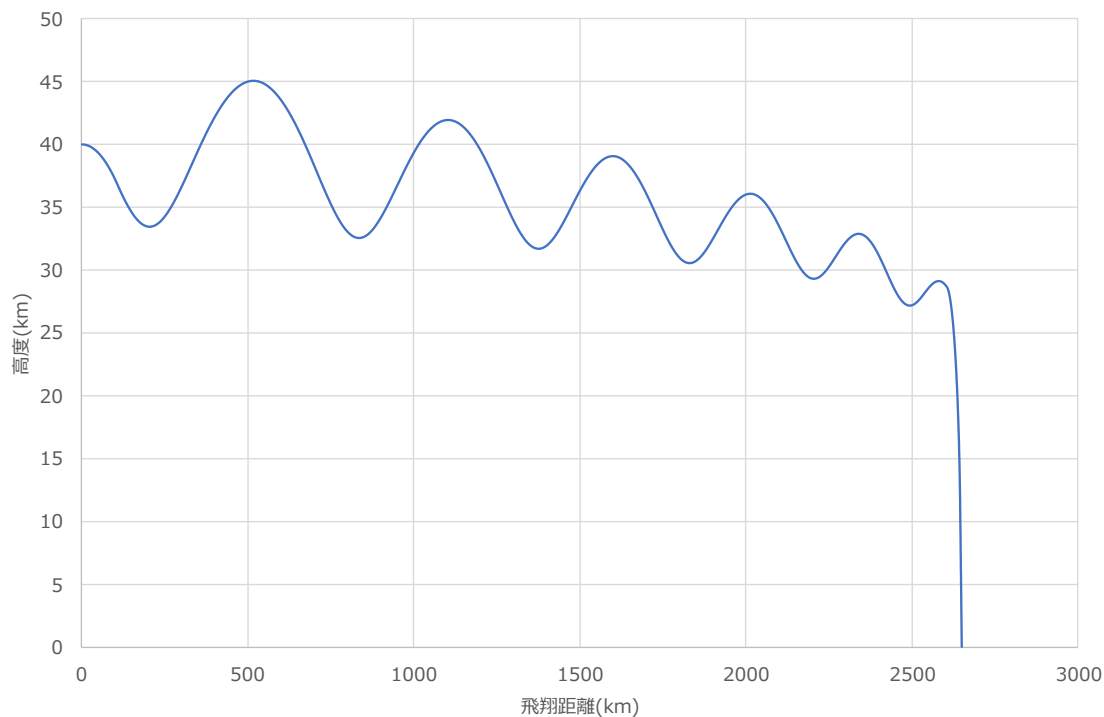


図 17 スキップグライド時の軌道（筆者作成）

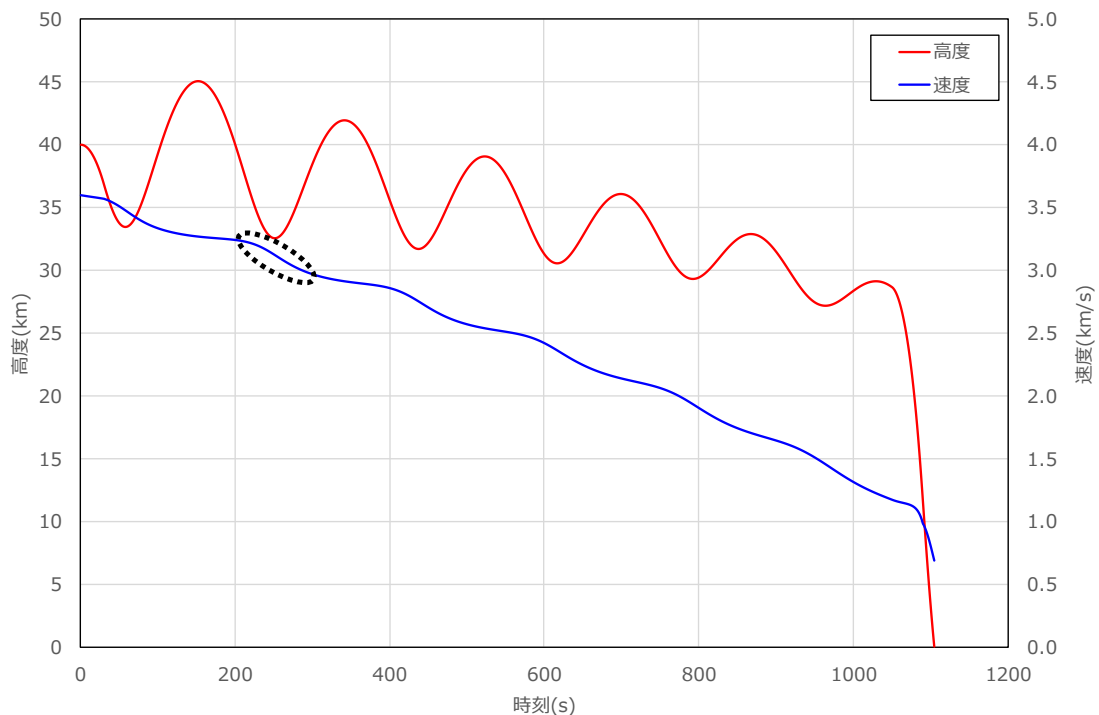


図 18 スキップグライド時の高度及び速度の時間変化（筆者作成）

図 17 に示すとおり、今回検証したスキップグライドにおいては、滑空開始直後から跳躍するのではなく、一度高度を 35km 以下まで落としてから最初の跳躍を開始している。これは、シミュレーションを開始した高度 40km においては大気密度が小さく、効率優先の機動では HGV を跳躍させるのに十分な揚力が得られないためである。開始直後から大きく上方へ跳躍することも可能ではあるが、その場合は抗力が更に大きくなり跳躍時の速度損失が極端に増加するため、逆に射程の減少につながる。そのため、開始直後は高度を落とし、大気密度がある程度大きくなり跳躍が可能になるタイミングで跳躍機動を行うこととした。

図 18 によると、HGV をスキップグライドで飛翔させることにより約 2,650km の飛距離が得られており、イで評価した水平滑空と比較して 380km ほど延伸していることが分かる。ブースターによる初期加速で約 700km の飛距離が得られていることから、このケースでは 3,300km 以上の射程を実現していることになる。また、速度については跳躍するごとに少しずつ低下していくが、効率優先で機動を行っているため、速度低下の度合いは図 18 中に点線で示したように比較的小さく、これが飛距離の延伸に寄与しているものと考えられる。このスキップグライドは時刻 30 秒から 1050 秒まで継続してそこでハイダイブを開始し、40 秒間ハイダイブを継続した後に速度低下を抑えるため機動を停止し、ハイダイブ開始から 55 秒後の 1105 秒の時点で目標に着弾する。したがって、ハイダイブ開始後に迎撃を試みる場合、着弾までの時間は 1 分以下となり迎撃側に残された時間は非常に少ない。その

ため、第3項第2号における、HGVがハイダイブを開始してから迎撃を行う場合、迎撃に利用できる時間は少ないという考察（6 ページ参照）を定量的に示すことができたといえる。

また、イの水平滑空のケースでは、2 度目の水平滑空は時刻 880 秒で終了している（図 16 参照）が、スキップグライドはその時点ではまだ機動を継続している（図 18 参照）。そこで、水平滑空とスキップグライドそれぞれについて、時刻 880 秒の時点における速度及び開始地点からの飛距離を表 4 に示す。

表 4 時刻 880 秒におけるスキップグライドと水平滑空の諸元比較（筆者作成）

	速度	開始地点からの飛距離
スキップグライド	1.683km/s	2,360km
水平滑空	1.167km/s	2,224km

表 4 によると、開始地点からの飛距離は大きく変わらないものの、速度についてはスキップグライドが大きく上回っている。そのため、飛距離が同じであればスキップグライドの方が速度損失を抑えて着弾時の速度を大きくすることができ、結果として迎撃を困難にさせることができると考えられる。

イ及びウの結果により、射程及び速度の観点から、攻撃側にとっては水平滑空よりもスキップグライドの方が有利となることが示されたといえる。そこで、これから説明する検証では、標的ミサイルをスキップグライドで飛翔させることとした。

（2）対処時間についての評価

次に、HGV に対する対処時間が短くなることを定量的に示すため、前号で示したスキップグライド飛翔の HGV に対して、HGV の着弾地点に設置された地上センサーが HGV を探知⁴⁸してから着弾するまでの時間を評価した。また、HGV と弾道ミサイルの対処時間の違いを比較するために、同じ開始地点から弾道ミサイルを最小エネルギー軌道⁴⁹で飛翔させて HGV と同じ場所に着弾させ、探知から着弾までの時間を比較した⁵⁰。結果を図 19 に示す。

⁴⁸ ここでは、センサーから見て標的ミサイルが水平線の上に現れた時点で探知したものとする。実際には、レーダー波は大気の影響等により水平線の裏側まで回り込むため、探知のタイミングにはずれが生じる。

⁴⁹ 弾道ミサイルにおいて最大の射程が得られる軌道を指し、ミニマムエネルギー軌道とも呼ばれる。言い換えると、目的の射程を達成するために必要なミサイルの速度が最も小さくなる軌道である。

⁵⁰ 弾道ミサイルの飛翔を厳密に模擬するにはブースターによる加速や再突入時の大気による減速を考慮する必要があるが、弾道ミサイルは飛翔行程の大半で空気力を受けない大気圏外を飛翔するため、ブースターによる加速や大気の影響を無視しても大きな差は生じにくい。そのため、ここでは計算を簡略化するため、弾道ミサイルにおけるブースター及び大気の影響は考慮しない。

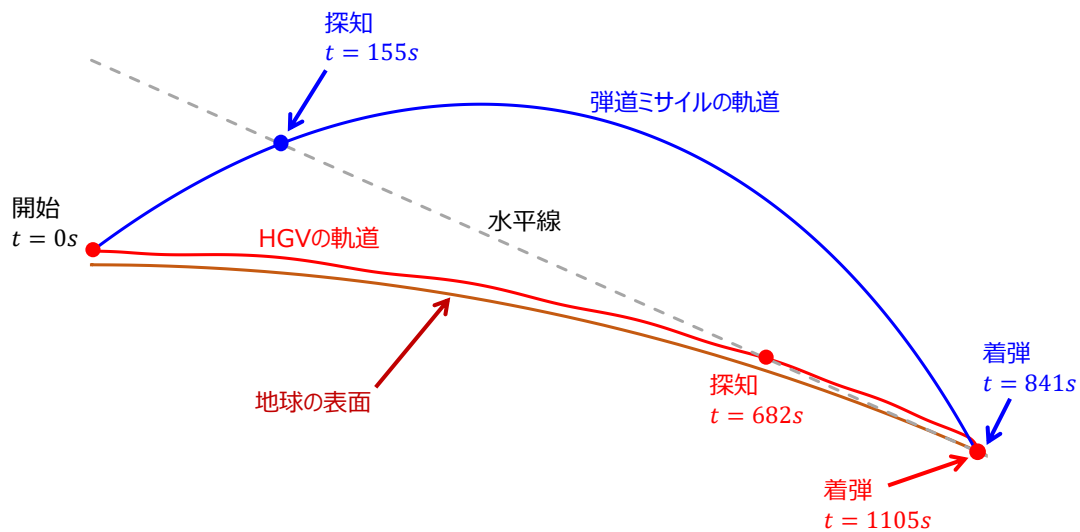


図 19 HGV と弾道ミサイルの対処時間の比較（筆者作成）

図 19 を見ると、弾道ミサイルは時刻 155 秒の時点でセンサーから探知され、841 秒で着弾するまで 686 秒の時間がある。これに対し、HGV では時刻 682 秒で探知し、着弾は 1105 秒で対処時間は 423 秒となり、同じ射程の弾道ミサイルと比較して 6 割程度にまで減少する。このため、HGV の探知及び追尾を地上や海上に設置されたアセットのみに頼る場合、迎撃側の対処時間はかなり限られることになり、第 3 項第 2 号前半の、HGV 追尾のために確保できる時間は弾道ミサイル対処と比較して相対的に短くなるという考察（5 ページ参照）を定量的に示すことができた⁵¹。

6 終末段階における対処可能性の検証のシミュレーション

続いて、迎撃ミサイルによる迎撃についてシミュレーションを行う。図 16 及び図 18 に示したとおり、HGV は目標に突入する終末段階で速度及び高度を大きく失うため、そこで迎撃を受ける可能性がある。ここでは、終末段階の HGV に対する迎撃ミサイルの対処可能性について検証する。

（1）迎撃ミサイルの諸元

HGV を終末段階において迎撃できる可能性がある既存の地対空又は艦対空ミサイル（以下「SAM」という。）の例として、PAC-3 及び SM-6 が挙げられる^{52,53}。そこで、本稿では終

⁵¹ 第 4 項第 4 号（12 ページ参照）で示したとおり、本シミュレーションでは基本的に外部センサーを考慮しないものの、弾道ミサイルと HGV における対処時間の違いを定量的に評価するため、一例として外部センサーを考慮したシミュレーションを実施した。

⁵² David Wright, Cameron L. Tracy, "Drag race: hypersonic threats are slow enough for US missile defenses" Defense News, December 8, 2023, <https://www.defensenews.com/opinion/2023/12/08/drag-race-hypersonic-threats-are-slow-enough-for-us-missile-defenses/>

⁵³ 「統合防空ミサイル防衛について」防衛省・自衛隊、2023 年 7 月 28 日、<https://www.mod.go.jp/j/policy/defense/bmd/index.html>

末段階で HGV を迎撃するための迎撃ミサイルとして、PAC-3 と SM-6 に類似した大きさ及び質量を持つ仮想の SAM（以下「VSAM-1」という。）を想定した。VSAM-1 の諸元に関する考え方を以下に示す。

ア 直径及び質量

VSAM-1 の直径及び質量は、それぞれ PAC-3 と SM-6 の中間の値とする。PAC-3 の直径は約 26cm、質量は約 300kg とされているのに対し⁵⁴、SM-6 の直径と質量はそれぞれ約 34cm、約 1,500kg であるため⁵⁵、VSAM-1 の直径は 30cm、質量は 900kg とした。

イ 速度及び推進剤の搭載量

PAC-3 の速度が先行研究においてマッハ 4.7 (1.4km/s)、SM-6 の速度がマッハ 4 (1.2km/s) とされているため⁵⁶、VSAM-1 の速度はその中間のマッハ 4.3 (1.3km/s) とした。ただし、SAM の速度は発射後にどのような経路で飛翔するかによって変動する。そこで、本シミュレーションではブースターによる加速が終了した時点における速度（以下「バーンアウト速度」という。）を SAM の速度とすることとし、SAM を垂直に発射してそのまま上昇させた場合のバーンアウト速度を計測した。そして、この条件におけるバーンアウト速度がほぼ 1.3km/s に等しくなるように推進剤の搭載量を設定した。

ウ ブースターの性能

ブースター等のロケットの性能を表す指標として、推力の他に比推力がある。比推力は主に推進剤の種類によって決まり、推進剤の効率を表す指標である⁵⁷。1 秒間当たりの推進剤の消費量は推力及び比推力によって決まり、推力が同じであれば比推力に反比例して小さくなる。そのため、推力、比推力及び推進剤の搭載量を与えると、それにより自動的にブースターの燃焼時間が定まる。

SAM のブースターに使用される固体推進剤の場合、比推力の大きさは概ね 250 秒前後とされているため⁵⁸、VSAM-1 の比推力は 250 秒の固定値とする。また、ブースターの燃焼時間については、PAC-3 については具体的な値は不明であるが、湾岸戦争で使用されたペトリオットについては 12 秒という値が報告されている⁵⁹。また、SM-6 は 2 段式のブースタ

⁵⁴ 「平成 30 年度版防衛白書 資料編 資料 11 誘導弾の性能諸元」防衛省・自衛隊、http://www.clearing.mod.go.jp/hakusho_data/2018/html/ns011000.html（2024 年 3 月 20 日アクセス）

⁵⁵ "Standard Missile" United States Navy, August 31, 2021, <https://www.navy.mil/Resources/Fact-Files/Display-FactFiles/Article/2169011/standard-missile/>

⁵⁶ David Wright, Cameron L. Tracy, "Hypersonic Weapons: Vulnerability to Missile Defenses and Comparison to MaRVs" SCIENCE & GLOBAL SECURITY, September 5, 2023, p. 11, p. 14, <https://scienceandglobalsecurity.org/archive/sgs31wright.pdf>

⁵⁷ 1kg の推進剤を用いて 1kgf の大きさの推力を発生させる場合に、その推力が持続する時間のことを指し、大きいほど推進剤の効率が高くなる。なお、1kgf は地球表面において 1kg の物体にかかる重力の大きさに等しい。

⁵⁸ 宮沢政文「ロケットの現状」エネルギー・資源学会、2 頁、http://jsr.gr.jp/kaiin/JSER_BOOK/1991/12-446.pdf（2024 年 3 月 20 日アクセス）

⁵⁹ Jeremiah D. Sullivan, Dan Fenstermacher, Daniel Fisher, Ruth Howes, O'Dean Judd, Roger Speed, "Technical Debate over Patriot Performance in the Gulf War" SCIENCE & GLOBAL SECURITY, p. 4, <https://scienceandglobalsecurity.org/archive/sgs08sullivan.pdf>

一であるが、1 段目の燃焼時間を 6 秒、2 段目を 15 秒としてシミュレーションを行った先行研究が存在する⁶⁰。そのため、SM-6 のブースターの燃焼時間を合計 21 秒とみなし、VSAM-1 におけるブースターの燃焼時間を湾岸戦争時のペトリオットと SM-6 の中間にあたる 16.5 秒と想定する。推力については、ここで説明した比推力、燃焼時間及び推進剤搭載量を満たす値とする。

なお、実際の SAM に使用されるブースターは、推進剤の充填方法を工夫することにより推力が時間経過とともに変化するもの、SM-6 のように多段式のブースターを採用したもの、推進剤を 2 段階に分けて燃焼させることにより柔軟性を高めているもの等が存在する。しかし、本稿においては計算の簡略化のため、ブースターは単段式とし常に一定の推力を発生するものとする。

エ 機動性

VSAM-1 の元となる SAM は航空機への対処にも用いられるため、激しく機動する戦闘機に対しても命中する性能を有していると考えることができる。比例航法で飛翔するミサイルが機動する目標に命中するためには、目標の 3 倍以上の旋回加速度が必要であるとされるが、戦闘機は最大で 9G 程度で旋回するため、戦闘機に対処するための SAM に要求される最大旋回加速度は 27G 以上と考えることができる。VSAM-1 では戦闘機よりも高い機動性を有する可能性がある HGV への対処が要求されることから、30G の最大旋回性能を持つものとした。

なお、操舵方式は空力操舵方式及び推力偏向方式の併用とする。

オ レーダーシーカーの探知距離

実在するレーダー誘導の SAM に搭載されるレーダーシーカーの性能は不明であるが、SAM に搭載されるシーカーの性能をシミュレーションにより見積もった先行研究⁶¹に基づき、VSAM-1 におけるシーカーの最大探知距離を 35km とした。

ア～オの考え方に基づき決定した VSAM-1 の諸元を表 5 に示す。

⁶⁰ John A. Lukacs IV, "HIT-TO-KILL GUIDANCE ALGORITHM FOR THE INTERCEPTION OF BALLISTIC MISSILES IN THE BOOST PHASE" DEFENSE TECHNICAL INFORMATION CENTER, <https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/ADA457566.pdf>

⁶¹ Liandong Wang, Huanyao Dai, Hui Yang, "A novel pulsed Doppler radar seeker modeling method used for closed loop trajectory simulation" J-STAGE, https://www.jstage.jst.go.jp/article/ele/11/22/11_11.20140844/_pdf

表 5 VSAM-1 の諸元（筆者作成）

直径		30cm
質量（うち推進剤）		900kg(500kg)
バーンアウト速度		1.3km/s（マッハ 4.3）
ブースター	推力	74.3kN
	比推力	250 秒
	燃焼時間	約 16.5 秒
操舵方式		空力操舵＋推力偏向
最大旋回加速度		30G
シーカーの最大探知距離		35km

（２）標的ミサイルの諸元

標的ミサイルとなる HGV（以下「VT-HGV」という。）の諸元は前号と共通とし（表 2 参照）、スキップグライドの飛翔プロファイルを適用する。ただし、当該のスキップグライドでは弾着時の速度を確保するため、時刻 1050 秒でハイダイブによる突入を開始した後、速度低下を抑えるため時刻 1090 秒で迎角 0 度の姿勢に戻し機動を中断している。そこで、第 3 項第 3 号における、終末段階での標的ミサイルの機動の有無が迎撃に影響を与えるという考察（7 ページ参照）を検証するため、VT-HGV がハイダイブ後に突入の瞬間まで機動を継続した場合と、標的ミサイルを機動しない通常の弾道ミサイル（以下「VT-BM」という。）に置き換えた場合も追加してシミュレーションを行い、それらの結果を比較する。以下、VT-HGV が着弾寸前に機動を中断した場合を「VT-HGV（終末機動なし）」、着弾まで機動を継続した場合を「VT-HGV（終末機動あり）」と呼んで区別することとする。

なお、VT-BM の断面積、質量及び空力特性は、VT-HGV と同様とする。また、VT-BM の発射条件については、前項第 2 号で検証した弾道ミサイル（29 ページ参照）と同様と大気の影響の有無のみ異なる以外は同様とする⁶²。

（３）迎撃ミサイルの配置地点及び発射方向

本シミュレーションにおいては、ミサイルの着弾地点から標的ミサイルの飛翔経路と直交する方向へ一定距離離して迎撃ミサイルを配置するものとし、着弾地点と迎撃ミサイルの配置地点の距離を離隔距離とする。また、斜め上方へ発射するペトリオットのように、迎撃ミサイルを発射する方角が迎撃の成否に影響しないよう、VSAM-1 は垂直発射方式とした。図 20 に、迎撃ミサイルの配置及び標的ミサイルとの交戦のイメージを示す。

⁶² 発射位置、初速度及び発射方向は前項第 2 号で検証した弾道ミサイルと同様とする。ただし、前項の検証では計算を簡略化するため大気の影響を無視したが、ここでは終末段階における迎撃をシミュレートするため大気の影響を考慮するものとする。そのため、シミュレーションで用いる VT-BM の弾道は、前項で検証した弾道ミサイルのものとはわずかに異なる。

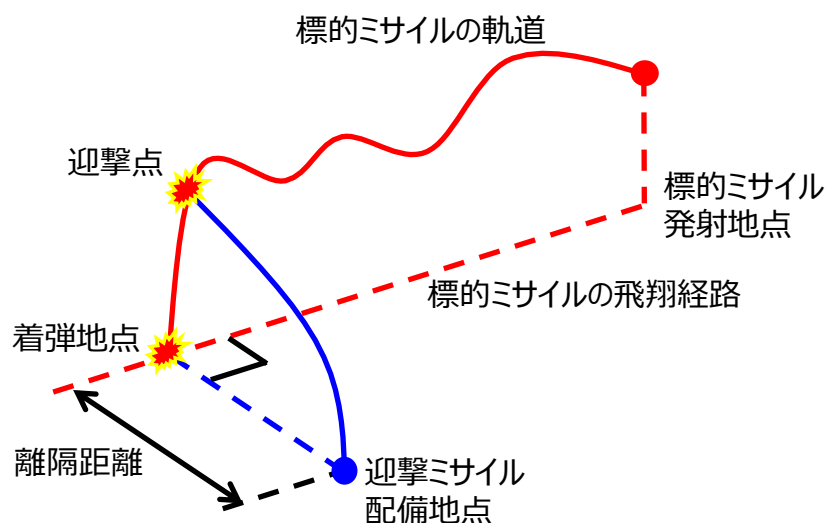


図 20 終末段階対処時の迎撃ミサイルの配置及び交戦イメージ（筆者作成）
 （注：図中の標的ミサイルの飛翔経路は、標的ミサイルの軌道を地表に投影したものである。）

（４）シミュレーション及びその結果

これまでの条件に基づき、標的ミサイルの終末段階における VSAM-1 の対処可能性について、シミュレーションを用いて定量的に評価を行った。評価にあたっては、VT-HGV（終末機動なし）、VT-HGV（終末機動あり）及び VT-BM それぞれの標的ミサイルに対し、迎撃が成功するための迎撃ミサイルの発射時間（以下「交戦可能時間」という。）がどの程度確保できるかを指標とした。まず、同一の条件下において VSAM-1 の発射時刻をシミュレーション開始直後から標的ミサイルの着弾まで 1 秒おきに変化させ、発射した VSAM-1 が迎撃に成功するかどうかを発射時刻ごとに判定した⁶³。そして、ある時刻において迎撃に成功した場合は、その発射時刻において 1 秒間の交戦可能時間が確保できたものとし、VSAM-1 が迎撃に成功した場合の発射時刻を全てカウントすることにより、その条件における全体の交戦可能時間を算出した。図 21 に交戦可能時間算出のイメージを示す。

⁶³ ある 1 つの条件において全体の交戦可能時間を算出するには、標的ミサイルと迎撃ミサイルの物理演算を多数回繰り返す必要があるため、計算量が膨大になりシミュレーションに多大な時間を要する。したがって、交戦可能時間評価においては、シミュレーションの所要時間を短縮するため、オイラー法で用いるタイムステップの大きさを可変とし、シミュレーション開始から命中の直前（命中の 1 秒前）までは通常の 100 倍の 1/100 秒とし、そこから命中までの間のみ通常の 1/10000 秒とすることにより計算量を削減している。

オイラー法ではタイムステップを大きくすることで計算精度が低下するが、本シミュレーションにおいては 1/100 秒と 1/10000 秒のタイムステップの違いによる結果の差はわずかであり、評価結果に対し大きな影響は及ぼさない。

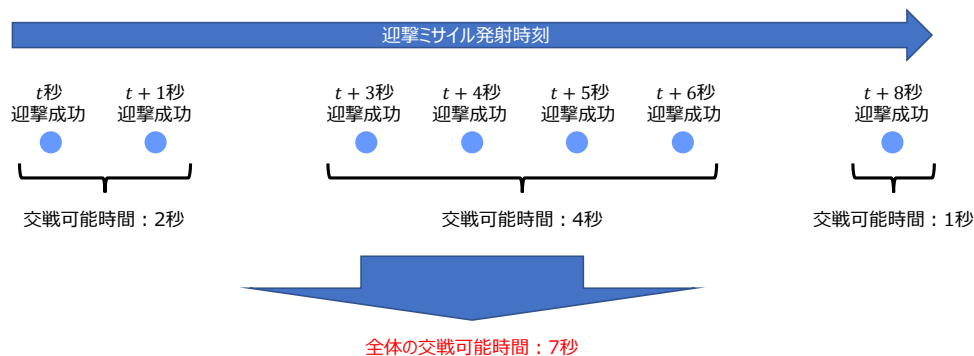


図 21 交戦可能時間算出のイメージ（筆者作成）

この考え方に基づき、離隔距離を 0km から 5km ずつ変化させ、各離隔距離において標的ミサイルに対する VSAM-1 の交戦可能時間を算出した。まず、それぞれの離隔距離において VT-HGV 及び VT-BM を迎撃できる VSAM-1 の発射時刻を図 22 に示す。標的ミサイルはそれぞれ着弾時刻が異なるため、図 22 では迎撃対象の標的ミサイルの着弾時刻を基準として VSAM-1 の発射時刻を表し、各離隔距離において発射時刻が示されていない場合、当該離隔距離では標的ミサイルを迎撃できないことを意味する。また、いずれの標的ミサイルも離隔距離が 35km 以上では迎撃できるタイミングが皆無のため、30km 以下の場合についてのみ示した。なお、迎撃ミサイルを発射できる最も早い時刻を「最早タイミング」、最も遅い時刻を「最遅タイミング」とする。

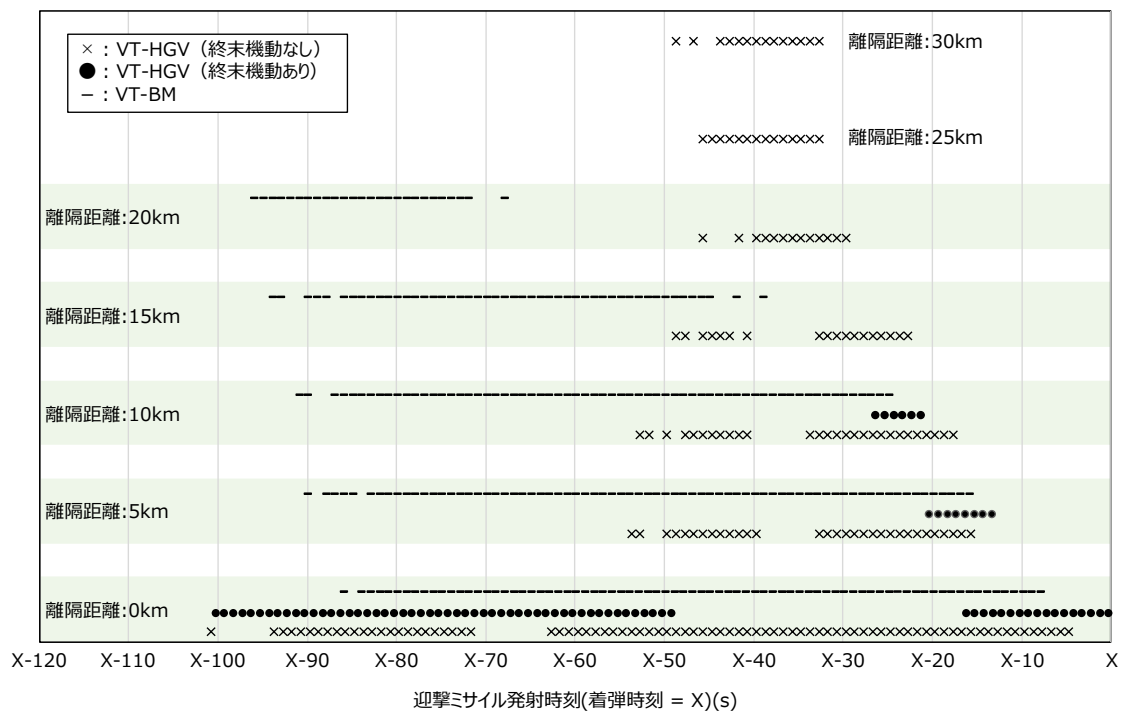


図 22 各標的ミサイルに対する VSAM-1 の発射タイミング（筆者作成）

図 22 において、いくつかの離隔距離で、迎撃可能な時間帯の中に迎撃できないタイミングが存在するという結果が得られた。このような空白時間が出現する原因として、計算量を削減するためにオイラー法におけるタイムステップを 1/100 秒と本来の値より大きくしたことにより、精度が若干低下したこと⁶⁴を疑う人がいるかもしれない。しかし、VT-HGV（終末機動なし）に対して、タイムステップを本来の値である 1/10000 秒に固定した状態で再評価を行った場合も同様の空白時間が出現した。そのため、主な原因はシミュレーションの精度ではないと考えられる。空白時間が顕著に出現しているのは VT-HGV（終末機動なし）のみであり、VT-HGV（終末機動あり）及び VT-BM では離隔距離 0km の場合を除きほとんど見られない。VT-HGV（終末機動なし）ではハイダイブのための機動を途中で中断しているのに対し、VT-HGV（終末機動あり）では着弾まで機動を継続しており、VT-BM では全期間を通じて機動を行っていない。したがって、このような大きな空白時間が出現する理由は、標的ミサイルの機動状態が途中で変わったことが影響している可能性がある。迎撃の成否は標的ミサイル及び迎撃ミサイル双方の位置関係、速度、機動性、誘導アルゴリズム等様々な要因が複雑に絡み合っているため、原因の解明にはより詳細な調査が必要となる。いずれにしても、この現象の明確な原因は不明であるものの、

⁶⁴ シミュレーション開始から命中の直前（命中の 1 秒前）まではタイムステップを 1/100 秒とし、そこから命中までの間のみ 1/10000 秒としている。タイムステップを大きくすることで計算精度が低下するが、本シミュレーションにおいては 1/100 秒と 1/10000 秒の違いによる結果の差はわずかであり、評価結果に対し大きな影響は及ぼさない。

本稿では得られた結果をそのまま考察に用いることとする。

VSAM-1 の配置地点が標的ミサイルの着弾地点から離れるほど、VSAM-1 を発射できるタイミングは厳しくなる傾向にあることが分かる。VSAM-1 が標的ミサイルの着弾地点に偶然配置されている離隔距離 0km の場合を除き、VT-HGV（終末機動なし）に対する最早タイミングは着弾から 54 秒前、VT-HGV（終末機動あり）のそれは着弾の 27 秒前であり、VT-HGV に対しては着弾直前の非常に限られたタイミングでのみ交戦が可能となることが分かる。また、最早タイミングは VT-HGV（終末機動なし）では離隔距離が大きくなるほど少しずつ遅くなる傾向があるのに対し、VT-HGV（終末機動あり）及び VT-BM では離隔距離が大きくなるにつれて早まっている。しかし、最遅タイミングはいずれの標的ミサイルにおいても離隔距離が大きくなるにつれて早まっており、全体の交戦可能時間は離隔距離の増大とともに短縮していく傾向にあるといえる。

そこで、図 22 の結果から得られた VT-HGV 及び VT-BM に対する交戦可能時間を図 23 に示した。

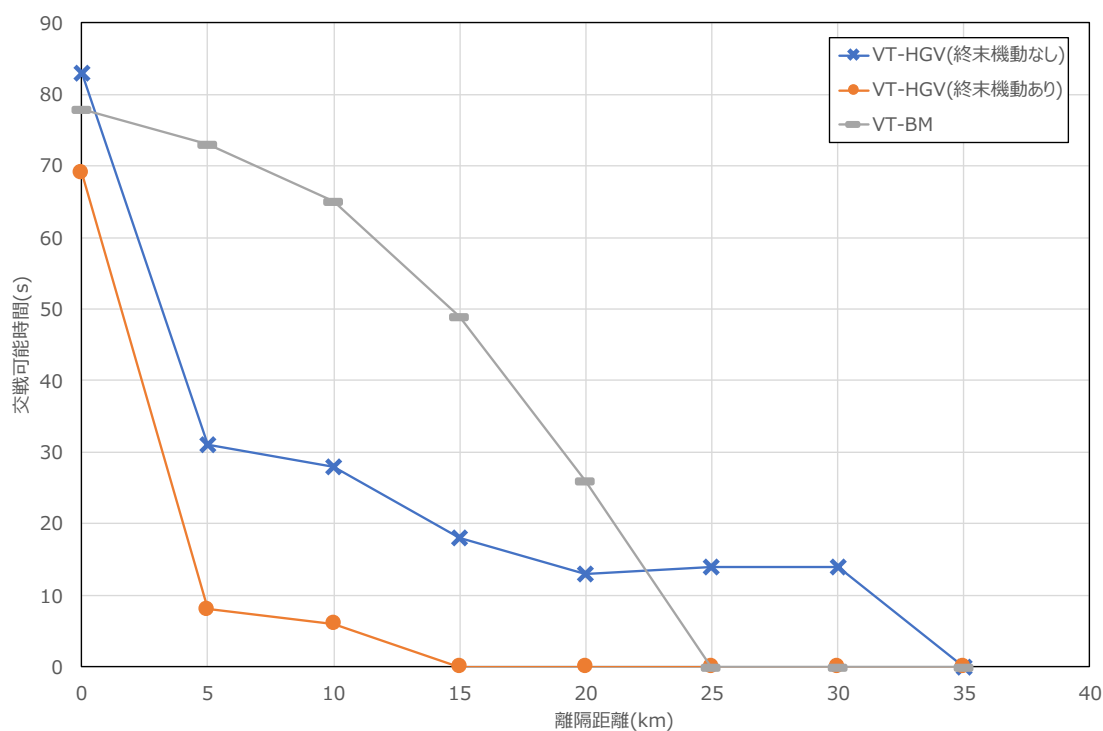


図 23 各標的ミサイルに対する VSAM-1 の交戦可能時間（筆者作成）

この結果から対処可能性について検討してみると、ほとんどのケースで VT-HGV に対する交戦可能時間は VT-BM の場合よりもかなり短くなっていることが分かる。離隔距離が 0km の場合のみ、VT-HGV（終末機動なし）対処では VT-BM 対処よりも長い交戦可能時間を確保できるが、これは VT-HGV が終末段階で減速し VT-BM よりはるかに低速になるこ

とが原因ではないかと考えられる⁶⁵。離隔距離が5～20kmのケースではVT-HGVに対する交戦可能時間はVT-BMの場合より大幅に短くなっている。この場合、VT-BM対処では数十秒間の交戦可能時間を確保できるが、VT-HGV対処の場合は交戦可能時間は数秒～30秒程度であり、終末段階におけるVT-HGV対処では迎撃の機会そのものがかなり限られることが分かる。同じVT-HGV対処においては、VT-HGV（終末機動あり）はVT-HGV（終末機動なし）より全ての離隔距離で交戦可能時間が短くなっており、特に離隔距離が5km以上の場合にはそれが著しい。そのため、VSAM-1は防護アセットの近傍に配置する必要がある。

一方、標的ミサイルとVSAM-1が交戦できる最大離隔距離に注目してみると、VT-HGV（終末機動なし）は35km以上、VT-HGV（終末機動あり）は15km以上、VT-BMは25km以上の離隔距離でそれぞれ交戦可能時間がゼロとなっている。したがって、VSAM-1の対処可能範囲は、VT-HGV（終末誘導あり）、VT-BM、VT-HGV（終末誘導なし）の順に広くなることが示唆される。VT-HGV（終末誘導なし）対処の方がVT-BM対処よりも長い離隔距離を確保できる原因としては、先ほどの交戦可能時間と同様、終末段階でVT-HGVが大きく減速することが影響している可能性がある。しかしながら、VT-HGV（終末機動あり）対処における離隔距離はVT-HGV（終末機動なし）やVT-BMに対処する場合よりもかなり短くなっていることから、終末機動による減速以上に機動性による対処困難性を示唆しており、攻撃側は終末段階においてHGVに激しい機動を行わせることにより、迎撃ミサイルの対処可能範囲を縮小させていると考えられる。図24に、VT-HGVがハイダイブを開始する時刻1050秒から着弾までの期間における速度及び揚力の変化を示す。

⁶⁵ シミュレーションによるVT-BMの初速は約4.5km/s、着弾時の速度は約3.2km/sであり、着弾時に1.0km/s以下まで減速するVT-HGVと比較してはるかに高速である。ただし、VT-BMの空力特性や飛翔パターンによっては、再突入時に大きな減速を受ける場合もある。

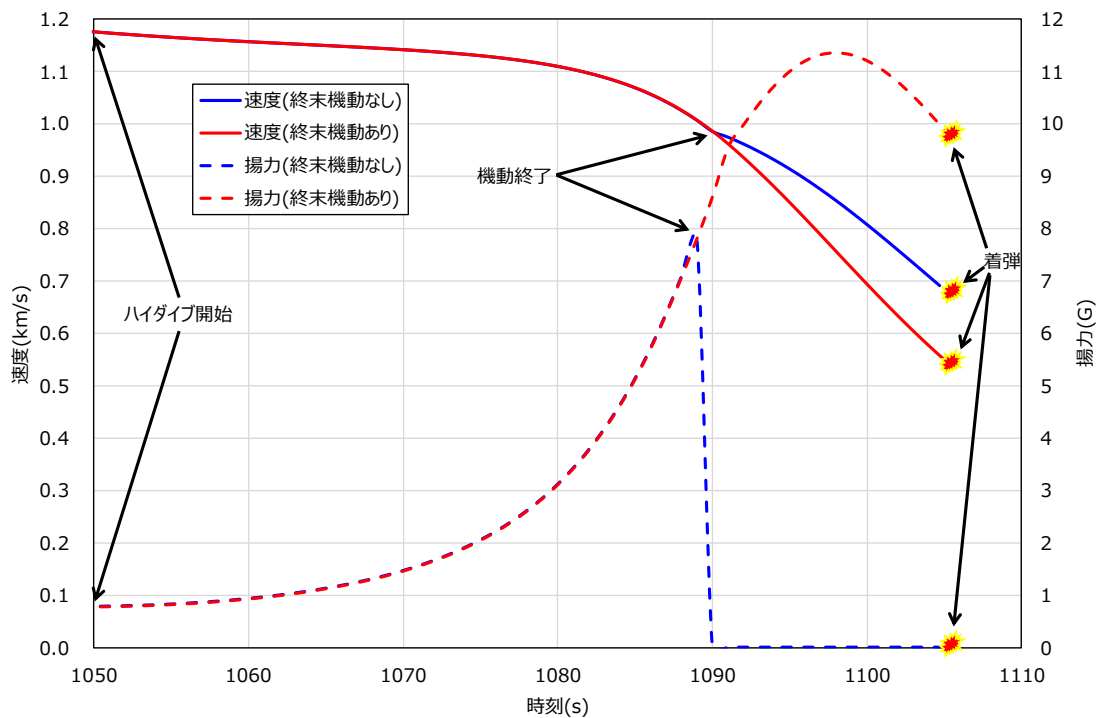


図 24 ハイダイブ開始後の VT-HGV の速度及び揚力の変化（筆者作成）

VT-HGV（終末機動あり）は着弾の瞬間まで機動し続けるため、図 24 に示すとおり着弾時点における速度は VT-HGV（終末機動なし）の場合よりも 22%ほど小さくなるが、着弾の瞬間まではほぼ 10G 前後の揚力による高い機動性を発揮している。この高い機動性が速度低下のデメリットを打ち消し、VSAM-1 の交戦可能時間及び射程を大幅に縮小させているものと考えられる。VT-HGV（終末機動なし）では、迎撃を避けるために着弾時点で 0.680km/s 以上の速度を維持できるように着弾直前で機動を停止するが、多少の速度低下を許容し着弾まで機動を継続する方が、迎撃ミサイルによる防衛網を突破するという観点からは効果が高いといえる。

これらの結果から、HGV は自身が有する機動性により、終末段階において迎撃ミサイルによる防衛網を突破しやすくなるという、第 3 項 3 号の考察（7 ページ参照）を定量的に示すことができた。機動しながら突入してくる HGV を終末段階において迎撃することは可能であるものの、極めて限定的な対処になるものとする。

7 滑空段階における対処可能性の検証のシミュレーション

ここまでの検証により、終末段階における HGV への対処は交戦可能時間、射程ともに迎撃側にとって限定的になることが示された。そこで、迎撃側がより効果的に HGV に対処するためには、終末段階ではなく HGV がまだ高高度を滑空している段階で迎撃することで

ある。ここでは滑空段階で HGV に対する対処可能性について検証する。

(1) VSAM-1 による迎撃

標的ミサイルには VT-HGV を用い、飛翔プロファイルは VT-HGV（終末機動なし）と同様とする。また、迎撃ミサイルとして VSAM-1 を VT-HGV の発射地点と着弾地点のちょうど中間点にあたる VT-HGV の軌道の直下に配置して迎撃を試みた（図 25 参照）。

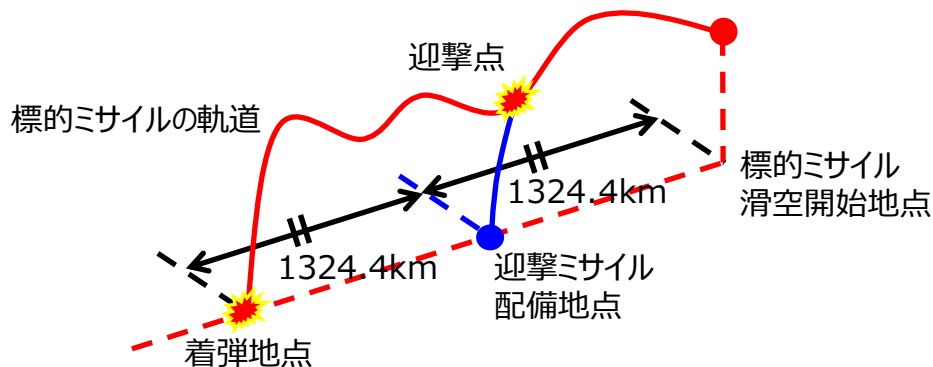


図 25 滑空段階における VSAM-1 の配置イメージ（筆者作成）

しかし、実際に迎撃を試みたところ、この条件では全く迎撃を行うことができなかった。これは、VSAM-1 では高度数十 km を滑空する HGV を迎撃するのに性能が不足しているためと考えられる。そこで、VSAM-1 の基本的な諸元はそのままとし、推進剤の搭載量を変更して速度を高めた新たな迎撃ミサイルによる迎撃を試みる。

(2) より高速な迎撃ミサイルによる迎撃

ここでは、VSAM-1 の諸元のうち、推進剤の搭載量のみを変えた新たな迎撃ミサイル（以下「VSAM-2」という。）を想定する。VSAM-2 は VSAM-1 と比較して、全質量は変わらないものの推進剤の搭載量が増えたためにバーンアウト速度が増大し、VSAM-1 よりも高高度の目標と交戦可能になることが期待できる。

全質量 900kg の VSAM-2 の推進剤搭載量を変化させ、第 1 号と同条件で迎撃を行ったが、推進剤を上限の 800kg まで増やしても目標を迎撃することができなかった⁶⁶。推進剤が 800kg の場合、VSAM-2 の最大速度は 4km/s を超えるが、これは大気圏内で使用される SAM である PAC-3 や SM-6 が 1.2~1.4km/s 程度⁶⁷であるのと比較してはるかに高速である。そ

⁶⁶ ロケットの推進剤の質量は、一般的にロケット全体の質量のうち 90%前後が上限となるため、全質量 900kg のロケットであれば 800kg 程度が搭載できる推進剤の上限となる。詳しくは次を参照されたい。

宮沢政文「ロケットの現状」エネルギー・資源学会、2 頁、http://jsr.gr.jp/kaiin/JSER_BOOK/1991/12-446.pdf（2024 年 3 月 20 日アクセス）

⁶⁷ David Wright, Cameron L. Tracy, "Hypersonic Weapons: Vulnerability to Missile Defenses and Comparison to MaRVs" SCIENCE & GLOBAL SECURITY, September 5, 2023, p. 11, p. 14,

のため、迎撃に失敗するのは速度以外に原因があるのではないかと推測できる。実際、VSAM-2 と VT-HGV は最も近い場合で 14.1m まで接近しており、最接近の時点における速度は VSAM-2 が約 4.4km/s に対し VT-HGV が約 2.9km/s と⁶⁸、VSAM-2 が VT-HGV を十分に上回る速度であったことから、速度の不足によって迎撃に失敗したのではないと考えられる。この時の VSAM-2 と VT-HGV の軌道を図 26 に示すが、VSAM-2 はほぼ直線状の軌道で VT-HGV との会合点に向かって飛翔しており、十分な速度を有していたことが VSAM-2 の軌道の形状からも裏付けられる。

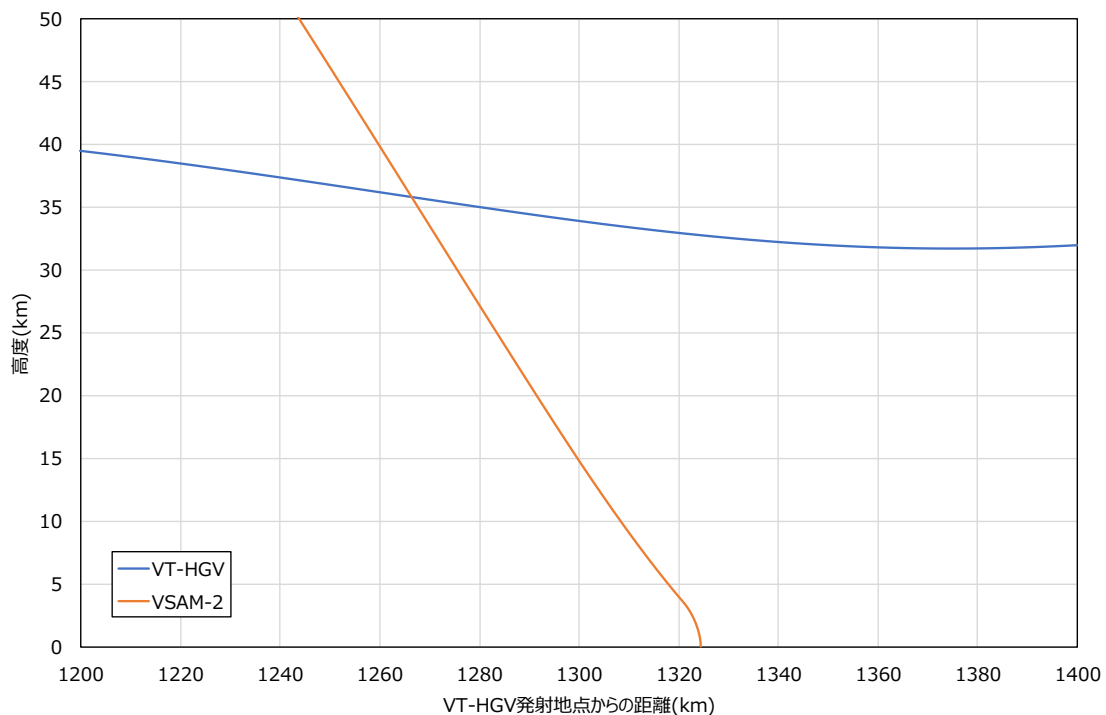


図 26 VT-HGV 及び交戦中の VSAM-2 の軌道（筆者作成）

そこで、VSAM-2 が十分な速度を有しているにもかかわらず VT-HGV を迎撃できない原因は、速度ではなく VSAM-2 の機動性にあるのではないかと推察した。VSAM-2 は VSAM-1 と同様に空力操舵方式のミサイルであるため、大気が希薄な高高度では機動性が低下する。図 26 から、VSAM-2 が VT-HGV に最接近するのは高度 35km 付近の高高度であり、高度が上がるにつれて VSAM-2 の機動性が低下し、目標を最後まで追尾し切れず迎撃に失敗している可能性がある。空力操舵のミサイルにおいて、機動性の原動力は機体に発生する揚力であることから、最接近する直前における VSAM-2 と VT-HGV の揚力の時間変化を調べた。その結果を図 27 に示す。

<https://scienceandglobalsecurity.org/archive/sgs31wright.pdf>

⁶⁸ プログラムはミサイルの速度や最接近距離等の詳細な時系列データを 1 秒間隔で出力する仕様のため、正確な最接近時刻及びその時の速度は不明である。

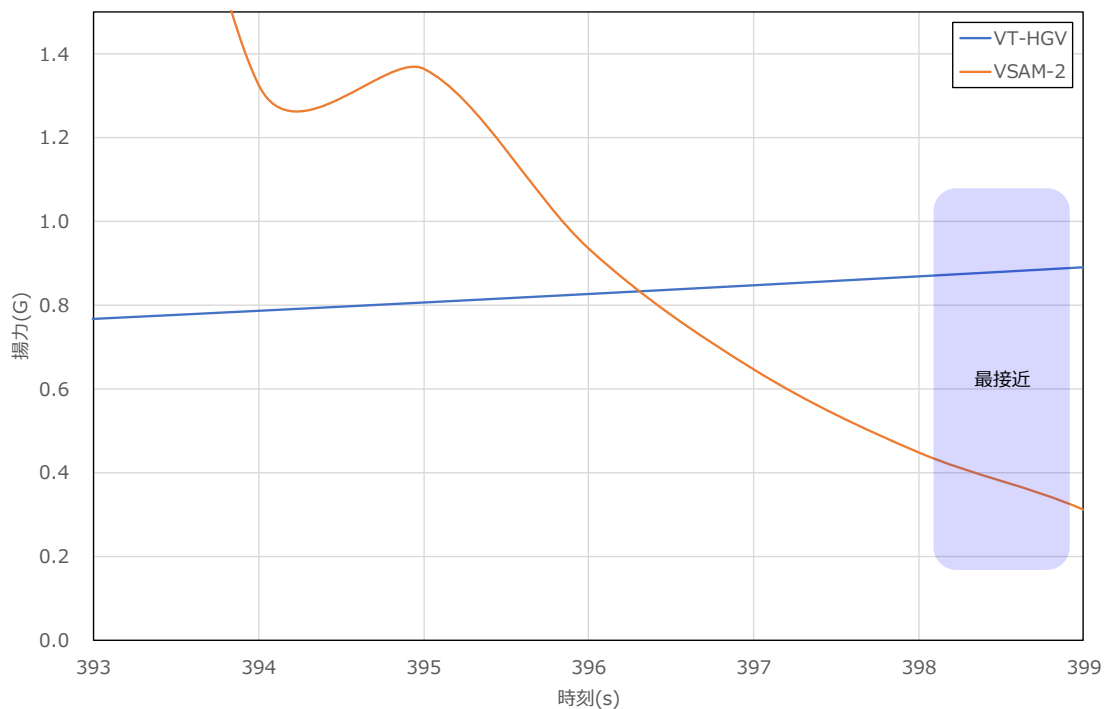


図 27 最接近直前における揚力の時間変化（筆者作成）

VT-HGV が約 0.8～0.9G 程度の揚力により機動しているのに対して、VSAM-2 の揚力は最接近の直前において約 0.4G であり、VT-HGV を下回っていることが分かる。前述のとおり、比例航法の SAM が目標に命中するためには、目標の 3 倍の機動性が必要であるとされているものの、空力操舵の VSAM-2 が VT-HGV よりも高い揚力を得ることができず、機動性が極端に低下したことが迎撃失敗の原因である可能性が高い。以上の分析から、たとえ十分な速度を有する SAM であっても、空力操舵方式では滑空段階の HGV に有効に対処できないと考えられる。

（３）サイドスラスタ方式の迎撃ミサイルによる迎撃

これまでの考察により、高高度を滑空中の HGV に対処するためには、空力操舵以外の操舵方式を用いる必要があると考えられる。そこで、サイドスラスタを具備した迎撃ミサイルについて検討することとする。

サイドスラスタ方式の SAM は機体の側面に小型のスラスタを備えており、スラスタが発生する横向きの推力によりコースを修正する。空力操舵方式と異なり、大気が希薄な領域や真空の宇宙空間においても安定した機動性を発揮できるため、SM-3 や THAAD のような、高高度の大気圏内から大気圏外にかけての空間で弾道ミサイルを迎撃するミサイルの終末段階のコース修正用に利用されている（図 28 参照）。

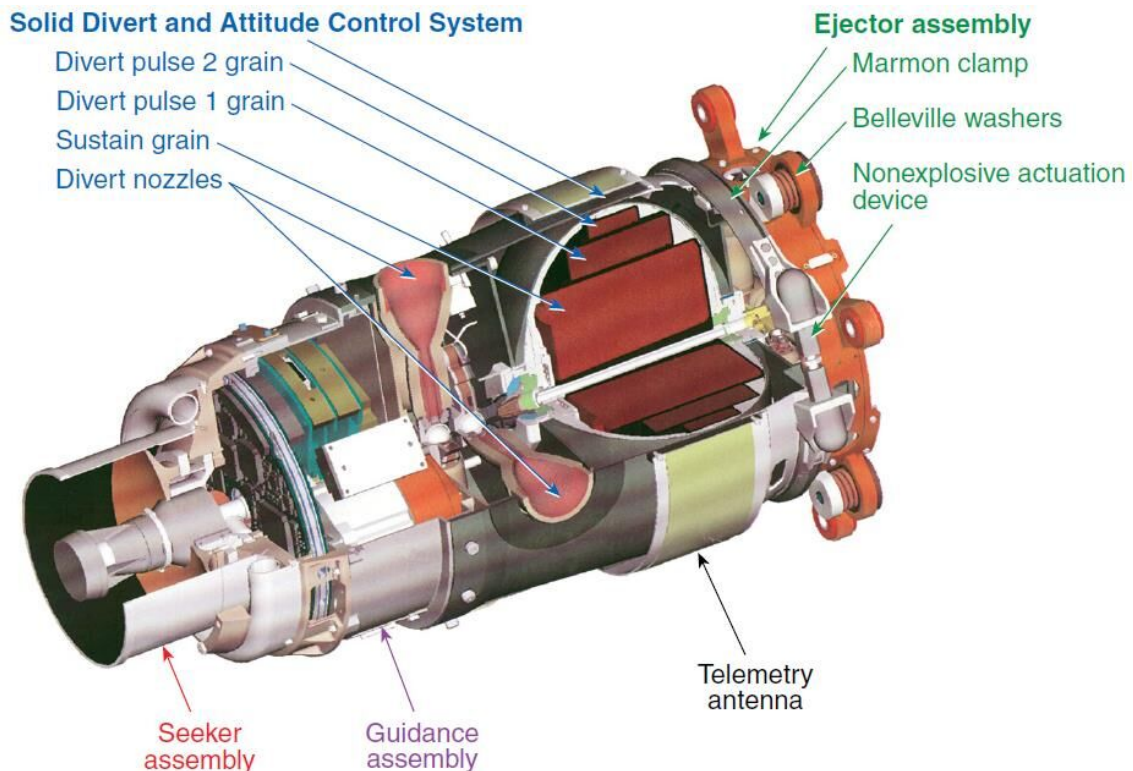


図 28 SM-3 のサイドスラスタ ("Divert nozzles"と表記されている部分)
 (出所 : Gary A. Sullins, "Exo-atmospheric Intercepts: Bringing New Challenges to Standard Missile")

(注 : JOHNS HOPKINS APPLIED PHYSICS LABORATORY, p. 2,
<https://secwww.jhuapl.edu/techdigest/content/techdigest/pdf/V22-N03/22-03-Sullins.pdf>)

しかし、サイドスラスタ方式の迎撃ミサイルについてシミュレーションを行うには、第3項で説明した空力操舵における物理モデルとは異なるモデルを構築する必要がある。そのため、まず最初にサイドスラスタに関連する物理モデルについて説明し、その後諸元設定の考え方について述べシミュレーションを行う。

ア サイドスラスタ方式における物理モデル

(ア) 迎撃ミサイルの形態

本モデルにおけるサイドスラスタ方式の迎撃ミサイルは、発射直後のブースターによる加速段階が終了するとブースターを分離し、シーカーとサイドスラスタを備えた弾頭部（以下「キルビークル」という。）のみが標的ミサイルに命中する形態（以下「弾頭分離型」という。）を想定する。この形態は米国が開発した弾道ミサイル対処用の迎撃ミサイル

である THAAD と同様である⁶⁹。

(イ) サイドスラスターの作動時間及び旋回性能

サイドスラスタはスラスターの噴射により推力を発生させ操舵を行うため、ブースターとは別にサイドスラスタ用の推進剤を搭載する必要がある。そのため、サイドスラスターの作動時間すなわちミサイルを誘導できる時間の長さは、ブースターの場合と同様に推進剤の搭載量、サイドスラスターの推力及び比推力に依存する(31 ページ参照)。本シミュレーションにおいては、サイドスラスターの推進剤が尽きた場合、その時点で迎撃に失敗したとみなしてシミュレーションを終了する。

また、ミサイルの旋回性能はサイドスラスターの推力に左右されるため、高い旋回性能を得るためには大出力のスラスタが必要になる。ただし、推力と作動時間はトレードオフの関係にあり、推力を増加させると推進剤の消費が激しくなり、サイドスラスターの作動時間は減少する。

(ウ) 空力操舵からの切り替え

サイドスラスタは作動時間に限りがあるため、ミサイルの飛翔中常に作動させ続けることは困難である。そのため、目標に接近するまでの間はサイドスラスタ以外の手段で操舵を行い、目標に命中するまでの残り時間がサイドスラスターの作動時間を切ってからサイドスラスタに切り替える必要がある。本モデルでは、サイドスラスタに切り替わるまでの間は、空力操舵方式の迎撃ミサイルと同様に空力操舵とブースターによる推力偏向を併用するものとする。

しかし、目標に命中するまでの残り時間を正確に知ることは困難である。本モデルでは、迎撃ミサイルから標的ミサイルまでの距離を迎撃ミサイルと標的ミサイルの相対速度で割ることにより残り時間を予測するが(以下「予測残時間」という。)、この方法により得られた予測残時間は、迎撃ミサイルと標的ミサイル双方の位置関係やコース、機動等の要因により変動するため、精度が低くなる。したがって、予測残時間がサイドスラスターの作動時間を下回ったからといって直ちにサイドスラスタ操舵に切り替えてしまうと、目標に命中する前にサイドスラスターの推進剤が尽きる可能性が高い。よって、本シミュレーションでは、予測残時間がサイドスラスターの作動時間よりある程度余裕をもって下回ってからサイドスラスタ操舵に切り替える。これを「サイドスラスタ作動マージン」とし、サイドスラスタ作動時間に対する割合で表す。

例えば、サイドスラスターの作動時間が 30 秒であり、サイドスラスタ作動マージンが 20%であった場合、マージンの大きさは $30 \text{ 秒} \times 20\% = 6 \text{ 秒}$ となり、迎撃ミサイルは予測残時間が 24 秒を下回った時点で空力操舵からサイドスラスタ操舵に切り替わる。

(エ) サイドスラスタ作動中の空気力

本モデルでは、サイドスラスタによる操舵の際には揚力を利用せず、サイドスラスターの推力のみでコースを修正する。そのため、サイドスラスタ作動中は揚力はゼロであ

⁶⁹ "Terminal High Altitude Area Defense (THAAD)" Missile Defense Advocacy Alliance, February 10, 2022, <https://missiledefenseadvocacy.org/defense-systems/terminal-high-altitude-area-defense-thaad/>

り、抗力は有害抗力（11 ページ参照）のみとする。

（オ） 終末誘導フェーズにおける制御アルゴリズム

サイドスラスタ方式における終末誘導フェーズでも、迎撃ミサイルを旋回させる方向の決定は比例航法による（16 ページ参照）。ただし、目視線の変化率に合わせて旋回加速度の方向を制御する空力操舵と異なり、迎撃ミサイルを旋回させるサイドスラスタの推力軸の方向は固定されているため、旋回方向に最も近い方向に旋回できるスラスタを 1 つ選択してそれを噴射させる（図 29 参照）。

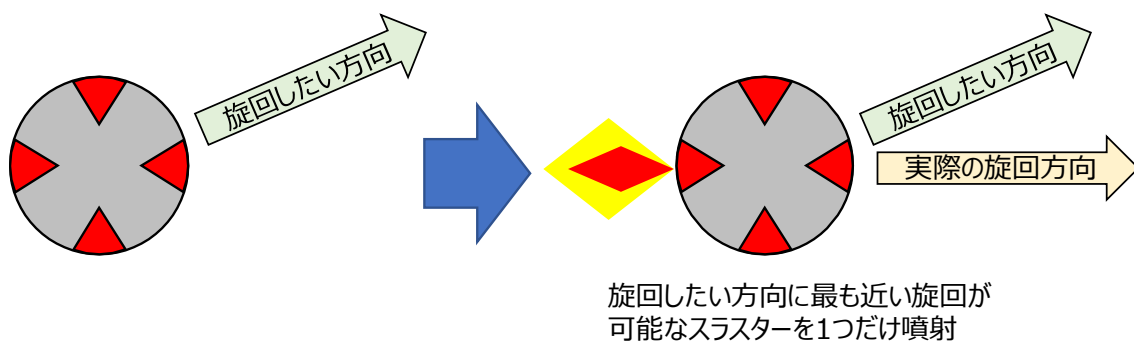


図 29 サイドスラスタによる旋回イメージ（筆者作成）

サイドスラスタは迎撃ミサイルの側面の決められた位置に設けられているため、迎撃ミサイルを旋回させたい方向と、サイドスラスタにより実際に旋回できる方向は基本的に一致しない。しかし、短い時間間隔でその都度最適なスラスタの選択及び噴射を繰り返すことにより、空力操舵における比例航法と同様に迎撃ミサイルを目標の未来位置に向けて飛翔させることができる。本モデルでは、図 28 の SM-3 と同様、サイドスラスタは 90 度の角度を開けて 4 基備えられているものとした。

イ サイドスラスタ方式の迎撃ミサイルの諸元

ここでは、サイドスラスタを搭載し滑空段階の HGV に対処するための迎撃ミサイル（以下「VSAM-3」という。）を新たに想定した。VSAM-3 の諸元設定の考え方を次に示す。

（ア） 直径、質量及び推進剤の搭載量

VSAM-3 の直径、全質量及びブースター用推進剤の搭載量については VSAM-1 と同様とした。これは、サイドスラスタに関連する諸元以外は VSAM-1 と共通とすることにより、サイドスラスタの有効性を定量的に比較分析するためである。

ただし、VSAM-3 は弾頭分離型の迎撃ミサイルであるため、ブースター及びキルビークルの質量、キルビークルに搭載されるサイドスラスタ用の推進剤の搭載量をそれぞれ個別に設定する必要がある。ブースターとキルビークルの質量比については、参考値としてイスラエルが開発した大気圏内用迎撃ミサイルであるアロー2 の値を使用することとする

⁷⁰。アロー2はTHAADと同様に弾道ミサイル対処用の弾頭分離型迎撃ミサイルであり、全質量が1,300kgと報告されている⁷¹。また、キルビークルの質量については500kg前後とする資料があり⁷²、アロー2のキルビークルの質量は全質量のうち38%前後となる。したがって、VSAM-3においてもこの数値を準用し、キルビークルの質量を350kgと想定した。ただし、既存のサイドスラスタ方式の迎撃ミサイルにおけるキルビークルの推進剤搭載量については不明であるため、ここではサイドスラスタの作動時間を約60秒間と設定し、後述の推力及び比推力の値から必要な推進剤の搭載量を逆算した。

(イ) サイドスラスタの推力及び比推力

サイドスラスタの比推力については、ブースターの場合と同様に固体推進剤が使用されているものとし(31ページ参照)、250秒とした。推力については、既存のキルビークルにおけるサイドスラスタの推力は不明であったため、実在する迎撃ミサイルの諸元から類推することはできない。しかし、キルビークルは地球の1Gの重力に逆らってコースを修正する必要があることから、最低でも約2Gの旋回加速度を与えることが要求されるものと考え、そこから必要な推力を7kNとした⁷³。

(ロ) サイドスラスタ作動マージン

標的ミサイルが不規則に機動するHGVであることから、予測残時間が実際の命中までの時間より延びやすいと想定し、サイドスラスタ作動マージンを50%とした。

(エ) 上記以外の諸元については、VSAM-1と同様とした。

⁷⁰ 既存の弾頭分離型の迎撃ミサイルのうち、THAADはブースター及びキルビークルの質量比が不明であり、先行研究から質量比を見積もることができるものがアロー2であったため、その値を準用する。

⁷¹ "Arrow 2 (Israel)" MISSILETHREAT CSIS MISSILE DEFENSE PROJECT, July 23, 2021, <https://missilethreat.csis.org/defsyst/arrow-2/>

⁷² "Israel Missile Chronology" Nuclear Threat Initiative, https://www.nti.org/wp-content/uploads/2021/09/israel_missile.pdf

⁷³ 350kgのキルビークルに7kNのサイドスラスタを搭載することの実現性については、米国の対戦車ミサイルであるドラゴンが10kgの機体に1.2kNのスラスタを60基搭載していた事例があるため、技術的には可能であると考えられる。

久野治義『ミサイル工学事典』(原書房、1990年)140頁; "M-47 DRAGON Anti-Tank Guided Missile" FAS Military Analysis Network, <https://man.fas.org/dod-101/sys/land/m47-dragon.htm>

これらの考え方にに基づき決定した VSAM-3 の諸元について表 6 に示す。

表 6 VSAM-3 の諸元（筆者作成）

直径		30cm
質量（全体）		900kg
質量（ブースター）		550kg（推進剤 500kg を含む。）
質量（キルビークル）		350kg（推進剤 170kg を含む。）
バーンアウト速度		1.3km/s（マッハ 4.3）
操舵方式		推力偏向＋空力操舵 終末段階でサイドスラスターに切り替え
ブースター	推力	74.3kN
	比推力	250 秒
	燃焼時間	約 16.5 秒
サイド スラスター	推力	7kN
	比推力	250 秒
	燃焼時間	約 59.5 秒
	作動マージン	50%
最大旋回加速度		30G（空力操舵時） 2～4G（サイドスラスター操舵時） ⁷⁴
シーカーの最大探知距離		35km

ウ VSAM-3 による迎撃

イにおいて諸元を決定した VSAM-3 を、標的ミサイルの軌道の直下から徐々に一定の離隔距離をとって配置し、滑空段階の VT-HGV に対する交戦可能時間を評価した。図 30 に、VSAM-3 の配置及び VT-HGV との交戦イメージを示す。

⁷⁴ サイドスラスター操舵中は推進剤を消費するため、キルビークルの質量は次第に減少し、それに伴って旋回加速度は増大していく。

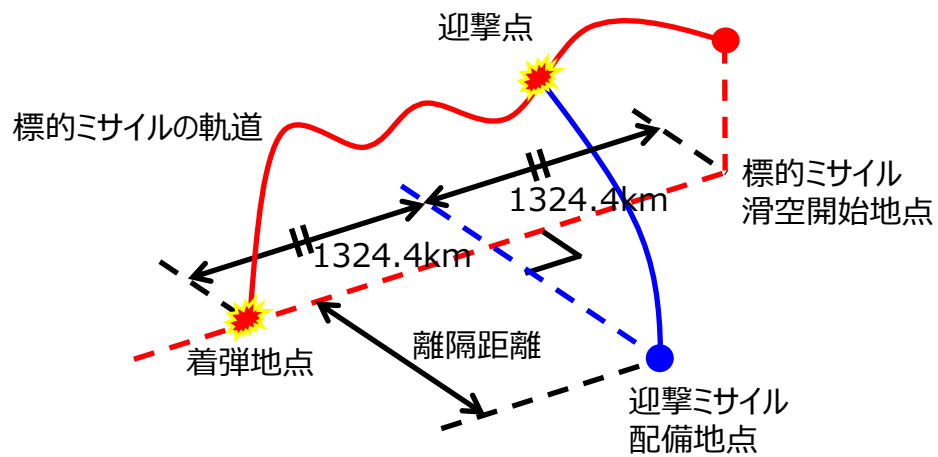


図 30 VSAM-3 の配置及び交戦イメージ（筆者作成）

離隔距離については 0km から 5km ずつ変化させ、各離隔距離ごとに交戦可能時間を評価した。図 31 に各離隔距離ごとの迎撃可能な VSAM-3 の発射タイミングを、図 32 に交戦可能時間を示す。

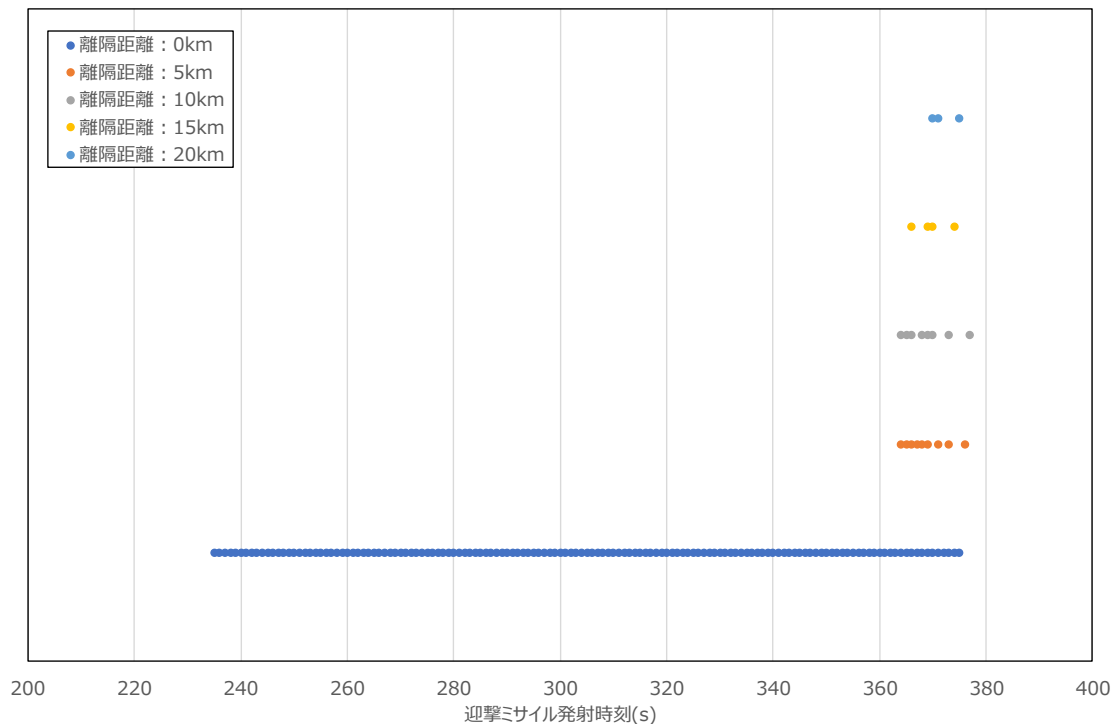


図 31 各離隔距離ごとの発射タイミング（筆者作成）

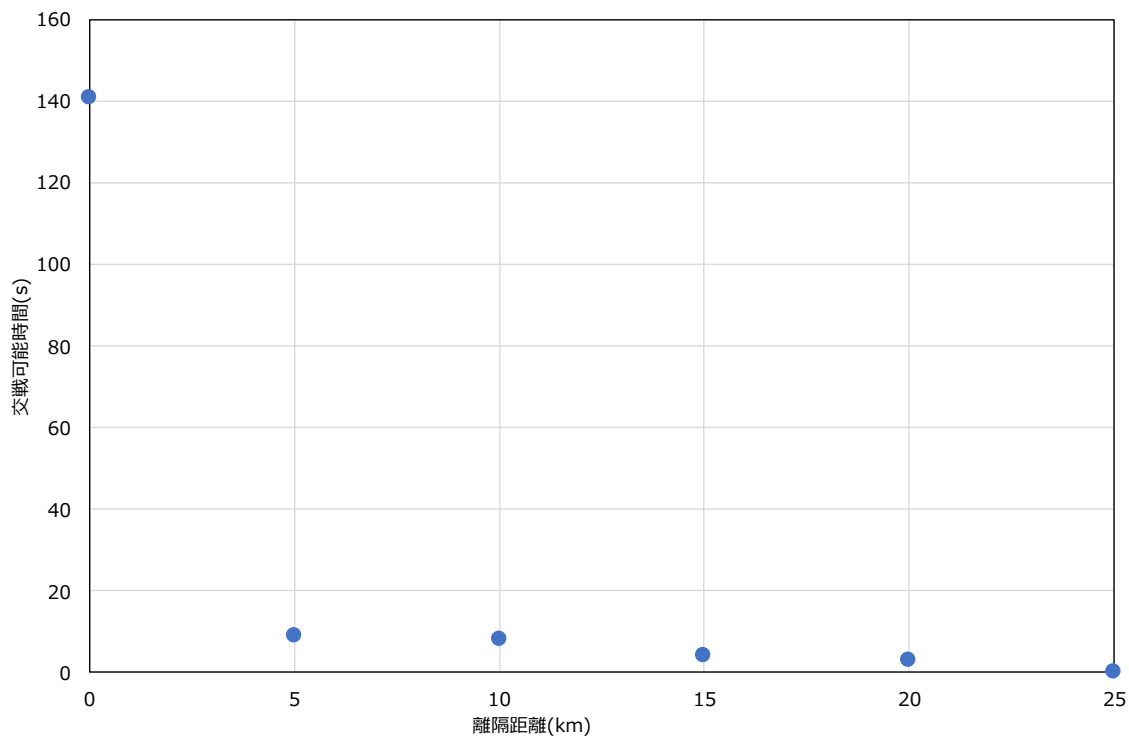


図 32 各離隔距離ごとの交戦可能時間（筆者作成）

VSAM-1 は VT-HGV の軌道の直下に配置されていたにもかかわらず全く対処することができなかったが、VSAM-3 のブースター性能は VSAM-1 と同等でありながら 141 秒の交戦可能時間を確保できており、VT-HGV の飛翔経路上に配置されている場合には対処能力が劇的に向上していることが分かる。このことから、滑空段階の HGV に対処する場合、高高度でも機動性を確保できるサイドスラスタ操舵方式は有効であるといえる。ただし、離隔距離が 5km 以上になると交戦可能時間は 10 秒以下に激減し、25km 以上ではゼロになっていることから、VSAM-3 が有効に対処できるのは VT-HGV がほぼ頭上を通過する場合に限られることが分かる。そのため、滑空段階の HGV に対して有効に対処するには射程の延伸が必要である。

エ 大型化による射程距離の延伸

ウの検証により、滑空段階の HGV への対処においてサイドスラスタが有効であることを示すことができたが、その射程は極めて限定されたものであった。これは、VSAM-3 のブースターが VSAM-1 と同等の性能しかなく、十分な射程を達成するために必要な速度を出せないことが原因であると考えられる。そこで、キルビークルの諸元は VSAM-3 のままとし、ブースターのみを大型化、高速化して射程の延伸を図った迎撃ミサイルを VSAM-4 とする。VSAM-4 はブースター用の推進剤の質量を VSAM-3 から 500kg ずつ変化させた VSAM-4-1000、VSAM-4-1500、VSAM-4-2000 の 3 種類の派生型を想定した。VSAM-4 シリーズのブースターは VSAM-3 のものとは全質量と推進剤の搭載量のみ異なり、それ以外の諸元は全て VSAM-3 と共通と設定した。表 7 に、VSAM-4 シリーズのブースター的全質量

と推進剤の搭載量、キルビークルを含めたミサイル全体の質量を示す。

表 7 VSAM-3 及び 4 シリーズのブースターの諸元（筆者作成）

	質量 (推進剤)	質量 (ブースター全体)	質量 (ミサイル全体)
VSAM-3	500kg	550kg	900kg
VSAM-4-1000	1,000kg	1,100kg	1,450kg
VSAM-4-1500	1,500kg	1,650kg	2,000kg
VSAM-4-2000	2,000kg	2,200kg	2,550kg

シミュレーションの実施にあたり、VSAM-4 を VSAM-3 の検証と同条件で、離隔距離を 100km とした場合において、推進剤の質量が異なるミサイルによる交戦可能時間の変化を調べた。推進剤の質量ごとの発射タイミングを図 33 に示す。

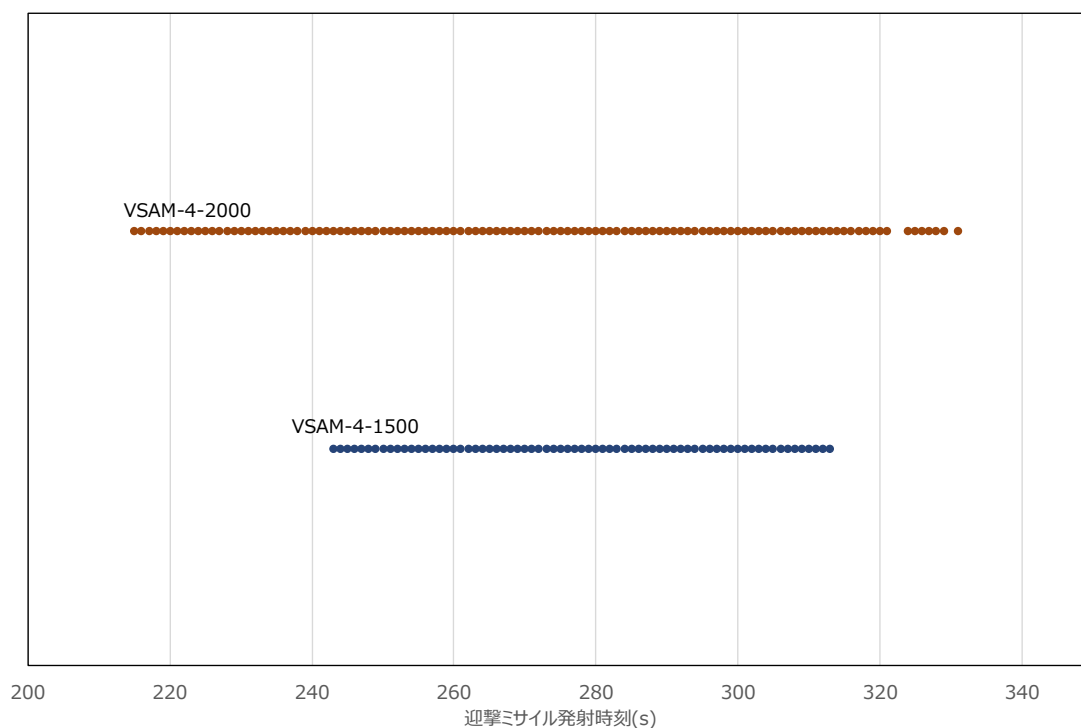


図 33 推進剤の搭載量が異なる迎撃ミサイル発射タイミング（筆者作成）

結果を見ると、VSAM-3 及び VSAM-4-1000 では 100km の離隔距離では VT-HGV に対処できないが、推進剤を 1,500kg 以上搭載することによって 70 秒以上のまとまった交戦可能時間を確保できている。このことから、射程を延伸し防護範囲を拡大するためには、迎撃ミサイルの高速化が極めて重要であることが分かる。

ただし、VSAM-4-1500 及び VSAM-4-2000 は、総質量がそれぞれ 2,000kg 及び 2,550kg にもなる。これは PAC-3 や SM-6 と比較して相当重く大型のミサイルに分類される。本シミュレーションで想定した迎撃ミサイルのブースターは、効率が悪く大推力を長時間持続できないロケットモーターである。そのため、射程を延伸するには自身の速度を大幅に高める必要があり、ブースターが大型化することとなるが、これを回避するためには、ロケットモーターよりも効率に優れ、長時間推力を維持することができる他の推進装置を開発する必要があると考える⁷⁵。

このことから、広域を防御することが困難であるという第3項第4号の考察（8 ページ参照）について、技術的な示唆を得ることができた。

8 シミュレーション結果の総括

これまで行ったシミュレーションの結果について総括する。

（1）HGV の飛翔特性

HGV は空気力を利用して軌道を変更することができるが、水平方向への旋回はコースの予測が難しくなるものの、速度の損失が大きいため多用はできない。また、単純に水平に滑空を続けることは迎撃側にコースを予測されやすく速度損失も大きいため、積極的に選択するメリットは少ない。そのため、軌道予測を困難にさせ、かつ速度損失を抑えるには、鉛直方向への跳躍を繰り返し大気の希薄な高高度を飛翔させるスキップグライドが有効である。

（2）終末段階における HGV への対処可能性

空力操舵方式の SAM を迎撃ミサイルとして用いることにより、目標に向かってハイダイブで突入してくる HGV に対処することは可能である。ただし、交戦可能時間、射程の両面で極めて限定的な対処となる。

（3）滑空段階における HGV への対処可能性

空力操舵方式の迎撃ミサイルでは、高高度をスキップグライドにより滑空飛翔している HGV に対処することは不可能である。これに対処するためには、高高度でも安定した機動性を発揮できるサイドスラスタの採用が有効であるが、射程を確保するためにはミサイルの高速化及び大型化が必要となるため、ロケットモーターよりも効率に優れた推進装置を備えた迎撃ミサイルの開発を検討するべきである。

⁷⁵ 具体的には、HCM の推進装置に使用されるスクラムジェットが候補に挙げられる。

9 本稿の意義及び課題

(1) 本稿の意義

本稿は、HGV に対する迎撃ミサイルの対処可能性について定量的に評価を行うため、公開情報のみを用いてモデルを構築し、Excel を利用してシミュレーションを行った。高価な解析用のソフトウェアやハードウェアを必要とせず、Excel がインストールされた一般的なパソコンでシミュレーションを実行できることから、専門的な研究機関でなくとも簡易なシミュレーションが可能であり、自衛隊で実運用に携わる部隊の隊員、個人的に極超音速ミサイルの脅威に関心を持つ民間人等、様々な人がそれぞれ独自のシナリオを想定し、定量的な検証を行うことができる。このことは、極超音速ミサイルに対する理解を深める上で極めて重要である。

(2) 本稿の課題

本稿で行うシミュレーションのために構築したモデルは、公開情報を基に先行研究を通じて構築した簡易的なものであり、必ずしも実ミサイルの飛翔を忠実に再現しているとはいえない。また、HGV に対する対処可能性を定量的に評価するために用いた手法についても改善の余地がある。そこで、本稿において用いたモデル及び評価手法について、今後の課題となる点についてまとめる。

ア 物理計算の手法

本モデルにおいて物理計算に使用したオイラー法は、プログラムとして実装することが容易であるが誤差を生じやすいため、精度を高めるためにはタイムステップを小さくとる必要があり、その場合計算の負荷が大きくなりやすい。オイラー法を発展させたルンゲ・クッタ法は精度の点でオイラー法よりも優れており、オイラー法よりも大きなタイムステップでも精度を確保できるため、総合的な計算負荷をオイラー法よりも抑制できる可能性がある⁷⁶。パソコンの性能や時間的制約といった条件を許すのであれば、より精度を高めたシミュレーションを実施するために、そのような高精度な手法の使用も検討する必要がある。

イ ミサイルの空力特性

本モデルにおいては、ミサイルの空力特性について詳細なデータを入手できなかったため、先行研究を基にして簡易的な空力特性を考慮したモデルを構築した。本来であれば、HGV、迎撃ミサイル双方においてミサイルの形状データを作成し、様々な高度、速度及び迎角の条件下において CFD により空気力データを取得し、詳細な空力特性のデータベース

⁷⁶ オイラー法は、あるタイムステップの間は速度及び加速度が一定であると仮定し次のタイムステップにおけるミサイルの状態を計算する。実際には速度及び加速度はタイムステップの間にも連続的に変化するためこの仮定は成り立たず、それが誤差として現れる。

これに対し、ルンゲ・クッタ法はタイムステップ間の速度及び加速度変化を考慮するため、オイラー法と比較して高い精度での近似計算が可能となる。詳しくは次を参照されたい。

「計算数理 A 演習第 7・8 回」広島大学、<https://home.hiroshima-u.ac.jp/~mshira/lecture/suuria2019/suuria2019lec7-2/> (2024 年 3 月 20 日アクセス)

を構築することが望ましい。そのためには、ミサイルの形状データを作成できる環境、高精度に空気力の解析を行うことが可能な CFD ソフトウェア及びそれを実行することができる高性能なハードウェアが必要となる。

ウ ミサイルの飛行経路の最適化

本モデルにおいては、HGV 及び迎撃ミサイルのどちらについても、どのような経路を飛行すれば最大の射程を得ることができるか、またどのような経路を飛行すれば着弾時の速度を最大にできるか、といった飛行経路の最適化は行っていない。HGV による攻撃ミッションを立案するには、目的に応じて最適な飛行経路を選ぶ必要がある。また、迎撃ミサイルの射程を最大化し迎撃能力を最大限に発揮するには、飛行の最中に目標の位置、速度等の状態に応じて最適な飛行経路をリアルタイムで更新し続けなければならない。そのため、より精度を高めたシミュレーションを行うには、HGV、迎撃ミサイル共に飛行経路の最適化のためのアルゴリズムを構築する必要がある。

エ 評価の指標

本稿では、HGV に対する対処可能性の定量的評価の指標として、着弾点から一定の方向に一定の距離だけ離れた位置に迎撃ミサイルを配置してシミュレーションを行うことで、迎撃ミサイルの射程の目安とした。しかし、迎撃ミサイルの射程は着弾地点との距離だけではなく方角、HGV の飛行方向、速度等様々な要因により変化する。そのため、射程をより適切に評価するためには、着弾地点から 1 つの方向だけではなくあらゆる方向において様々な離隔距離をとって迎撃ミサイルを配置し、それらの全てのケースにおいてシミュレーションを行う必要がある。実際の手法としては、着弾地点の周辺に細かい格子状に迎撃ミサイルを配置し、その全ての格子点で評価を行うことが考えられる。ただし、この場合は計算量が格子点の数に比例して増加する⁷⁷ため、シミュレーションを行うプログラムを高速化しなければならない。そのためには並列計算を利用できるプログラムの開発が必要となる。

10 おわりに

ここまで、先行研究に基づいて簡易的なモデルを構築してシミュレーションを行ってきた。その結果、第 2 項に示した HGV の脅威について定量的に示すことができ、技術的な観点からそれらを掘り下げることができたものとする。

我が国の周辺国が開発している極超音速ミサイルは、我が国の BMD を脅かすものとして、安全保障上大きな脅威となっている。ただし、極超音速ミサイルのうち HGV に関しては、本稿における考察により、限定的ながら既存の防空アセットによる対処の可能性や、将来的な迎撃ミサイルの性能向上による対処可能範囲の拡大の可能性を示唆することができた。つまり、HGV は全く迎撃することができない無敵の攻撃兵器というわけではなく、防空システムの有効性を減少させ防空網を突破する確率を高めることを狙った兵器である

⁷⁷ 仮に 50×50 の格子状に迎撃ミサイルを配置して計算を行うと、計算量は 2,500 倍に増加する。この場合、現状のプログラムでは 1 つのケースについて結果を得るのに数週間を要する可能性がある。

といえる。極超音速ミサイル対処に関して、現時点では終末段階における限定的な対処に留まるとしても、様々な国において極超音速ミサイル対処用の迎撃ミサイルの開発計画が進行しており、将来的にはより広範囲をカバーし滑空段階の極超音速ミサイルにも有効に対処できる迎撃ミサイルが登場し、我が国がそのシステムを導入することも期待できる。

我々は極超音速ミサイルの脅威に対し無闇に恐れるのではなく、冷静かつ客観的な評価により極超音速ミサイルの実像を正確に理解し、正しく恐れることが必要である。本稿がその一助となれば筆者として幸いである。

付 録

ここでは、本シミュレーションにおいて使用したアルゴリズムについて説明する。アルゴリズムを力学的及び数学的に記述するが、使用される用語、概念等の細部の説明については省略する。興味のある方は市販の学術書等を参照されたい。

1 本シミュレーションにおいて使用する座標系

本シミュレーションでは、地球の中心を原点とし、地球の自転とともに回転する ECEF 座標系を用いる。図 35 に、本シミュレーションにおける ECEF 座標系の概念を示す。

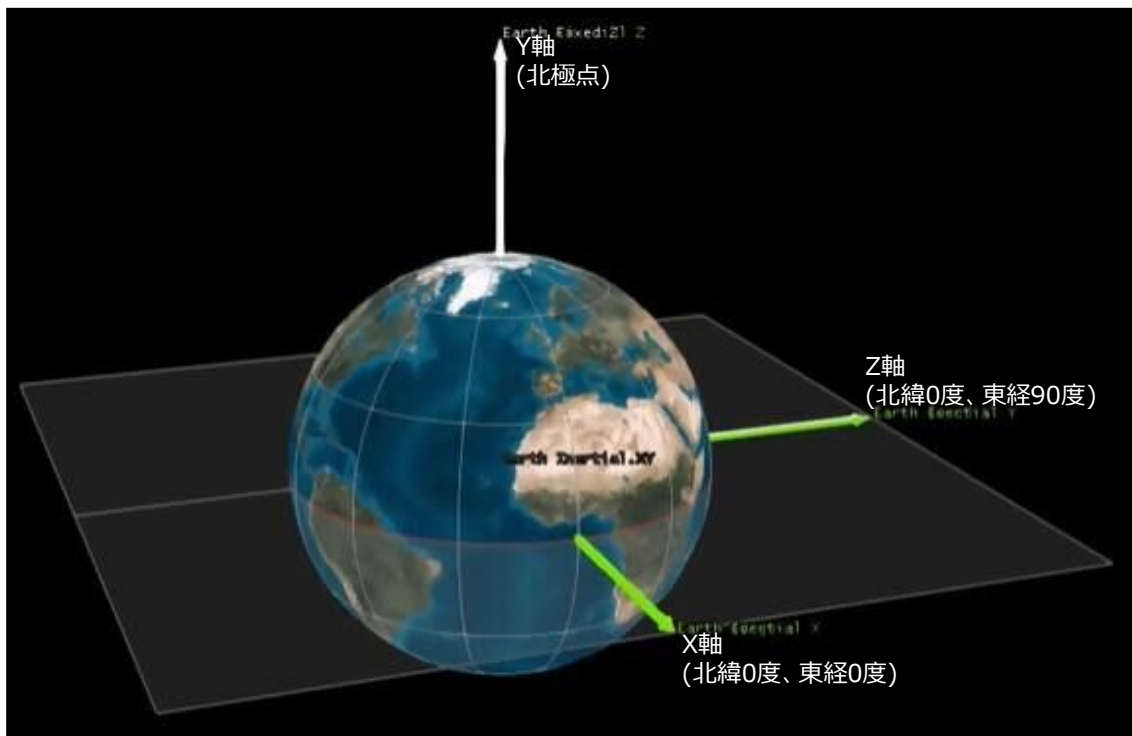


図 35 本シミュレーションにおける ECEF 座標系（出所を基に筆者作成）

（出所：「基礎知識 2. 基準座標系」LSAS Tec）

(https://lsas-tec.co.jp/coordinate_reference_frame (2024 年 3 月 20 日アクセス))

ただし、通常の座標系では右手系を用いるが、本シミュレーションでは諸般の事情により左手系を用いる。そのため、図 35 に示した ECEF 座標系は、通常の右手系における ECEF 座標系と Y 軸と Z 軸が入れ替わっている点に注意されたい。

2 オイラー法によるミサイルの運動方程式の数値解法

ここでは、物体の運動を数値的に解くための方法であるオイラー法を用いたミサイルの運動方程式の解法について説明する。

(1) オイラー法の基本アルゴリズム

ある時刻 t_i におけるミサイルの位置ベクトル、速度ベクトル及び加速度ベクトルをそれぞれ $\mathbf{r}_i$ 、 $\mathbf{v}_i$ 、 $\mathbf{a}_i$ とする。この時、極めて微小な時間 Δt の間は速度及び加速度が変化しないものとみなすと、時刻 t_i から Δt だけ経過した時刻 t_{i+1} における位置ベクトルと速度ベクトルはそれぞれ

$$\mathbf{r}_{i+1} = \mathbf{r}_i + \mathbf{v}_i \Delta t \quad [1]$$

$$\mathbf{v}_{i+1} = \mathbf{v}_i + \mathbf{a}_i \Delta t \quad [2]$$

となる。次に位置 $\mathbf{r}_{i+1}$ 、速度 $\mathbf{v}_{i+1}$ から時刻 t_{i+1} における加速度ベクトル $\mathbf{a}_{i+1}$ を計算すれば、時刻 t_{i+1} における位置 $\mathbf{r}_{i+1}$ 、速度 $\mathbf{v}_{i+1}$ 、加速度 $\mathbf{a}_{i+1}$ から[1]及び[2]式を用いて時刻 t_{i+2} における位置及び速度を計算でき、以後同じ計算を繰り返すことにより各時刻におけるミサイルの位置、速度及び加速度を求めることができる。

(2) ミサイルにかかる加速度の計算

位置ベクトル $\mathbf{r}$ 、速度ベクトル $\mathbf{v}$ のミサイルにかかる重力、抗力、揚力等の各種の力（10ページ参照）によって生じる加速度ベクトル $\mathbf{a}$ は、次のようにして計算する。

ア 重力

重力による加速度ベクトル $\mathbf{a}_{gravity}$ は、地心重力定数を μ とすると

$$\mathbf{a}_{gravity} = -\frac{\mu}{\|\mathbf{r}\|^3} \mathbf{r} \quad [3]$$

で求められる。

イ 空気力及びサイドスラスト推力

ミサイルの位置における大気密度を $\rho(\mathbf{r})$ 、ミサイルの断面積を S 、質量を m 、ロール軸方向の単位ベクトル（以下「ロール軸ベクトル」という。）を $\mathbf{e}_{roll}$ とすると、ミサイルにかかる揚力及び抗力によって生じる加速度ベクトル $\mathbf{a}_{drag}$ 及び $\mathbf{a}_{lift}$ 並びにサイドスラストが発生する推力によって生じる加速度ベクトル $\mathbf{a}_{side_t}$ はそれぞれ次のようになる。

(7) HGV

抗力係数を C_D 、揚力係数を C_L とすると、抗力は速度ベクトルと逆向きに、また揚力は速度ベクトルとミサイルのロール軸ベクトルが張る平面内で速度ベクトルと垂直な方向に作用するため

$$\mathbf{a}_{drag} = -\frac{1}{2m} \rho(\mathbf{r}) S C_D \|\mathbf{v}\| \mathbf{v} \quad [4]$$

$$\mathbf{a}_{lift} = \frac{1}{2m} \rho(\mathbf{r}) S C_L \|\mathbf{v}\|^2 \frac{\mathbf{v} \times (\mathbf{e}_{roll} \times \mathbf{v})}{\|\mathbf{v} \times (\mathbf{e}_{roll} \times \mathbf{v})\|} \quad [5]$$

となる。ここで、抗力係数及び揚力係数はミサイルのマッハ数 M 及び迎角 α によって決まるため、抗力及び揚力による加速度を求めるにはミサイルの姿勢すなわち $\mathbf{e}_{roll}$ を決定する

必要がある。

ここで、抗力係数及び揚力係数について、迎角を α とした時に

$$C_D = A(M)\alpha^2 + B(M)\alpha + C(M)$$

$$C_L = K(M)\alpha$$

が成り立ち、表記が示すように係数 $A(M)$ 、 $B(M)$ 、 $C(M)$ 及び $K(M)$ はミサイルのマッハ数によって自動的に定まるものとする、HGV を揚力 a_{obj} で旋回させたい場合、

$$a_{obj} = \frac{1}{2m}\rho(r)SC_L\|v\|^2 = \frac{1}{2m}\rho(r)SK(M)\alpha\|v\|^2$$

となるので、ミサイルのとりべき迎角は

$$\alpha = \frac{2ma_{obj}}{\rho(r)SK(M)\|v\|^2} \quad [6]$$

で計算できる。また、揚抗比が最大になる迎角 α_{L/D_max} については、揚抗比が最大になるということは揚抗比の逆数が最小になることと同じであるので、揚抗比の逆数をとって α で微分すると

$$\frac{C_D}{C_L} = \frac{A(M)\alpha^2 + B(M)\alpha + C(M)}{K(M)\alpha} = A'(M)\alpha + C'(M)\frac{1}{\alpha} + B'(M)$$

$$\frac{d}{d\alpha}\left(\frac{C_D}{C_L}\right) = A'(M) - \frac{C'(M)}{\alpha^2}$$

が得られ、揚抗比の逆数が最小になる時、これを α で微分したものが0となるため

$$\alpha_{L/D_max} = \sqrt{\frac{C'(M)}{A'(M)}} = \sqrt{\frac{C(M)}{A(M)}} \quad [7]$$

となる。これにより、ミサイルを指定した旋回加速度で旋回させたり、揚抗比が最大となるように旋回させたりする時にとるべき迎角を計算することができる。なお、係数 $A(M)$ 、 $B(M)$ 、 $C(M)$ 及び $K(M)$ については、DSTL の公開している先行研究を基に決定する⁷⁸。

[6]及び[7]式により機体のとりべき迎角 α が定まれば、それによりミサイルのとりべき姿勢が計算できる。ミサイルが発生させたい揚力の方向の単位ベクトルを $\mathbf{e}_{lift}$ とすると、 $\mathbf{e}_{roll}$ は現在のミサイルの速度ベクトル $\mathbf{v}$ を $\mathbf{e}_{lift}$ に向かって角度 α だけ回転させ正規化したものになる。以下、あるベクトル $\mathbf{p}_1$ を回転軸ベクトル $\mathbf{p}_2$ の周りに角度 θ だけ回転させて得られるベクトルを $V_{rot}(\mathbf{p}_1, \mathbf{p}_2, \theta)$ と書くことにすると⁷⁹、 $\mathbf{v}$ を $\mathbf{e}_{lift}$ に向かって回転させる時の回転軸ベクトルは $\mathbf{v} \times \mathbf{e}_{lift}$ となるので、 $\mathbf{e}_{roll}$ は

$$\mathbf{e}_{roll} = \frac{V_{rot}(\mathbf{v}, \mathbf{v} \times \mathbf{e}_{lift}, \alpha)}{\|\mathbf{v}\|} \quad [8]$$

⁷⁸ David Hunter, "UK Hypersonic Glide Vehicle Concept and Performance Assessment" ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY, November 27, 2019, p. 13, <https://www.aerosociety.com/media/12855/8-david-hunter.pdf>

⁷⁹ このようなベクトルの回転については、回転行列やクォータニオンを用いることで回転後のベクトルを求めることができる。

で求めることができる。これにより、ミサイルにある機動を指示した際にとるべき姿勢を計算することができ、[4]及び[5]式から抗力及び揚力が求められる。

(イ) 迎撃ミサイル

a 中間誘導フェーズ

中間誘導フェーズにおいて、迎撃ミサイルが向かうべき予想迎撃点の位置ベクトルを $\mathbf{r}_{PIP}$ とすると、ミサイルは自身の速度ベクトルの向きを $\mathbf{v}$ から $\mathbf{v}' = \mathbf{r}_{PIP} - \mathbf{r}$ に変えるように操舵を行う。この時ミサイルが自身にかけるべき揚力は、 $\mathbf{v}$ と $\mathbf{v}'$ が張る平面内で $\mathbf{v}$ に垂直な方向に作用するため、その時点におけるミサイルの最大旋回加速度を $a_{max_current}$ とすると、

$$\mathbf{a}_{lift} = a_{max_current} \frac{\{\mathbf{v} \times \mathbf{v}'\} \times \mathbf{v}}{\|\{\mathbf{v} \times \mathbf{v}'\} \times \mathbf{v}\|} \quad [9]$$

である。高度ゼロにおける大気密度を ρ_0 とし、迎撃ミサイルが高度ゼロにおいてバーンアウト速度 v_{bout} に達した時点での最大旋回加速度を a_{max_bout} とすると

$$a_{max_current} = a_{max_bout} \frac{\rho(\mathbf{r})\|\mathbf{v}\|^2}{\rho_0 v_{bout}^2}$$

となる。また、迎撃ミサイルの揚抗比を $A_{L/D}$ とすると、抗力については

$$\mathbf{a}_{drag_LD} = -\frac{\|\mathbf{a}_{lift}\|}{\|\mathbf{v}\|A_{L/D}} \mathbf{v} \quad [10]$$

である。ただし、迎撃ミサイルは[10]式で求めた抗力に加えて有害抗力を受ける。ミサイルの有害抗力による加速度ベクトルを $\mathbf{a}_{drag_zero}$ 、ミサイルの半頂角を δ とすると、ミサイルの受ける有害抗力係数は先行研究⁸⁰より

$$C_{D_zero} = \left(0.0016 + \frac{0.002}{M^2}\right) \cdot \delta^{1.7}$$

であるので、有害抗力による加速度は

$$\mathbf{a}_{drag_zero} = -\frac{1}{2m} \rho(\mathbf{r}) S C_{D_zero} \|\mathbf{v}\| \mathbf{v} \quad [11]$$

で求められ、迎撃ミサイルの抗力は[10]式と[11]式から

$$\mathbf{a}_{drag} = \mathbf{a}_{drag_LD} + \mathbf{a}_{drag_zero} \quad [12]$$

となる。

b 終末誘導フェーズ

(a) 空力操舵方式

終末誘導フェーズにおいて、空力操舵方式の迎撃ミサイルがシーカーにより目標の目視線を検出する間隔を Δt_{detect} とし、最後にシーカーが検出した目視線ベクトルを $\mathbf{l}_1$ 、その前に検出した目視線ベクトルを $\mathbf{l}_0$ とすると、目視線の変化率 $\dot{\sigma}$ は

⁸⁰ 丸祐介、小林弘明、本郷素行、佐藤哲也「軸対象キャビティを有するノーズコーンの空力特性」J-STAGE、https://www.jstage.jst.go.jp/article/jjsass/55/641/55_641_304/_pdf (2024年3月20日アクセス)

$$\dot{\sigma} = \frac{1}{\Delta t_{detect}} \cos^{-1} \frac{\mathbf{l}_0 \cdot \mathbf{l}_1}{\|\mathbf{l}_0\| \|\mathbf{l}_1\|}$$

で求められ、迎撃ミサイルの比例航法による航法定数を N とすると、迎撃ミサイルの旋回加速度すなわち揚力の大きさは

$$\|\mathbf{a}_{lift}\| = N \|\mathbf{v}\| \dot{\sigma}$$

となる⁸¹。また、目視線ベクトルが $\mathbf{l}_0$ から $\mathbf{l}_1$ に変化する際、目視線ベクトルはある回転軸ベクトル $\mathbf{a}_{xis}$ の周りに回転移動するように見える。この回転軸ベクトルは

$$\mathbf{a}_{xis} = \mathbf{l}_0 \times \mathbf{l}_1$$

として求められ、この回転軸ベクトルの周りに迎撃ミサイルの速度ベクトル $\mathbf{v}$ を回転させたベクトルが、比例航法により迎撃ミサイルが目指すべき新たな速度ベクトル $\mathbf{v}_{next_term}$ となり、

$$\mathbf{v}_{next_term} = V_{rot}(\mathbf{v}, \mathbf{a}_{xis}, \dot{\sigma} \Delta t_{detect})$$

と表せる。迎撃ミサイルの揚力は2つのベクトル $\mathbf{v}$ と $\mathbf{v}_{next_term}$ が張る平面内で $\mathbf{v}$ と垂直な方向に発生させる必要があるので、揚力ベクトル $\mathbf{a}_{lift}$ については

$$\frac{\mathbf{a}_{lift}}{\|\mathbf{a}_{lift}\|} = \frac{(\mathbf{v} \times \mathbf{v}_{next_term}) \times \mathbf{v}}{\|(\mathbf{v} \times \mathbf{v}_{next_term}) \times \mathbf{v}\|}$$

となり、最終的に

$$\mathbf{a}_{lift} = N \|\mathbf{v}\| \dot{\sigma} \frac{(\mathbf{v} \times \mathbf{v}_{next_term}) \times \mathbf{v}}{\|(\mathbf{v} \times \mathbf{v}_{next_term}) \times \mathbf{v}\|} \quad [13]$$

で求められる。抗力については揚力を求めた後[10]～[12]式により算出する。

なお、航法定数 N については、目視線の変化率に応じて自動的に調整するものとする。最新の見視線の変化率を $\dot{\sigma}_1$ 、その直前に求めた目視線の変化率を $\dot{\sigma}_0$ とする時、 $\dot{\sigma}_0 < \dot{\sigma}_1$ であれば迎撃ミサイルから見た標的ミサイルの動きが次第に大きくなっていることを意味するため、迎撃ミサイルは標的ミサイルの動きに追いつけるように N を大きくして急旋回を行う。逆に $\dot{\sigma}_0 > \dot{\sigma}_1$ であれば、迎撃ミサイルから見た標的ミサイルの動きが小さくなっていることになるため、不必要に大きな旋回を行って運動エネルギーを浪費しないように N を小さくして緩やかな旋回を行う。

(b) サイドスラスター方式

サイドスラスター方式の場合も、迎撃ミサイルが目指すべき新たな速度ベクトル $\mathbf{v}_{next_term}$ を求めるところまでは空力操舵方式の場合と同じである。ここで、 $\mathbf{v}_{next_term}$ と $\mathbf{v}$ の差分が、迎撃ミサイルがサイドスラスターによって与えるべき速度変化となるので、その速度差分ベクトル $\mathbf{a}_{detect}$ を

$$\mathbf{a}_{detect} = \mathbf{v}_{next_term} - \mathbf{v}$$

とおく。今、2組4基のサイドスラスターがそれぞれ機体のピッチ軸及びヨー軸方向に設けられているものとして、ピッチ軸及びヨー軸方向の単位ベクトルをそれぞれ $\mathbf{e}_{pitch}$ 、

⁸¹ 江口弘文『MATLABによる誘導制御系の設計』（東京電機大学出版局、2004年）58頁

e_{yaw} とすると、目的の速度差分ベクトルは

$$i = \frac{\mathbf{a}_{detect} \cdot \mathbf{e}_{pitch}}{\|\mathbf{a}_{detect}\| \|\mathbf{e}_{pitch}\|}$$

$$j = \frac{\mathbf{a}_{detect} \cdot \mathbf{e}_{yaw}}{\|\mathbf{a}_{detect}\| \|\mathbf{e}_{yaw}\|}$$

として

$$\mathbf{a}_{detect} = i\mathbf{e}_{pitch} + j\mathbf{e}_{yaw} + k\mathbf{e}_{roll}$$

のようにサイドスラスターの推力軸方向の成分に分解することができるので、成分の絶対値が大きい側のスラスターを選択して噴射させる。これを間隔 Δt_{detect} で絶えず繰り返すことにより、迎撃ミサイルは目標を追尾し命中することができる。

この時、サイドスラスターの推力の大きさを F_{side_t} とすると、サイドスラスターの推力による加速度ベクトル $\mathbf{a}_{side_t}$ は

$$\mathbf{a}_{side_t} = \begin{cases} \frac{F_{side_t}}{m} \mathbf{e}_{pitch} & [|i| > |j| \text{ かつ } i > 0] \\ -\frac{F_{side_t}}{m} \mathbf{e}_{pitch} & [|i| > |j| \text{ かつ } i < 0] \\ \frac{F_{side_t}}{m} \mathbf{e}_{yaw} & [|i| < |j| \text{ かつ } j > 0] \\ -\frac{F_{side_t}}{m} \mathbf{e}_{yaw} & [|i| < |j| \text{ かつ } j < 0] \end{cases} \quad [14]$$

となる。ただし、[14]式により $\mathbf{a}_{side_t}$ を求めるには、迎撃ミサイルの姿勢すなわち $\mathbf{e}_{pitch}$ 及び $\mathbf{e}_{yaw}$ を決定する必要がある。ここで、迎撃ミサイルのロール軸ベクトルの方向が速度ベクトルと一致し、タイムステップの前後で迎撃ミサイルの速度ベクトルが $\mathbf{v}_0$ から $\mathbf{v}_1$ に、同時にピッチ軸ベクトルが $\mathbf{e}_{pitch_0}$ から $\mathbf{e}_{pitch_1}$ に、ヨー軸ベクトルが $\mathbf{e}_{yaw_0}$ から $\mathbf{e}_{yaw_1}$ に変化したとする。 $\mathbf{v}_0$ と $\mathbf{v}_1$ のなす角を β とすると

$$\beta = \cos^{-1} \frac{\mathbf{v}_0 \cdot \mathbf{v}_1}{\|\mathbf{v}_0\| \|\mathbf{v}_1\|}$$

$$\mathbf{e}_{pitch_1} = V_{rot}(\mathbf{e}_{pitch_0}, \mathbf{v}_0 \times \mathbf{v}_1, \beta)$$

$$\mathbf{e}_{yaw_1} = V_{rot}(\mathbf{e}_{yaw_0}, \mathbf{v}_0 \times \mathbf{v}_1, \beta)$$

として変化後の迎撃ミサイルの姿勢が計算できる。そのため、シミュレーション開始時点において迎撃ミサイルのピッチ軸ベクトル及びヨー軸ベクトルの初期値を与えておけば、タイムステップごとに迎撃ミサイルの姿勢変化を計算することができ、[14]式からサイドスラスターによる加速度が得られる。

なお、サイドスラスターによる操舵を行っている場合には揚力はゼロとなるので考慮せず、抗力は有害抗力を受けるため[11]式により求める。また、空力操舵方式の迎撃ミサイルではサイドスラスターによる推力は発生しないので考慮しない。

ウ ブースターによる推力

ミサイルのブースターの推力の大きさを $F_{booster}$ とすると、ブースターによる推力ベクト

ル $\mathbf{a}_{booster}$ は

$$\mathbf{a}_{booster} = \frac{F_{booster}}{m} \mathbf{e}_{roll} \quad [15]$$

である。

エ 遠心力及びコリオリの力

ミサイルの位置ベクトルと速度ベクトルがそれぞれ

$$\mathbf{r} = (r_x, r_y, r_z)^T$$

$$\mathbf{v} = (v_x, v_y, v_z)^T$$

である時、地球が自転する際の角速度を ω とすると、遠心力及びコリオリの力によって生じる加速度ベクトル $\mathbf{a}_{cen}$ 及び $\mathbf{a}_{cor}$ はそれぞれ

$$\mathbf{a}_{cen} = (r_x \omega^2, 0, r_z \omega^2)^T \quad [16]$$

$$\mathbf{a}_{cor} = (2\omega v_z, 0, -2\omega v_x)^T \quad [17]$$

となる。

(3) 推進剤の消費によるミサイルの質量の減少

ブースターやサイドスラスタを噴射している迎撃ミサイルは、搭載している推進剤を燃焼させてガスとして噴射するため、自身の質量を次第に失って軽くなっていく。そのため、加速度を求めるにはその時点におけるミサイルの質量を知る必要がある。

微小時間 Δt の間に消費される推進剤の質量 Δm は、ブースター又はスラスタの推力を F 、比推力を I_{sp} 、地球の標準重力加速度を g_0 とすると

$$\Delta m = \frac{F \Delta t}{g_0 I_{sp}} \quad [18]$$

となる。そのため、あるタイムステップの間に消費される推進剤の質量を[18]式で求め、それをミサイルの質量から差し引くことで、次のタイムステップ開始時におけるミサイルの質量を計算することができる。

このようにして[3]～[18]式により求めた各種の加速度ベクトルを全て足し合わせることで、位置ベクトル $\mathbf{r}$ 、速度ベクトル $\mathbf{v}$ のミサイルにかかる加速度を求めることができる。
すなわち

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}_{gravity} + \mathbf{a}_{drag} + \mathbf{a}_{lift} + \mathbf{a}_{side_t} + \mathbf{a}_{booster} + \mathbf{a}_{cen} + \mathbf{a}_{cor} \quad [19]$$

である。[19]式により加速度ベクトルが求められれば、[1]及び[2]式から次のタイムステップにおけるミサイルの位置及び速度を決定することができる。

3 等速直線運動アルゴリズムによる予想迎撃点の算出

今、等速直線運動アルゴリズムにおける仮定の下で、標的ミサイルが位置ベクトル $\mathbf{r}_{TGT}$

にあつて速さ v_T の速度ベクトル $\mathbf{v}_{TGT}$ 、迎撃ミサイルが位置ベクトル $\mathbf{r}_{INT}$ にあつて速さ v_I でそれぞれ等速直線運動をしているものとする。標的ミサイルに関しては位置ベクトル $\mathbf{r}_{TGT}$ 、速度ベクトル $\mathbf{v}_{TGT}$ 及びその大きさである速さ v_T が既知である。迎撃ミサイルは、位置ベクトル $\mathbf{r}_{INT}$ については既知であるが、速度については v_I は与えられているものの進行方向は不明の状態である。この条件において、迎撃ミサイルが標的ミサイルとちょうど会合するように迎撃ミサイルの速度ベクトル $\mathbf{v}_{INT}$ を決定し、迎撃ミサイルの進むべき方向を定めたいものとする。標的ミサイル及び迎撃ミサイルの位置及び速度ベクトルに関して

$$\mathbf{r}_{TGT} = (r_{Tx}, r_{Ty}, r_{Tz})^T$$

$$\mathbf{v}_{TGT} = (v_{Tx}, v_{Ty}, v_{Tz})^T$$

$$\mathbf{r}_{INT} = (r_{Ix}, r_{Iy}, r_{Iz})^T$$

$$\mathbf{v}_{INT} = (v_{Ix}, v_{Iy}, v_{Iz})^T$$

のようにそれぞれの成分で書き表し、標的ミサイルと迎撃ミサイルの間の距離を D 、会合までの残り時間を t_{HIT} とする。

まず、 $\mathbf{r}_{INT} - \mathbf{r}_{TGT} = t_{HIT}(\mathbf{v}_{TGT} - \mathbf{v}_{INT})$ であるから

$$\begin{pmatrix} r_{Ix} - r_{Tx} \\ r_{Iy} - r_{Ty} \\ r_{Iz} - r_{Tz} \end{pmatrix} = t_{HIT} \begin{pmatrix} v_{Tx} - v_{Ix} \\ v_{Ty} - v_{Iy} \\ v_{Tz} - v_{Iz} \end{pmatrix}$$

ここで

$$r_{Ix} - r_{Tx} = \Delta x$$

$$r_{Iy} - r_{Ty} = \Delta y$$

$$r_{Iz} - r_{Tz} = \Delta z$$

とおき、 $\mathbf{v}_{INT}$ の成分が未知数であるので、これを他の既知の成分及び t_{HIT} で表すと

$$v_{Ix} = v_{Tx} - \frac{\Delta x}{t_{HIT}}$$

$$v_{Iy} = v_{Ty} - \frac{\Delta y}{t_{HIT}}$$

$$v_{Iz} = v_{Tz} - \frac{\Delta z}{t_{HIT}}$$

となる。 $\mathbf{v}_{INT}$ は不明であるが、その大きさである v_I は既知であることから $v_{Ix}^2 + v_{Iy}^2 + v_{Iz}^2 = v_I^2$ が成り立つので

$$\left(v_{Tx} - \frac{\Delta x}{t_{HIT}}\right)^2 + \left(v_{Ty} - \frac{\Delta y}{t_{HIT}}\right)^2 + \left(v_{Tz} - \frac{\Delta z}{t_{HIT}}\right)^2 = v_I^2$$

が得られる。この式の左辺を展開し、

$$(\Delta x)^2 + (\Delta y)^2 + (\Delta z)^2 = D^2$$

$$v_{Tx}\Delta x + v_{Ty}\Delta y + v_{Tz}\Delta z = \mathbf{v}_{TGT} \cdot (\mathbf{r}_{INT} - \mathbf{r}_{TGT})$$

を用いて整理すると

$$\frac{t_{HIT}^2 v_T^2 + D^2 - 2\mathbf{v}_{TGT} \cdot (\mathbf{r}_{INT} - \mathbf{r}_{TGT})t_{HIT}}{t_{HIT}^2} = v_I^2$$

となり、 $t_{HIT} \neq 0$ であるから変形すると

$$(v_T^2 - v_I^2)t_{HIT}^2 - 2\mathbf{v}_{TGT} \cdot (\mathbf{r}_{INT} - \mathbf{r}_{TGT})t_{HIT} + D^2 = 0 \quad [20]$$

という t_{HIT} に関する二次方程式が得られる。[20]式の二次方程式の全ての係数は既知であるので、解の公式を用いて容易に t_{HIT} を求めることができる。 t_{HIT} が定まれば、迎撃ミサイルが標的ミサイルと会合する点の位置ベクトル $\mathbf{r}_{PIP}$ は

$$\mathbf{r}_{PIP} = \mathbf{r}_{TGT} + t_{HIT}\mathbf{v}_{TGT} \quad [21]$$

で求められ、迎撃ミサイルが向かうべき方向を定めることができる。

ただし、会合が成り立つためには[20]式の二次方程式が正の実数解を持つ必要がある。負の実数解や虚数解しか持たない場合には、迎撃ミサイルと標的ミサイルの位置及び速度関係では物理的に会合が不可能であることを意味する。迎撃ミサイルが発射直後の場合、まだ低速のために[20]式が正の実数解を持たず会合点を求めることができない。そのため、ブースターによる加速中は迎撃ミサイルの速度として実際の速度を使うのではなく、ブースターが燃焼を終了して加速が完了した際の速度、すなわちバーンアウト速度を予測してそれを迎撃ミサイルの速度として[20]式に適用する。ある時点においてミサイルの全質量が m_{total} 、推進剤の質量が $m_{propellant}$ であったとすると、ミサイルのバーンアウト速度の予測値 $v_{bout_predict}$ はツィオルコフスキーの公式⁸²から

$$v_{bout_predict} = v_I + g_0 I_{sp} \ln \left(\frac{m_{total}}{m_{total} - m_{propellant}} \right) \quad [22]$$

と求められるので、ブースターの燃焼中は[22]式で求めた $v_{bout_predict}$ を迎撃ミサイルの速度として用いる。

4 音速の計算

ミサイルの運動を解くために空気力を求めるにあたっては、ミサイルのマッハ数が必要になる。マッハ数はミサイルの速度がその時点における音速の何倍かを表すものであるが、音速は一定ではなく大気の状態により変化する。そのため、ミサイルの速度が同じであっても、マッハ数は大気の状態により異なる値となる。

したがって、シミュレーション中はリアルタイムで音速を求める必要がある。大気中における音速は、理論的には大気の絶対温度によってのみ決まる。すなわち、空気の平均分子量を M_{air} 、比熱比を γ 、気体定数を R 、ミサイルが飛翔している高度における大気の絶対

⁸² ロシアの科学者コンスタンティン・ツィオルコフスキーが導出した公式であり、ロケットの性能を予測するためロケット工学の分野で広く用いられる。

温度を T とすると、その時の音速 v_{sonic} は

$$v_{sonic} = \sqrt{\frac{\gamma RT}{M_{air}}} \quad [23]$$

で計算することができる。したがって、ミサイルのマッハ数は

$$M = \frac{\|v\|}{v_{sonic}} \quad [24]$$

で得られる。なお、[23]式の右辺に現れる項のうち、 M_{air} 、 γ 、 R は既知の定数であり、 T はミサイルの高度から近似大気モデルにより定まる。そのため、ミサイルのマッハ数はミサイルの高度と速度から計算することができる。

ふじわら ゆうすけ

藤原 雄介 防衛技官

（防衛省・元航空研究センター運用理論研究室研究員）

修士（工学）。京都大学工学部工業化学科卒業。同大学院工学研究科修了。航空自衛隊において情報システムの維持管理を行うプログラム幹部として勤務後、奈良先端科学技術大学院大学情報科学研究科修了。自衛隊指揮通信システム隊、幹部学校等の勤務を経て航空研究センター運用理論研究室研究員となり、2024年3月に航空自衛隊を中途退官。同年4月より防衛技官として防衛省において勤務。専門分野は、モデリング&シミュレーションによる分析及び解析。

本レポートにおける見解は、航空自衛隊幹部学校航空研究センターにおける研究の一環として発表する執筆者個人のものであり、防衛省又は航空自衛隊の見解を表すものではありません。