

# تعیین بودجه خطا و CEP راکت کوتاه برد بالستیک زمین به زمین

رامین قاسمی اصل

سیامک اسماعیل زاده خادم

دانشجوی کارشناسی ارشد، بخش مهندسی مکانیک  
دانشگاه تربیت مدرس

استادیار، بخش مهندسی مکانیک  
دانشگاه تربیت مدرس

## چکیده

تحلیل بودجه خطای راکت کوتاه برد بالستیک زمین به زمین بدون کنترل با معلوم بودن شاخص عملکرد راکت مورد بررسی قرار گرفته است. عدم همراستایی خطی و زاویه ای نیروی پیشران، عدم همراستایی بالک، باد، تغییرات وزن سوخت و تغییرات زاویه بالک بعنوان عوامل خطا مورد توجه بوده اند. مدل سازی پرواز راکت توسط برنامه شش درجه آزادی پرواز صورت می پذیرد. حساسیت عوامل خطا روی برد و انحراف سمت راکت مطالعه شده و به جای استفاده از برنامه شش درجه آزادی با کمک نتایج حاصله از بررسی حساسیت راکت به عوامل خطای فوق الذکر، توابعی خطی و غیرخطی برای برد و انحراف سمت راکت ناشی از هر عامل خطا تعریف شده است. با کمک روش مونت کارلو و مشخص بودن شاخص عملکرد راکت، نسبت به تعیین هزینه تولید به ازای بازه های نرناسی عوامل خطا، اقدام و بودجه خطای راکت و مینیمم هزینه تولید محاسبه شده است.

## لغات کلیدی

بودجه خطا، CEP، اغتشاشات باد، عدم همراستایی نیروی پیشران، عدم همراستایی بالک، راکت بالستیک

## *Analysis of Atmospheric, Wind and Aerodynamic Effects on Determination of SRBM Error Budget*

S. Esmailzadeh Khadem

R. Ghasemi Asl

Assistant Professor Dept. of Mech. Eng. Graduate Student Dept. of Mech. Eng.  
Tarbiat Modarres University Tarbiat Modarres University

## Abstract

*Linear and angular thrust malalignment, fin malalignment, wind disturbances, and total impulse fluctuations are considered as error sources in the analysis of the Error Budget of a SRBM (short-range ballistic missile). The rocket is modeled using a 6-degree-of-freedom flight simulation program. A model based on a 5-year meteorological data is developed to evaluate the wind effect on the rocket performance. The aerodynamic coefficients are computed using prediction codes. The sensitivity of the rocket range and cross-track to the error sources are investigated through a developed set of linear and nonlinear functions. These functions provide a better insight for statistical studies in compare with the 6-degree-of-freedom flight simulation program. The MontCarlo method is used to calculate the Error Budget and the minimum production cost of the rocket components for a given CEP (circular-error-probability).*

## ۱- مقدمه

برای تحلیل بودجه خطای راکت، بایستی اثر عوامل خطا روی پرواز راکت مطالعه گردد. اثر عوامل خطا روی پرواز راکت بالاستیک بدون سیستم کنترل از دیدگاه طراحی در مرجع [۱] بر حسب مراحل پرواز راکت ارائه شده و اثر عوامل خطای پراکنندگی زاویه ای راکت مهم ارزیابی شده است.

در کاربردهای عملی برای راکت های آتشباره ای اثر عوامل خطای هدف گیری، عدم همراستائی خطی و زاویه ای نیروی پیشران، عدم همراستائی بالک، باد، بدپرتابی و نابالانسی دینامیکی و استاتیکی به عنوان مهمترین عوامل خطا در پرواز راکت مطرح گردیده است [۲] و [۳]. همچنین در راکت های دارای سیستم هدایت و کنترل عوامل خطای فوق در بررسی بودجه خطا مورد توجه قرار گرفته است [۴]. بدین جهت برای بررسی عوامل خطای مذکور روی پرواز راکت لازم است نسبت به مدلسازی پرواز راکت اقدام و سپس میزان حساسیت هر عامل خطا را در محدوده تعریف شده به دست آورد.

## ۲- شبیه سازی پرواز راکت

شبیه سازی پرواز راکت با کمک برنامه شبیه سازی شش درجه آزادی انجام می شود. برای تحلیل پرواز راکت های بدون کنترل، برنامه جامع شبیه سازی ارائه شده است [۵]. این برنامه با دریافت مشخصات هندسی راکت و تغییر در قسمت متغیر برنامه، پرواز راکت را مدلسازی می کند. قسمت متغیر برنامه شامل مدل آئرو دینامیک، مختصات هندسی، جرمی، نیروی پیشران و سکوی پرتاب می باشد. از طرفی چون هدف از شبیه سازی، مطالعه عوامل خطا می باشد، علاوه بر موارد مذکور بایستی تغییراتی در برنامه اعمال نمود. در این تحقیق این تغییرات شامل وارد نمودن مدل باد، مدل عدم همراستائی بالک، تصحیح معادلات حرکت و مدل تغییرات جرم سوخت به برنامه صورت گرفته است. راکت مورد نظر از نوع بالاستیک کوتاه برد زمین به زمین بدون سیستم هدایت و کنترل است.

## ۳- محاسبات آئرو دینامیکی

ضرایب نیروها و ممان های آئرو دینامیکی تابع هندسه جسم، وضعیت جسم نسبت به جریان، عدد ماخ و عدد رینولدز می باشد. محاسبه ضرایب فوق با استفاده از کدهای سریع و بعضی روش های تحلیلی صورت

پذیرفته است. ضرایب استاتیکی شامل ضرایب نیروی برآ، پسا و ممان بازگرداننده با کمک مرجع [۶] و ضرایب دینامیکی شامل ضرایب نیروها و ممان های استهلاکی، ضریب ممان رول و ممان کاهنده دوران با کمک مرجع [۷] و [۸] محاسبه شده است. شکل (۱) ضریب نیروی پسا را بر حسب زاویه حمله و شکل (۲) ضریب ممان بازگرداننده را بر حسب زاویه حمله در اعداد ماخ ۰، ۲، ۴، ۶ و ۸ نشان می دهد. شکل (۳) مشتق ضریب ممان رول نسبت به زاویه بالک را بر حسب عدد ماخ نشان می دهد. در محاسبه ضریب نیروی پسا، اثر مخروط آتش در زمان روشن و خاموش بودن موتور مورد توجه بوده است.

## ۴- نیروی پیشران

نحوه تغییرات نیروی پیشران بر حسب زمان از طریق نتایج حاصله از تست استاتیک و فیلتر نمودن اطلاعات ثبت شده در قالب یک منحنی بدون اغتشاش جهت محاسبات بعدی به دست آمده است.

## ۵- مدل باد

برای به دست آوردن مدل مناسب باد، از اطلاعات ایستگاه هواشناسی مهرآباد تهران که توسط روانه سازی بالن ثبت شده، بهره گرفته شده است. این اطلاعات در یک دوره پنج ساله برای پنج ماه اول تا پنجم هر سال جمع آوری گردید. اطلاعات فوق در فاصله زمانی ۶۰ ثانیه ثبت شده است. با کمک اطلاعات فوق سرعت و جهت باد تا ارتفاع ۲۰ کیلومتری از سطح زمین بر حسب سرعت و جهت باد سطحی در ارتفاع تهران از طریق مدل آماری ارائه شده است. شکل (۴) و (۵) به ترتیب سرعت و جهت باد را بر حسب سرعت باد سطحی ۲ تا ۳ متر بر ثانیه و جهت باد سطحی صفر تا ۴۵ درجه ارائه می نماید [۹].

## ۶- مدلسازی راکت

با کمک اطلاعات به دست آمده و اعمال تغییرات در قسمت متغیر برنامه، پرواز راکت مدلسازی می گردد. این تغییرات شامل اعمال مدل آئرو دینامیک، تغییرات نیروی پیشران بر حسب زمان، مدل عدم همراستائی بالک، مدل باد، مدل تغییرات جرم سوخت، مشخصات هندسی راکت و تغییرات وزن سوخت و ممان اینرسی بر حسب زمان می باشد. شبیه سازی پرواز راکت از لحظه استقرار راکت

روی پرتاب کننده تا لحظه اصابت آن به هدف با فرض بیضوی بودن زمین، دوران زمین و استفاده از مدل اتمسفر استاندارد صورت می پذیرد. دستگاه معادلات به وسیله روش رانگوتای مرتبه چهار حل می شود. موقعیت چرخشی جسم پرنده از طریق کوارتزینها به دست می آید.

## ۷- مطالعه پارامتری شبیه سازی پرواز

بررسی عوامل خطا روی پرواز راکت در زاویه برد ماکزیمم صورت پذیرفته است. برای هر یک از عوامل خطا با توجه به آزمایشات انجام شده و مسائل تولیدی یک بازه تکرانسی جهت تغییرات هر عامل خطا تعریف شده و در زاویه برد ماکزیمم اثر آن عامل خطا روی برد و انحراف سمت راکت مورد مطالعه قرار گرفته است. عوامل خطای مورد نظر، عدم همراستائی خطی و زاویه ای نیروی پیشران، عدم همراستائی بالک، تغییرات زاویه بالک، تغییرات وزن سوخت، باد (سرعت و جهت) می باشد. شکل (۶) درصد تغییرات وزن سوخت راکت را روی انحراف سمت راکت نشان می دهد. به طور کلی عدم همراستائی خطی و زاویه ای نیروی پیشران، عدم همراستائی بالک روی انحراف سمت راکت اثر داشته، تغییرات وزن سوخت روی برد راکت مؤثر بوده و باد روی برد و انحراف سمت راکت تأثیر عمده ای دارند.

## ۸- بودجه خطا

برای هر یک از عوامل خطای مؤثر در برد و انحراف سمت راکت در محدوده بازترین بازه تغییرات هر عامل خطا (تکرانس)، توابعی خطی و غیرخطی جهت ارتباط بین تکرانس و تغییرات برد و یا انحراف سمت راکت تعریف شده است. این توابع جایگزین برنامه شبیه سازی شش درجه آزادی پرواز گردیده است. شاخص عملکرد راکت به صورت خطای احتمال دایره ای (Circular Error Probability): CEP می شود [۱]:

$$CEP = K\sigma_{tot} \quad (۱)$$

$$\sigma_{tot} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} \quad (۲)$$

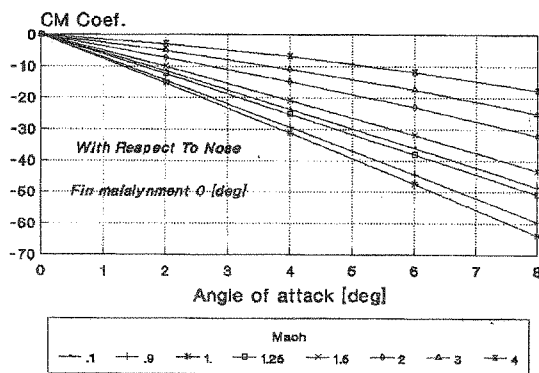
در رابطه (۱) ضریب K تابع  $\sigma_x$  و  $\sigma_y$  بوده [۱] و  $\sigma_x$  جذر مربعات انحراف معیار عوامل خطا در جهت محور x و  $\sigma_y$  جذر مربعات انحراف معیار عوامل خطا در جهت

محور y می باشد. این رابطه در حالتی که عوامل خطا از هم مستقل هستند به کار می رود. برای عوامل خطای عدم همراستائی خطی و زاویه ای نیروی پیشران، عدم همراستائی بالک، تغییرات وزن سوخت در محدوده تکرانسی مشخص تابع توزیع نرمال باتوجه به روش تولید و برای سرعت باد سطحی تابع توزیع ریلی با توجه به رفتار خاص سرعت باد سطحی تعریف شده است. جهت باد سطحی در وضعیتی که بیشترین احتمال وقوع آن وجود دارد مورد توجه قرار گرفته است. در محدوده تکرانسی هر عامل خطا، توابع هزینه تولید استخراج شده و با کمک روش مونت کارلو مسأله بودجه خطا با حضور عوامل خطا و مشخص بودن شاخص عملکرد به دست آمده است. در انجام این عملیات تابع مولد اعداد تصادفی، آن اعداد را به صورت یکنواخت تولید می کند تولید مجازی محصول در هر بازه تکرانسی اولیه و پله های تکرانسی تعریف شده بنا به محدودیت های تولید انجام می شود. برای این منظور در یک بازه تکرانسی می توان با یک مولد عدد تصادفی احتمال وقوع را به دست آورد. سپس با کمک احتمال وقوع و تابع توزیع آماری هر عامل خطا، مقدار تکرانس هر عامل خطا را به دست آورد. این کار برای تمام پله های تکرانسی صورت می پذیرد. تعداد نمونه گیری مجازی در هر مرحله ۱۰۰۰ محصول مجازی برای هر عامل خطا در پله تکرانسی مربوطه می باشد. با کمک محصول های مجازی تولید شده برای هر بازه تکرانسی اولیه و پله های تکرانسی مربوطه از روی توابع عملکرد پارامترهای خطا، مقادیر برد و انحراف سمت راکت به دست می آید. سپس مقادیر انحراف معیار در هر بازه تکرانسی و پله های تکرانسی در جهت برد و انحراف سمت محاسبه شده و شاخص عملکرد راکت تعیین می شود. با کمک شاخص عملکرد تابع هزینه تولید هر عامل خطا، مجموعه تکرانسی که کمترین هزینه تولید و شاخص عملکرد مشخص و یا کمتر از آن را به ما ارائه کند راه حل مسأله خواهد بود. زمان اجرای این عملیات با طراحی سطوح پاسخ مناسب کوتاه گردیده است. شکل (۷) برای  $CEP = ۲۲۰۰$  مقادیر کمترین هزینه تولید را با (۵، ۱۰، ۲۰، ۲۵ و ۵۰) پله تکرانسی هر عامل خطا با حضور اثر باد دائم روی راکت نشان می دهد. نتایج نشان می دهد که با حضور باد دائم در سیستم، به CEP کمتر از ۱۸۷۰ متر نمی توان دست یافت. هرگاه اثر باد به نحوی از سیستم حذف گردد، در بازترین پله های تکرانسی هر عامل خطا، به CEP حدود

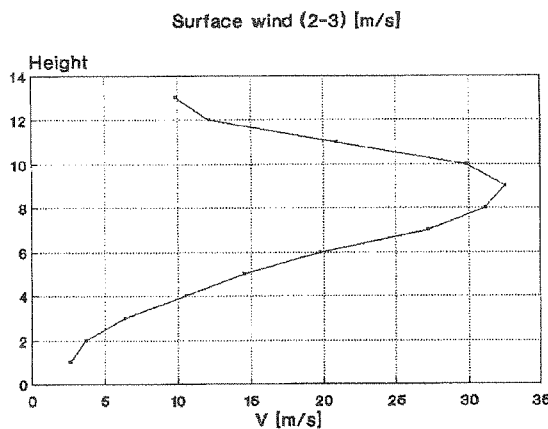
۲- در یک شاخص عملکرد مشخص هر چند کاهش پله های تکرانسی باعث کاهش هزینه تولید می شود، اما این کاهش پله تکرانسی از حد مشخصی به بعد تأثیر چندانی روی مینیمم هزینه تولید ندارد.

۳- سهم عمده و تعیین کننده روی شاخص عملکرد، اثر باد دائم روی سیستم می باشد. اگر به نحوی بتوان اثر باد را حذف (روانه سازی بالن در هنگام شلیک راکت و اعمال نتایج آن برای محاسبه زاویه شلیک مناسب) و یا کاهش داد (استفاده از باد میانگین سطحی در تعیین زاویه شلیک) می توان به CEP های کمتر دست یافت.

۴- استفاده از سطوح پاسخ مناسب، فوق العاده در تقلیل زمان دستیابی به نتایج حاصله از اجرای برنامه کامپیوتری بودجه خطا مؤثر می باشد.



شکل (۲) ضریب ممان بازگرداننده بر حسب زاویه حمله با زاویه عدم همراستایی بالک صفر درجه



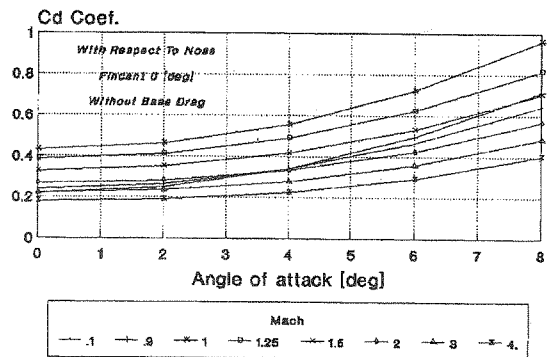
شکل (۴) سرعت باد میانگین بر حسب ارتفاع برای باد سطحی (۲ تا ۳) متر بر نایبه

۱۳۵۰ متر خواهیم رسید. شکل (۸) برای  $CEP = 900$  مقادیر کمترین هزینه تولید را با (۱۰،۵ و ۲۰) پله تکرانسی هر عامل خطا بدون حضور باد نشان می دهد. لازمه دستیابی به CEP های کمتر، کاهش پله های تکرانسی و با لا رفتن هزینه تولید بوده که این مسأله همراه با محدودیت های تولیدی در یک مرز مشخص محدود می شود.

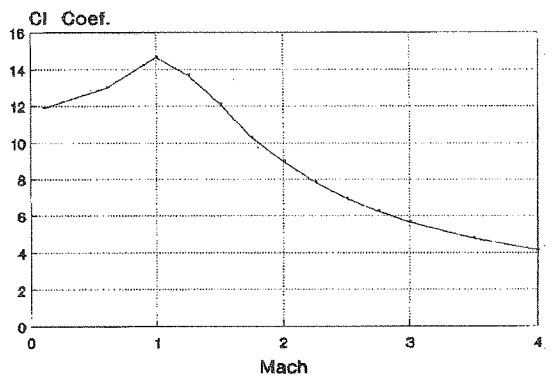
## ۹- نتیجه گیری

از این تحقیق نتایج زیر حاصل شده است:

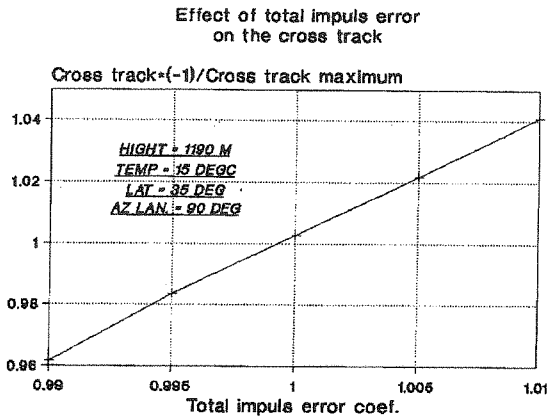
۱- عوامل خطای عدم همراستایی خطی و زاویه ای نیروی پیشران، عدم همراستایی بالک روی انحراف سمت راکت مؤثر بوده در حالی که تغییرات وزن سوخت روی برد و اثر باد روی برد و انحراف سمت راکت تأثیر قابل ملاحظه ای دارند.



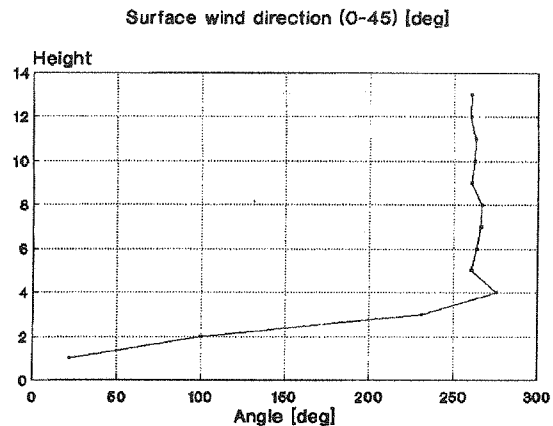
شکل (۱) ضریب نیروی پسا بر حسب زاویه حمله با زاویه بالک صفر درجه



شکل (۳) مشتق ضریب ممان رول نسبت به زاویه بالک

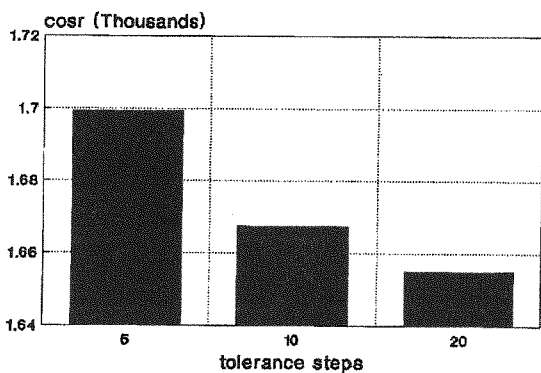


شکل (۶) اثر وزن سوخت روی انحراف سمت راکت

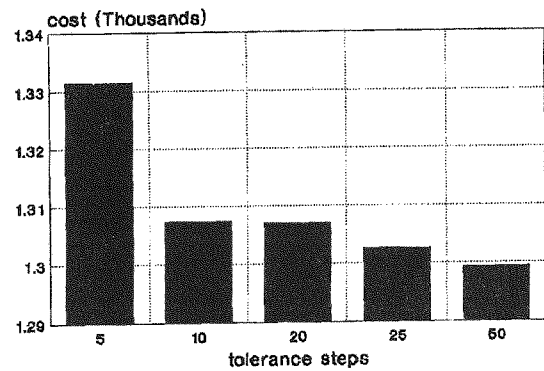


شکل (۵) جهت باد میانگین بر حسب ارتفاع برای جهت باد سطحی (۰ تا

۴۵) درجه



شکل (۸) هزینه تولید بر حسب پله های تoleransi برای CEP = ۹۰۰ متر بدون حضور اثر باد



شکل (۷) هزینه تولید بر حسب پله های تoleransi برای CEP = ۲۲۰۰ متر در حضور اثر باد دائم

## منابع

- [1] "Engineering Design Handbook", Ad840582, 1968.
- [2] Molitz, H., "Perturbation Effects on Rockets", AGARD CP-10, PP. 171-180, 1966.
- [3] Knoche, H.G., & Gregoriou, G., "Aeroballistic Optimization of Unguided Rockets", AIAA Paper 78-114, 1987.
- [4] Gregoriou, G., "CEP Calculations for a Rocket With Different Control Systems", AIAA Journal, Vol.11, No.13, PP. 193\_197, May-June 1988.
- [5] Radmehr, A., "6-Degree-of-Freedom Flight Simulation for Unguided Ballistic Missile", SANAM Graduate Institute, 1994.
- [6] Washington, W.D., "Computer Program for Estimating Stability Derivatives of Missile Configurations", TR.RD-76-25, 1976.
- [7] "USAF Stability and Control DATCOM", Mc Donnell Douglas Corporation, Oct., 1978.
- [8] Nielsen, J.N., "Missile Aerodynamics", Nielson Engineering and Research, Inc., 1988.
- [9] Ghasemi Asl, R., "Analysis of Atmospheric, Wind, and Aerodynamic Effects on Determination of SRBM Error Budget", MSc. Thesis, Tarbiat Modarres University, 1995.