

# بررسی و تحلیل آئرو دینامیکی یک جسم بالستیک با استفاده از نرم افزار شبیه ساز

محمد رضا مقومی<sup>۱\*</sup>، علی کاهید باصری<sup>۲</sup>

۱- مربی (دانشجوی دکتری)، گروه مهندسی مکانیک، موسسه آموزش عالی دانش پژوهان پیشرو، اصفهان، ایران  
 ۲- دانش آموخته کارشناسی مهندسی مکانیک، گروه مهندسی مکانیک، موسسه آموزش عالی دانش پژوهان پیشرو، اصفهان، ایران  
 moghoomi@yahoo.com \*

## چکیده

اجسام بالستیک در مدت زمان حرکت در سطوح مختلف پروازی می‌توانند نیروهای متنوعی را تحمل نمایند که بستگی به مقاومت ناشی از استحکام در قسمت های متفاوت جسم مورد نظر در زمان طراحی و ساخت آنها می‌باشد. از جمله نیروهای ناشی از معادلات آیرودینامیکی می‌توان به نیروی برآ و نیروی پسا، اشاره کرد. این دو نیرو به مشخصه‌هایی نظیر زاویه حمله بستگی دارند. در این مقاله یک موشک بالستیک شهاب ۳ ساخت ایران به عنوان نمونه، پس از شبیه سازی توسط نرم‌افزار نجم مورد بررسی قرار گرفت. این نرم‌افزار برای تحلیل اجسام بالستیک قابل استفاده است. این کار در دو مرحله، یک بار با زاویه حمله ۲ درجه و بار دیگر با زاویه حمله ۸ درجه مورد تحلیل واقع شد. پس از بررسی‌های صورت گرفته مشخص شد که در زاویه حمله ۲ درجه نیروهای ایجاد شده در بدنه جسم بالستیک هیچ گونه فشار و تنش بحرانی ایجاد نمی‌کند اما در زاویه حمله ۸ درجه از طول ۸ متری از نوک جسم، فشار جانبی آغاز شده و در ناحیه انتهایی به نقطه بحرانی می‌رسد که با واقعیت انطباق دارد. همچنین نسبت ضریب برآ به ضریب پسا که از مشخصه‌های تحلیل آیرودینامیکی محسوب می‌شود، برای زاویه ۲ درجه بسیار مناسب‌تر است.

## کلیدواژگان

زاویه حمله، ضریب پسا، ضریب برآ، بالستیک.

## Investigation of the Aerodynamic Analysis of a Ballistic Body Using Simulator Software

Mohammad Reza Moghoomi<sup>1\*</sup>, Ali Kahidbaseri<sup>2</sup>

1- Department of Mechanical Engineering, Daneshpajooohan Higher Education Institute, Isfahan, Iran.  
 2- BSc Eng., Faculty of engineering, Daneshpajooohan Higher Education Institute, Isfahan, Iran.  
 \*(moghoomi@yahoo.com).

## Abstract

During movement in different flying levels, ballistic objects can endure various forces, which depend on the strength of different parts of the intended body at the time of their design and manufacturing. Among the forces resulting from aerodynamic equations, lift and drag forces could be noted. These two forces depend on characteristics such as the angle of attack. In the present paper, a Shahaab-3 ballistic missile (manufactured in Iran) has been evaluated by simulating in the software Najm. This software can be used to analyze the ballistic objects. This work were analyzed in two stages, once with the attack angle of 2 degree and once again with the angle equal to 8 degree. After performing the investigations, it was determined that in the attack angle of 2 degree the forces created in the body of ballistic object do not develop any critical pressure or tension. However, in the attack angle of 8 degree, the lateral pressure starts from the length of 8 m from the object's tip and it reaches the critical point in the end area, which complies with reality. Moreover, the lift-to-drag coefficient ratio that is considered as a characteristic of aerodynamic analysis is much more suitable for angle of 2 degree.

## Keywords

Angle of attack, Drag coefficient, Lift coefficient, ballistic.

## ۱- مقدمه

موشک‌های بالستیک به موشک‌هایی می‌گویند که تا ارتفاع بسیار بالایی اوج می‌گیرند (که این قسمت راه با موتور روشن انجام می‌شود) و مابقی راه را با استفاده از نیروی جاذبه زمین به سمت هدف می‌روند که مانند یک سقوط آزاد البته با هدایت صحیح است. برخی از موشک‌های بالستیک حتی از جو زمین نیز خارج می‌شوند و با استفاده از یک ماشین ورود مجدد (RV) به جو باز می‌گردند که برد بسیار بالایی دارند. موشک‌های بالستیک از لحاظ برد به ۵ گروه زیر تقسیم می‌شوند:

۳- موشک بالستیک میان برد با میزان برد ۸۰۰ تا ۲۳۹۹ کیلومتر

۴- موشک بالستیک دوربرد با میزان برد ۲۴۰۰ تا ۵۴۹۹ کیلومتر

۵- موشک بالستیک قاره پیما با میزان برد ۵۵۰۰ کیلومتر به بالا

در خصوص موشک‌های با کاربرد متفاوت علی‌الخصوص بالستیک، پژوهش‌های زیادی صورت گرفته است.

۱- موشک جنگی کوتاه برد با میزان برد ۱۵۰ کیلومتر

۲- موشک بالستیک کوتاه برد با میزان برد ۱۵۰ تا ۷۹۹ کیلومتر

روش تحقیق در این مقاله، ابتدا بررسی روابط و معادلات حاکم بر حرکت موشک، سپس استفاده از نوک افزار نجم برای شبیه سازی حرکت موشک و تحلیل هیدروپدینامیکی آن می باشد.

## ۲- موشک شهاب ۳:

شهاب ۳ در ادامه روند توسعه موشک‌های شهاب ۱ و ۲ با رویکرد اعمال تغییرات طراحی در سامانه‌های مختلف به وجود آمد. شباهت‌های زیادی از نظر فناوری بین شهاب ۲ و ۳ وجود دارد، اما شهاب ۳ به لحاظ فناوری به کار رفته در سامانه هدایت موشکی از آن دو پیشرفته‌تر است. شکل ۱ دو نمونه از موشک شهاب ۳ را نشان می‌دهد.



شکل ۱ شهاب ۳ و شهاب بی‌۳ در نمای روبه رو

جدول ۱ نشان دهنده‌ی مشخصات کلی موشک شهاب ۳ می‌باشد.

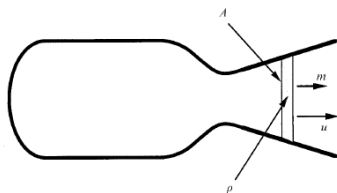
جدول ۱ مختصات موتور خانواده موشک‌های شهاب ۳

نوع موشک	شهاب-۳	قدر-۱	قدر-۲
حداکثر طول (متر)	~16.0	~17.0	~20.5
طول موشک غیر مسلح (متر)	~11.5	~13.5	~17.0
قطر (متر)	1.25	1.25	1.25
جرم سوخت (کیلوگرم)	12.912	14.090	18790
نوع سوخت	UDMH/AK-27	UDMH/AK-27	UDMH/AK-27
نوع موتور	Isayev n.n. (1)		
Thrust s.l. (کیلو نیوتن)	284.4	284.4	284.4
Thrust vac (کیلو نیوتن)	313.8	313.8	313.8
$\frac{N.S}{Kg}$ Isp s.l.	2422	2422	2422

منون او همکار وی [۱] در سال ۲۰۰۱ در پژوهشی به تحلیل موشک های با هدایت خودکار پرداخته اند. در این پژوهش نتایج حاصله با استفاده از یک شبیه سازی شش درجه آزادی موشک، مورد تحلیل قرار گرفته است. آنها اعتقاد داشتند که با این تحلیل بتوانند در کاهش وزن موشک‌ها و تلفات انسانی موثر واقع شوند. گانگ چن [۲] در مقاله‌ای [۲] معادلات مشتق شده از بولتزمن را مورد تحلیل قرار داد و نتیجه گیری کرد که معادلات به‌دست آمده از قانون فوریه و کاتنیو، تقریب بهتری برای انتقال حرارت می‌باشد. کریستیانسن و جاستین کرا [۳] در تحقیقی پیرامون معادلات محدود بالستیک برای محافظت از فضاپیما [۳]، معادلات قابلیت عملکرد بالستیک را در خصوص سیستم حفاظت کننده در ایستگاه فضایی بین المللی مورد تحلیل قرار دادند و روش هایی را برای بهبود عملکرد معرفی نموده اند. اوزان تکین لپ [۴] نیز در تحقیقی در خصوص شبیه‌سازی آنیلینگ برای بهینه سازی موشک‌ها [۴]، گسترش روش ها و تکنیک‌های فرمولی، اقدامات موثری در فرموله کردن بهینه‌ترین مسیر موشک در سه مرحله حرکت موشک و تخمین برنامه‌ی خنک‌سازی آن پیشنهاد نمود. گانا و هافمن [۵] در تحقیقی در خصوص شرایط هندسی برای بالستیک و حرکت کنترلی چشمی [۵] به این نتیجه رسیده‌اند که حرکت بالستیک مستقل از مدت زمان حرکت بوده و از یک الگوی سه بخشی در الگوی شتاب موج سینوسی تبعیت می‌کند. دیوید ریدل [۶] و همکاران وی [۶] در رابطه با بهینه‌سازی سیستم موشک‌های با سوخت مایع توسط الگوریتم ژنتیک در پژوهش خود عوامل موثر سرعت در آئروپدینامیک حرکت موشک را در شرایط مختلف بررسی و بهینه‌ترین حالت را در طراحی‌ها ارائه نموده‌اند. چارلز [۷] در سال ۲۰۰۹ تحقیقات مناسبی را در رابطه با استفاده از پلاسما برای نیروی محرکه‌ی فضاپیما انجام داد [۷]. در این تحقیق اصول تخلیه پلاسما اعمال شده جهت تامین نیروی محرکه‌ی فضاپیما مورد بررسی قرار گرفته است. اریک مورو [۸] در ۲۰۰۶ در پژوهشی در خصوص استفاده از دیسک پلاسما در هوانوردی [۸]، به این نتیجه دست یافت که مزایای استفاده از مواد پلاسما در وسایل پرنده دارای مزایایی نظیر: نیرومندی سیستم، سادگی، مصرف پایین انرژی، و توانایی در کنترل زمان می‌باشد. رایس [۹] در ۲۰۰۳ در تحقیقی پیرامون بررسی شتاب جریان آیرودینامیکی با استفاده از اثرات الکتروپدینامیکی [۹]، با بررسی فضای تخلیه پلاسما معتقد است که اگر بال و بدنه هواپیما با لایه نازکی از پلاسما پوشش داده شود تخلیه الکتریکی در لایه مرزی موثر بوده و باعث شتاب آیرودینامیکی قابل توجهی خواهد شد. شهاب ۳، یک موشک بالستیک میان‌برد سوخت مایع تولید ایران است که بر اساس موشک نودونگ طراحی شده است. طراحی این موشک به پروژه‌ی مشترک موشک‌های بالستیک ایران و کره‌شمالی در دهه ۱۹۸۰ باز می‌گردد که موشک دوربرد نودونگ در جریان آن تولید شد. نخستین نسخه شهاب ۳ در تابستان سال ۲۰۰۳ وارد خدمت رسمی در نیروهای مسلح ایران شد. برد این موشک با کلاهک ۱۲۰۰ کیلویی تا ۱۳۰۰ کیلومتر، با کلاهک ۱ تنی تا ۱۵۰۰ کیلومتر و با کلاهک ۸۰۰ کیلویی تا ۱۷۰۰ کیلومتر اعلام شده است.

1. P.K. Menon
2. Gang Chen
3. Eric L. Christiansen, Justin H. Kerr
4. Ozan Tekinalp
5. GANA & ERROL R. HOFFMANN
6. David B. Riddle
7. C Charles
8. Eric Moreau
9. J. Reece Roth

نقطه خاص از نازل بر حسب متر بر ثانیه و A سطح مقطع عرضی بر حسب متر مربع می‌باشند. شکل ۲ دبی جرمی در نازل یک موشک را نشان می‌دهد.



شکل ۲ دبی جرمی در نازل [1]

برای محاسبه سرعت خروجی موثر، شرط  $p_e = p_a$  انبساط پهنه می‌باشد. از این رو هنگامی که سیال تا فشار محیط انبساط یابد رانش موشک برای شرایط اتاق و مساحت گلوگاه مفروض بیشینه خواهد شد. سرعت خروجی موثر شامل سرعت خروجی حقیقی و فشار اتمسفر و فشار سیلان خروجی می‌شود. سرعت خروجی موثر، سرعت دبی جرمی در زمانی که در سیلان خروجی ترکیب می‌شود واقعی می‌باشد که از رابطه (۴) قابل دستیابی است.

$$v_e = u_e + (p_e - p_a) \dot{m} A_e \quad (4)$$

بر اساس رابطه (۴)،  $v_e$ ، سرعت خروجی موثر بر حسب متر بر ثانیه،  $u_e$  سرعت خروجی حقیقی بر حسب متر بر ثانیه،  $p_e$  فشار صفحه‌ی خروجی بر حسب نیوتن بر متر مربع،  $p_a$  فشار محیط بر حسب نیوتن بر متر مربع و  $A_e$  مساحت صفحه‌ی خروجی بر حسب متر مربع می‌باشند. تسلفسکی با استفاده از قانون سوم نیوتن که همان قانون عمل و عکس العمل می‌باشد نیروی پیشران را به صورت رابطه‌ی (۵) بیان می‌کند [۹]

$$F_R = \dot{m} v_e \quad (5)$$

در رابطه‌ی (۵)،  $F_R$ ، نیروی پیشران بر حسب نیوتن است.

جدول ۲ دما و سرعت خروجی موثر برای پیشران‌های مختلف [۹].

Oxidant	Fuel	Ratio <sup>(4)</sup> (O/F)	T <sub>c</sub> (K)	Density (mean)	C* (ms <sup>-1</sup> )	V <sub>c</sub> (ms <sup>-1</sup> )
O <sub>2</sub>	H <sub>2</sub>	4.83	3.251	0.32	2386	4550
O <sub>2</sub>	RPI <sup>(1)</sup>	2.77	3.701	1.03	1783	3580
F <sub>2</sub>	H <sub>2</sub>	9.74	4.258	0.52	2530	4790
N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	MMH <sup>(2)</sup>	2.37	3.398	1.20	1724	3420
N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> +U DMH <sup>(3)</sup>	2.15	3.369	1.20	1731	3420

(1) RPI is a hydrocarbon fuel with hydroden/carbon ratio 1.96, and density 0.81.  
 (2) MMH is monomethyl hydrazine.  
 (3) UDMH is unsymmetrical dimethyl hydrazine.  
 (4) The mixture ratios are optimized for for expansion from 6.8 bar to vacuum.

همچنین شکل ۳ سرعت خروجی، دما و وزن مولکولی ترکیبات پیش ران های گوناگون را نشان می‌دهد.

isp vac (نیوتن ثانیه بر کیلوگرم)	2672	2672	2672
حداکثر زمان سوزش موتور (ثانیه)	120	120	160
حداکثر ضربه ویژه موتور (مگانیوتن ثانیه)	34.5	37.6	50.2

### ۳- روابط و معادلات حاکم بر حرکت موشک

ابتدا اندازه حرکت یک بعدی استاتیکی رانش موشک ساکنی را که به طور شیمیایی کار می‌کند را مورد بررسی قرار می‌دهیم. برای سادگی فرض می‌شود که این جریان یک بعدی و سیال خروجی پیوستار است [۱۰].

$$\sum F_x = \frac{d}{dt} \int_{cv} \rho u_x dv + \int_{cs} u_x dm \quad (1)$$

که در رابطه‌ی (1)  $F_x$ ، مولفه‌ی نیرو در جهت x بر حسب نیوتن،  $\rho$  چگالی سیال بر حسب کیلوگرم بر مترمکعب و  $u_x$  مولفه‌ی سرعت سیال در جهت x بر حسب متر بر ثانیه،  $v$  حجم بر حسب مترمکعب و  $\dot{m}$  دبی جرمی جریان (برای جریان خروجی مثبت) بر حسب کیلوگرم می‌باشند. پیش‌ران‌ها به صورت مخلوط وارد محفظه احتراق شده و مشتعل می‌شوند. گازهای تولید شده که توسط انرژی شیمیایی گرم شده، محترق شده و از طریق نازل منبسط می‌شوند. سرعت خروجی حقیقی می‌تواند از معادله تساوی انرژی جنبشی گاز خروجی با تغییرات آنتالپی (معادله ۲) به دست آید [۹].

$$U_e^2 = 2C_p(T_c - T_e) \quad (2)$$

$$U_e^2 = \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \frac{RT_c}{m_m} \left[ 1 - (p_e/p_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]$$

در معادله‌ی (۲)  $U_e$ ، سرعت خروجی حقیقی بر حسب متر بر ثانیه،  $C_p$  گرمای ویژه در فشار ثابت بر حسب ژول بر کیلوگرم درجه کلوین،  $T_c$  دمای گاز در محفظه احتراق بر حسب درجه سانتیگراد،  $T_e$  دمای گاز در صفحه‌ی خروجی نازل بر حسب درجه سانتیگراد،  $\gamma$  نرخ گرمای ویژه گازهای خروجی در فشار ثابت و حجم ثابت بر حسب ژول بر کیلوگرم درجه کلوین، R ثابت گازها و  $m_m$  وزن مولکولی گازهای خروجی،  $p_e$  فشار گاز در صفحه‌ی خروجی نازل بر حسب نیوتن بر متر مربع و  $p_c$  فشار گاز در محفظه احتراق بر حسب نیوتن بر متر مربع می‌باشند. نرخ دبی جرمی از طریق شرایط محفظه احتراق و نازل تعیین می‌شود. نرخ دبی جرمی از اختلاف فشار بین محفظه احتراق و صفحه‌ی خروجی نازل به دست می‌آید [۹].

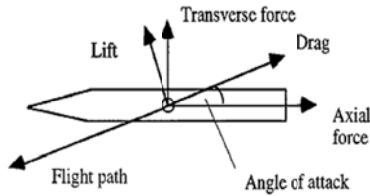
$$\dot{m} = \rho A U$$

$$\dot{m} = \rho A \left\{ \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \frac{RT_c}{m_m} \left[ 1 - (P/P_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

در رابطه‌ی (۳)  $\dot{m}$ ، نرخ دبی جرمی بر حسب کیلوگرم بر ثانیه،  $\rho$  چگالی در هر نقطه‌ی خاص از نازل بر حسب کیلوگرم بر مترمکعب، U سرعت در هر

$$F_l = C_l \frac{1}{2} \rho U^2 A_f \quad (10)$$

در رابطه‌ی (۱۰) نیروی برآ بر حسب نیوتن و  $C_l$  ضریب لیفت می‌باشند. شکل (۴) نیروهای آیرودینامیکی موثر بر بدنه یک موشک در حال حرکت را نشان می‌دهد [۱۰].



شکل ۴ نیروهای آیرودینامیکی فعال روی یک موشک [۱۰].

همچنین، تغییرات جاذبه‌ی گرانشی را بر حسب فاصله از سطح زمین با استفاده از قانون گرانش نیوتن می‌توان به دست آورد.

$$g = g_e \left( \frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 \quad (11)$$

در رابطه‌ی (۱۱)  $g$  شتاب گرانش موضعی و  $g_e$  شتاب گرانش در سطح زمین  $R_e$  شعاع زمین بر حسب متر و  $h$  فاصله از سطح زمین بر حسب متر باشند. لزوم استفاده از سرعت لحظه‌ای به دست آوردن شتاب لحظه‌ای و ارتفاع ماکزیمم و ارتفاع مینیمم و موارد دیگر می‌باشد. با استفاده از تعریف  $U_e$  در معادله‌ی (۴) خواهیم داشت:

$$du = -v_e \frac{dM}{M} - \frac{D}{M} dt - g \cos \theta dt \quad (12)$$

که در رابطه‌ی (۱۲)  $\theta$  زاویه‌ی بین  $g$  و  $u$  (سرعت لحظه‌ای بر حسب متر بر ثانیه) می‌باشند. برای محاسبه سرعت موشک در زمان نبود پسا و گرانش، با انتگرال‌گیری از معادله‌ی (۱۲) با فرض ثابت بودن  $U_e$  خواهیم داشت:

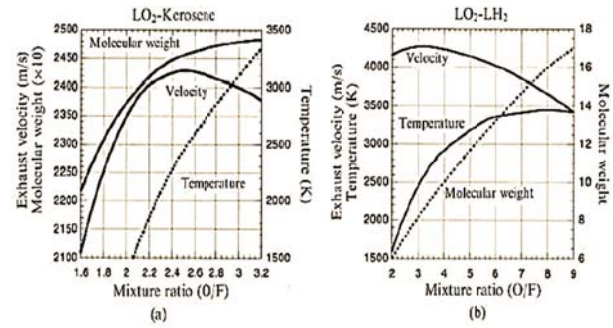
$$\Delta U = v_e \ln \frac{M_0}{M_b} = v_e \ln R \quad (13)$$

که در رابطه‌ی (۱۳)  $M_0$  جرم اولیه بر حسب کیلوگرم،  $M_b$  جرم موشک در پایان دوره‌ی رانش بر حسب کیلوگرم و  $R$  نسبت جرم که بی‌بعد می‌باشد.

برای یافتن ارتفاع بیشینه موشک‌های تک مرحله‌ای، با تساوی قرار دادن انرژی جنبشی جرم در لحظه‌ی خاموشی  $M_b$  و تغییر انرژی پتانسیل بین آن نقطه و ارتفاع بیشینه خواهیم داشت [۱۰].

$$h_{max} = \frac{u_e^2 (\ln R)^2}{2g_e} - u_e t_b \left( \frac{R}{R-1} \ln R - 1 \right) \quad (14)$$

در رابطه‌ی (۱۴)  $t_b$  مدت زمان روشن بودن موتور بر حسب ثانیه می‌باشد. جرم کل هر طبقه‌ی موشک را مجموعی از چند بخش می‌توان در نظر گرفت. مهم‌ترین بخش در بین آن‌ها جرم محموله  $M_l$  است. معمولاً جرم لازم برای



شکل ۳ سرعت خروجی، دما و وزن مولکولی برای ترکیبات پیشران‌های مختلف [۱۰]

همچنین از رابطه (۶) می‌توان سرعت موشک را بدون در نظر گرفتن گرانش محاسبه کرد. سرعت با زمان تحت تاثیر سوختن پیشران افزایش می‌یابد.

$$V = v_e \log \frac{M_0}{M} \quad (6)$$

در رابطه‌ی (۶)  $M_0$  و  $M$  معلوم است و با جای گذاری  $v_e$  سرعت خروجی موثر بر حسب متر بر ثانیه، سرعت موشک به دست می‌آید. اما، مقدار ضربه ویژه در واحد جرم پیشران بر اساس رابطه ۷ قابل دست‌یابی است.

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_e} \quad (7)$$

در رابطه‌ی ۷،  $I_{sp}$  ضربه ویژه بر حسب  $\frac{1}{s}$ ،  $g_e$  شتاب گرانش بر حسب متر بر مجذور ثانیه،  $M_p$  جرم کل سوخت خروجی بر حسب کیلوگرم می‌باشند. در موشک‌های شیمیایی از آن‌جا که غالباً بخش زیادی از جرم کل را جرم پیشران تشکیل می‌دهد، دارا بودن ضربه‌ی ویژه‌ی کاملاً زیاد مناسب به نظر می‌رسد بنابراین ضربه‌ی ویژه‌ی بیشینه به معنای بهترین عملکرد موشک نیست. از طرفی، چگالی جو در حین دوره‌ی رانش موشک به میزان چشم-گیری ممکن است تغییر کند. تغییرات چگالی بر حسب ارتفاع به طور تقریبی بر اساس رابطه ۸ به دست می‌آید [۱۰].

$$\rho(h) = a \cdot \exp(-bh^{1.5}) \quad (8)$$

که در رابطه‌ی (۸)  $a$ ،  $b$  و  $\rho$  چگالی موضعی هوا بر حسب کیلوگرم بر مترمربع و  $h$  ارتفاع از سطح زمین بر حسب متر می‌باشند.

با توجه به این که، مقاومت جو در مقابل عبور موشک را نیروی پسا می‌باشد. ضریب پسا را از طریق اطلاعات تجربی به دست آورده و سپس نیروی پسا را می‌توان برآورد کرد.

$$F_D = C_D \frac{1}{2} \rho U^2 A_f \quad (9)$$

در رابطه‌ی (۹)  $F_D$  نیروی پسا بر حسب نیوتن،  $U$  سرعت موشک بر حسب متر بر ثانیه و  $A_f$  مساحت مقطع کناره‌ی موشک بر حسب متر مربع،  $C_D$  ضریب درگ که به شکل موشک، سرعت و شیب  $\theta$  نسبت به جهت پرواز (زاویه‌ی حمله) بستگی دارد. همچنین، نیروی برآ از رابطه (۱۰) قابل دست-یابی است.

جدول ۳ عملکرد برخی از موشک‌ها براساس مدت زمان شلیک و شتاب ماکزیمم [۱۱].

کاربرد	مدت زمان شلیک	ماکزیمم شتاب
راه انداز بزرگ به همراه تقویت کننده	۸ تا ۲ دقیقه	۱/۲ تا ۶ برابر شتاب گرانشی
موشک هوا پرتاب هدایت شونده	۲ تا ۵ ثانیه	بالاتر از ۲۵ برابر شتاب گرانشی
موشک‌های جنگی پرتاب از زمین	بالاتر از ۲ دقیقه	بالاتر از ۱۰ برابر شتاب گرانشی
موشک‌های پرتابی به وسیله شلیک کننده‌ها	کمتر از چند ثانیه	بیش از ۲۰۰۰۰ برابر شتاب گرانشی
ماهواره‌های کنترلی بزرگ (حمل توسط وسیله نقلیه)	بیش از چند ساعت	کمتر از ۰/۱ شتاب گرانشی
موتورهای قابل استفاده مجدد برای شاتل های فضایی	بیش از ۷ ساعت	-
موشک‌های فرو در ماه	۴ دقیقه	بیش از شتاب گرانشی
موشک‌های بدون کمکی	۰/۲ تا ۳ ثانیه	بیش از ۲۰ برابر شتاب گرانشی

#### ۴- تحلیل و بررسی شهاب ۳ با استفاده از شبیه سازی نجم

نرم افزار نجم ویرایش ۱،۵،۰۲ جهت انجام تحلیل ضرایب آیرودینامیکی انواع موشک های بالستیک استفاده می‌شود. این نرم افزار توسط محققین پژوهشکده شهیدرضایی و پژوهشکده شهید تهرانی مقدم دانشگاه صنعتی شریف تولید شده است.

#### قابلیت‌های نرم افزار نجم:

نرم‌افزار نجم برای تخمین ضرایب آیرودینامیک و تحلیل مدل دینامیکی موشک طراحی و تولید شده است که در آن با استفاده از کد حل‌کننده Missile Datcom (MD) و محیط CAD ضرایب آیرودینامیک استخراج و با کمک نرم‌افزار Matlab تحلیل‌های دینامیکی ۶ درجه آزادی صورت می‌پذیرد. حل‌کننده آیرودینامیک نجم همان MD است، این نرم افزار از ۹۸MD استفاده می‌کند. در ابتدا با ورود ابعاد هندسی بدنه شامل دماغه، بخش مرکزی بدنه و بخش انتهایی بدنه شکل ابتدایی موشک ترسیم شد، سپس در بخش انواع مختلف دماغه، نوع دماغه را، سرتیز انتخاب می‌کنیم زیرا در موشک‌هایی که سرعت کم‌تر از ۸ ماخ دارند از دماغه سرتیز استفاده می‌شود. همچنین، سرعت موشک شهاب ۳ حدود ۶ ماخ است. پس از ترسیم شکل ابتدایی موشک، بالک‌های موشک را ترسیم و بعد با ورود شرایط پروازی و روش حل مسئله (تولید کد متنی قابل قبول برای حلگر آیرودینامیکی MD از روی مدل ساخته شده در محیط CAD)، مانند مقادیری از جمله

ایجاد حرکت موردنظر برای محموله به جرم پیشران  $M_p$  و جرم سازه  $M_s$  تقسیم می‌شود.

$$M_0 = M_l + M_p + M_s \quad (15)$$

$$M_b = M_l + M_s \quad (16)$$

$$R = \frac{M_0}{M_b} \approx \frac{M_0}{M_l + M_s} \quad (17)$$

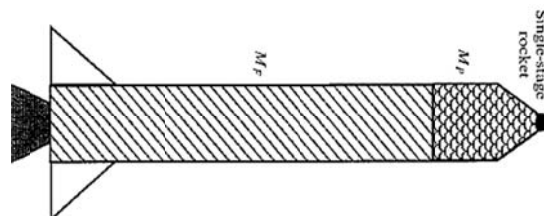
$$\gamma = \frac{M_l}{M_0 - M_l} = \frac{M_l}{M_p + M_s} \quad (18)$$

$$\epsilon = \frac{M_s}{M_p + M_s} \quad (19)$$

$$R = \frac{1 + \gamma}{\epsilon + \gamma} \quad (20)$$

در روابط (۱۵) تا (۲۰)  $M_0$  جرم اولیه،  $M_l$  جرم محموله،  $M_p$  جرم پیشران،  $M_s$  جرم سازه (همه‌ی جرم‌ها به جز محموله و سوخت)،  $M_b$  جرم در پایان دوره‌ی رانش،  $\gamma$  نسبت محموله و  $\epsilon$  ضریب سازه‌ای (نسبت جرم سازه به مجموع جرم سازه و پیشران) می‌باشند.

شکل (۵) قسمت‌های مختلف یک موشک تک مرحله‌ای را نشان می‌دهد.



شکل ۵ موشک تک مرحله‌ای [۹].

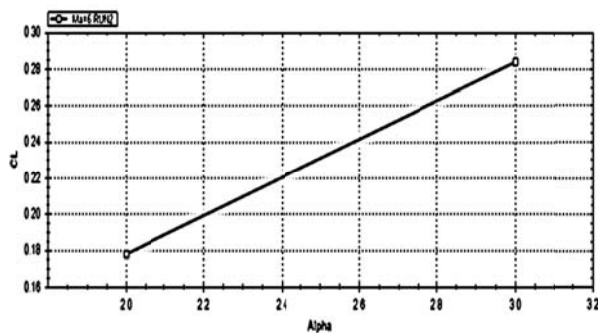
برای تشخیص آرام بودن یا آشفته بودن جریان از رابطه‌ی (۲۲) عدد رینولدز را محاسبه می‌کنیم.

$$Re_L = \frac{\rho u_0 L}{\mu} \quad Re_x = \frac{\rho u_0 x}{\mu} \quad (22)$$

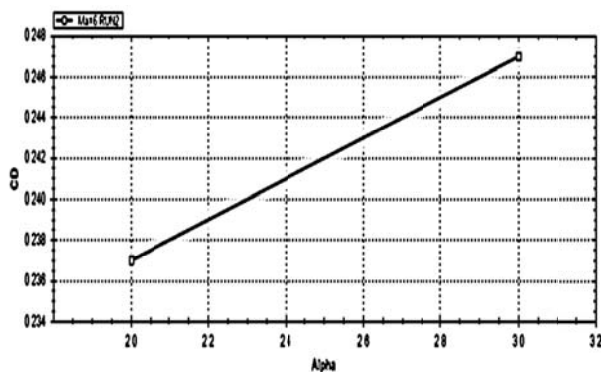
$$u = \frac{\mu}{\rho} \quad (23)$$

در روابط (۲۲) و (۲۳)  $Re_x$  رینولدز موضعی و  $Re_L$  رینولدز میانگین و  $U_0$  سرعت متوسط بر حسب متر برثانیه و  $\nu$  ضریب لزجت سینماتیکی بر حسب متر مربع برثانیه و  $\mu$  ضریب لزجت دینامیکی بر حسب کیلوگرم بر مترثانیه می‌باشند. از آن جا که کسر بزرگی از جرم کل موشک را بیش از شلیک، پیش‌ران تشکیل می‌دهد، جرم موشک در حین پرواز تغییر زیادی می‌کند که این تغییرات را برای تعیین سرعت موشک و تعیین شتاب موشک در حین مصرف سوخت خود باید در نظر گرفت [۱۱]. جدول (۳) عملکرد برخی از موشک‌ها را براساس مدت زمان شلیک و شتاب ماکزیمم نشان می‌دهد.

اصلی به صورت نمایی افزایش پیدا می‌کند (لازم به توضیح است که منظور از زاویه صفر و زاویه ۳۰ آن است که اگر دستگاه مختصات در انتهای موشک قرار گیرد، زاویه‌ی صفر دقیقاً بر روی محور افقی و زاویه ۳۰ نیز جداره خارجی موشک تحت ۳۰ درجه با محور افق مدنظر می باشد). در شکل ۱۳ در زاویه حمله ۲ و زاویه‌ی ۳۰ سطح مقطع بدنه ضریب فشار در دماغه عدد ثابت ۰,۰۷۵ بوده و ضریب فشار از دماغه به بدنه‌ی اصلی به طور ناگهانی تا ۰,۱۷- کاهش می‌یابد و بعد در راستای بدنه اصلی به صورت نمایی افزایش پیدا می‌کند. علت این امر آن است که زاویه حمله در راستای بدنه صفر خواهد شد و از طرفی، علت افزایش ضریب لیفت و درگ در زاویه ۳۰ درجه آن است که هرچقدر از سطح صفحه افقی به صفحه عمودی حرکت می‌کنیم، بدیهی است که نیروی لیفت افزایش می‌یابد و همین عامل نیز افزایش درگ را در پی خواهد داشت.



شکل ۶



شکل ۷

عدد ماخ و زوایای موردنظر، رینولدز، ارتفاع پروازی، سرعت جریان آزاد، دمای جریان آزاد و فشار جریان آزاد، در انتها نرم افزار را اجرا کرده و خروجی شبیه سازی شده را استخراج می‌کنیم. نهایتاً نتایج به‌دست آمده با نتایج حاصل از محاسبات مهندسی روابط ۱ تا ۲۳ و جداول استاندارد مقایسه می‌شود. جدول (۴) برخی از مشخصه‌های استاندارد مورد نیاز را نشان می‌دهد.

جدول ۴ [۱۲]

MSISE-90 Model of Earth's Upper Atmosphere				
Low Solar Activity				
Altitude (km)	Temp (K)	Density (kg/m <sup>3</sup> )	Pressure (Pa)	Mol. Wt. (kg/kmol)
120	356.8669	1.70E-08	1.92E-03	26.3948
140	545.8594	2.96E-09	5.37E-04	25.0665
160	630.0652	9.65E-10	2.13E-04	23.7884
180	667.8662	3.90E-10	9.62E-05	22.5037

برای محاسبه سرعت صوت می‌توان از رابطه (۲۴) استفاده کرد. همچنین عدد ماخ که نسبت سرعت جسم به سرعت صوت است از رابطه (۲۵) قابل دست‌یابی است.

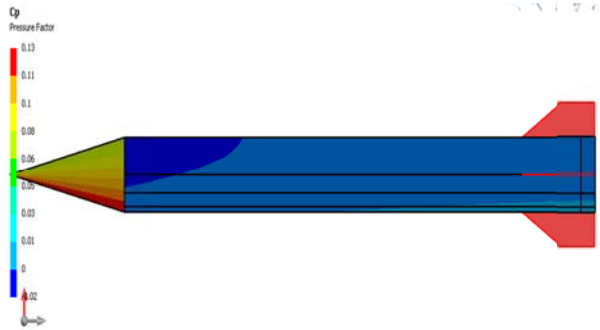
$$V_c = \sqrt{RT\lambda} \quad (24)$$

$$M = \frac{V}{V_c} \quad (25)$$

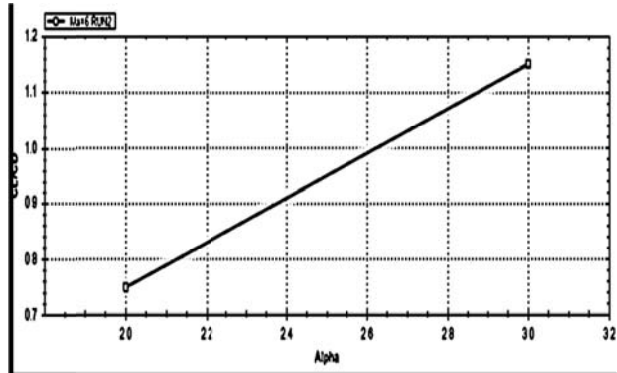
در روابط (۲۴) و (۲۵)،  $V_c$  سرعت صوت بر حسب متر برثانیه،  $R$  ثابت جهانی (معادل ۲۸۷)،  $\lambda$  عدد ثابت معادل ۱,۴ و  $T$  دمای جریان آزاد برحسب کلوین و  $V$  سرعت موشک بر حسب متر برثانیه می‌باشند. ابتدا در جدول استاندارد اتمسفر دمای جریان آزاد را در ارتفاع پروازی خوانده و طبق رابطه‌ی (۲۴) سرعت صوت را به‌دست آورده سپس با استفاده از رابطه‌ی (۲۵) سرعت جریان آزاد را بدست آورده و از رابطه‌ی (۲۲) رینولدز را محاسبه نموده و در انتها فشار جریان آزاد را در ارتفاع پروازی موردنظر از جدول استاندارد اتمسفر می‌خوانیم.

#### الف) تحلیل دینامیک پرواز با زاویه حمله ۲:

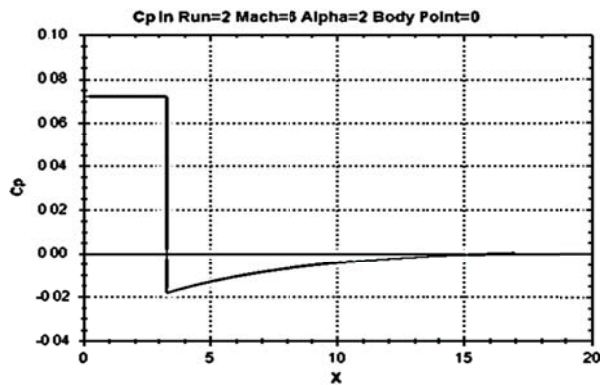
همان طوری که در شکل ۶ مشاهده می‌شود ضریب برآ در زاویه حمله ۲ برابر ۰,۱۸ می‌باشد و مطابق شکل ۷ ضریب پسا در زاویه حمله ۲ برابر ۰,۲۳۷ است و همچنین در شکل ۸ نسبت ضریب برآ به ضریب پسا برابر ۰,۷۵ می‌باشد. در شکل‌های ۹ و ۱۱ مشاهده می‌شود که ضریب فشار در زاویه حمله ۲ در دماغه بیشتر از بدنه اصلی می‌باشد که بیان‌گر این است که فشار به دماغه بیشتر از بدنه‌ی اصلی وارد می‌شود البته فشار در پایین دماغه بیشتر از بالای آن می‌باشد و همچنین بالکها نیز بیشترین فشار را تحمل می‌کنند. در شکل ۱۲ در زاویه حمله ۲ و زاویه‌ی صفر سطح مقطع بدنه، ضریب فشار در دماغه عدد ثابت ۰,۰۷۲ می‌باشد ولی ضریب فشار از دماغه به بدنه‌ی اصلی به طور ناگهانی کاهش پیدا می‌کند و به عدد ۰,۱۸- می‌رسد و در راستای بدنه



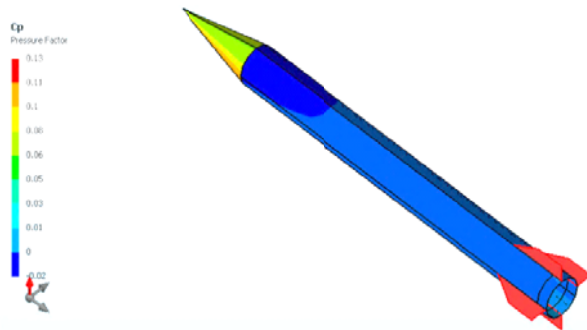
شکل ۱۱



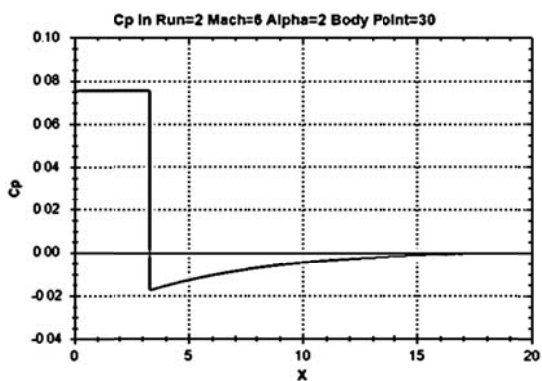
شکل ۸



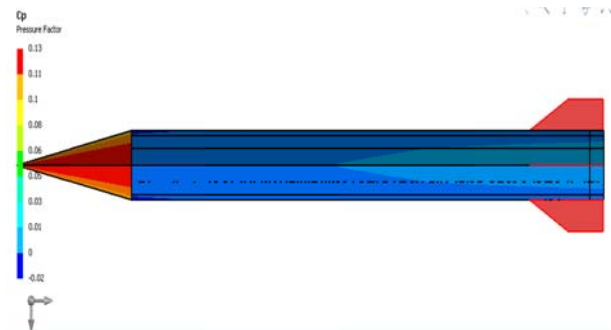
شکل ۱۲



شکل ۹



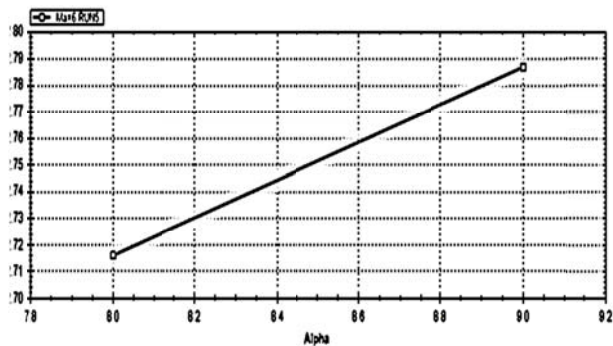
شکل ۱۳



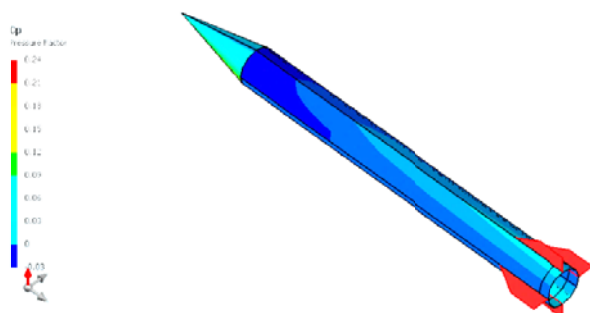
شکل ۱۰

د) تحلیل دینامیک پرواز با زاویه حمله ۸ و مقایسه با زاویه حمله ۴:

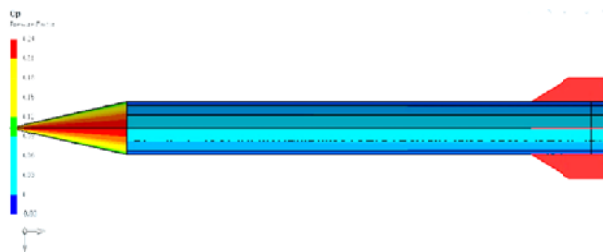
همان‌گونه که در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود ضریب لیفت در زاویه حمله ۸ برابر ۱،۰۶ می‌باشد و در شکل ۱۵ ضریب درگ در زاویه حمله ۸ برابر ۰،۳۹ است و همچنین در شکل ۱۶ نسبت ضریب لیفت به ضریب درگ در زاویه حمله ۸



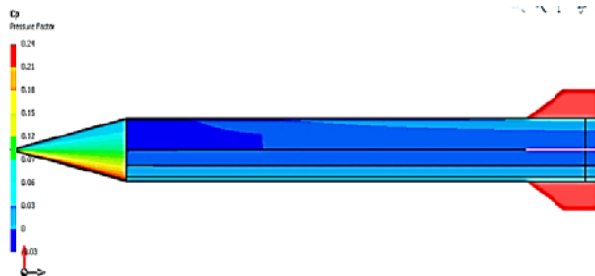
شکل ۱۶



شکل ۱۷

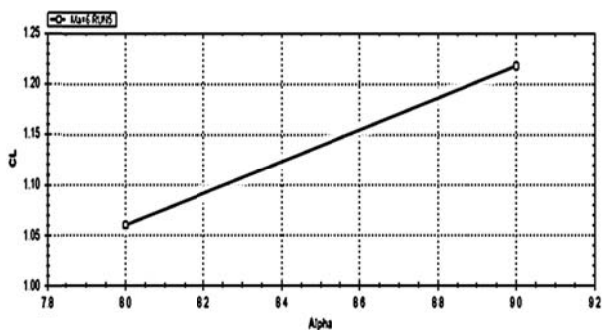


شکل ۱۸

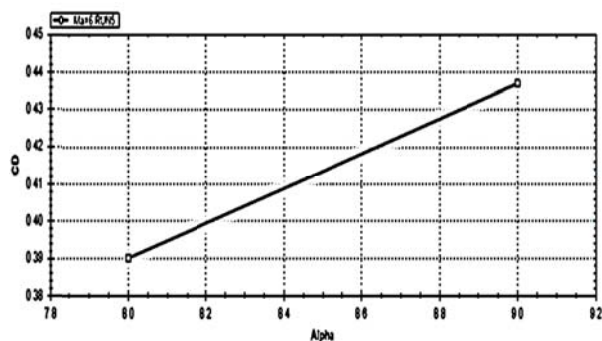


شکل ۱۹

برابر ۲,۷۱۶ می‌باشد. در شکل‌های ۱۷، ۱۸ و ۱۹ مشاهده می‌شود که ضریب فشار در زاویه‌حمله ۸ در دماغه کم شده و در بدنه‌ی اصلی زیاد شده است پس فشار در بدنه‌ی اصلی نسبت به زاویه‌حمله ۴ و ۶ افزایش پیدا کرده است و همچنین فشار در بالک‌ها زیاد می‌باشد. در شکل ۵۳ در زاویه‌حمله ۸ و زاویه‌ی صفر سطح مقطع بدنه ضریب فشار در دماغه عدد ثابت ۰,۰۲ است ولی از دماغه به بدنه‌ی اصلی به طور ناگهانی به عدد ۰,۰۲۹۵- کاهش و در راستای بدنه اصلی به صورت نمایی افزایش یافته است. در شکل ۲۰ در زاویه‌حمله ۸ و زاویه‌ی ۳۰ سطح مقطع بدنه ضریب فشار در دماغه عدد ثابت ۰,۰۲۴ است ولی از دماغه به بدنه‌ی اصلی به صورت ناگهانی به عدد ۰,۰۲۹- کاهش و در راستای بدنه اصلی به صورت نمایی افزایش یافته است. در مقایسه‌ی زاویه‌ی حمله ۲ و ۸ درجه باید گفت، هرچه قدر زاویه حمله بیشتر شود در واقع دیواره دفاعی (جبهه‌ی) هوای عبور موشک مقاومت بیشتری از خود نشان می‌دهد تا جایی که در راستای بدنه اصلی موشک تاثیرات تنش حاصل از فشردگی هوا می‌تواند باعث انفجار بدنه موشک شود. همچنین نسبت ضریب برآ به پسا، نیز بزرگ شده و از استاندارد خود (عدد یک) تجاوز خواهد کرد.



شکل ۱۴



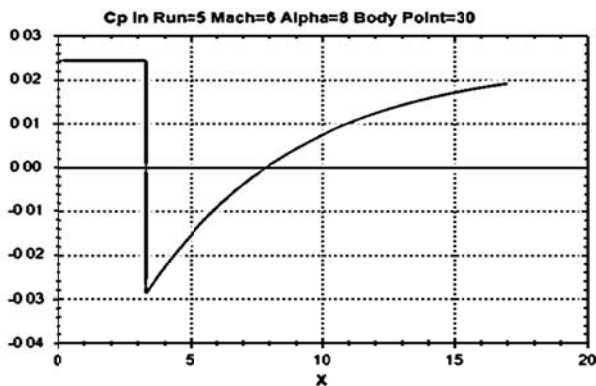
شکل ۱۵



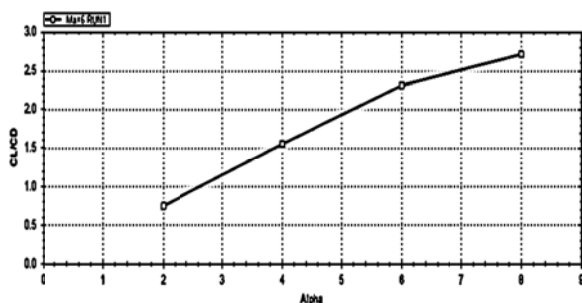
حرکت و قیل از اصابت به هدف بسیار زیاد است. بنابراین زاویه حمله ۲ درجه بهترین حالت می‌باشد که به واقعیت نزدیک‌تر است.

#### ۶- منابع

- [1] P.K. Menon, E.J. Ohlmeyer, Integrated design of agile missile guidance and autopilot systems, Volume 9, Issue 10, October 2001, Pages 1095-1106
- [2] Gang Chen, "Ballistic-Diffusive Heat-Conduction Equations", Phys. Rev. Lett. 86, 2297 - Published 12 March 2001.
- [3] Eric L. Christiansen, Justin H. Kerr, "Ballistic limit equations for spacecraft shielding", International Journal of Impact Engineering, Volume 26, Issues 1-10, December 2001, Pages 93-104.
- [4] Ozan Tekinalp and Muge Bingol. "Simulated Annealing for Missile Optimization: Developing Method and Formulation Techniques", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 27, No. 4 (2004), pp. 616-626.
- [5] KHAI-CHUNG GANA & ERROL R. HOFFMANN, "Geometrical conditions for ballistic and visually controlled movements", 2007, pages 829-839.
- [6] David B. Riddle, Roy J. Hartfield, John E. Burkhalter, and Rhonald M. Jenkins. "Genetic-Algorithm Optimization of Liquid-Propellant Missile Systems", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 46, No. 1 (2009), pp. 151-159.
- [7] C Charles, "Plasmas for spacecraft propulsion", Journal of Physics D: Applied Physics, Volume 42, Number 16, 2009.
- [8] Eric Moreau, "Airflow control by non-thermal plasma actuators", Journal of Physics D: Applied Physics, Volume 40, Number 3.
- [9] J. Reece Roth, "Aerodynamic Flow acceleration using paraelectric and peristaltic electro-hydrodynamic effects of a one atmosphere uniform glow discharge plasma", Article in Physics of Plasmas 10(5):2117-2126 · May 2003
- [10] Martin J. L. Turner, "ROCKET AND SPACECRAFT PROPULSION", Third Edition, pp 15 -149.
- [11] Philip G. Hill, Carl R. Peterson, 1992, "Mechanics and Thermodynamics of Propulsion", Second Edition, pp 512-523.
- [12] Physical Properties of U.S. Standard Atmosphere, 1976 in SI Units.



شکل ۲۰



شکل ۲۱

#### ۵- نتیجه گیری

در این مقاله، ابتدا کلیه روابط و معادلات حاکم بر حرکت یک موشک بالستیک بررسی و سپس با توجه به جداول استاندارد و با بهره‌گیری از نرم افزار نجوم ویرایش ویرایش ۱،۵،۰۲، و شبیه‌سازی آیرودینامیکی آن، در دو حالت کلی مورد تحلیل واقع شد. ابتدا با زاویه حمله ۲ درجه و بار دیگر با زاویه ۸ درجه بررسی صورت گرفت. نتایج به‌دست آمده نشان‌گر آن است که در صورتی که جسم بالستیک با زاویه حمله ۲ درجه طراحی و ساخته شود، نسبت ضریب برآ به ضریب پسا ۰،۷۵ و در صورت به‌کارگیری زاویه حمله ۸ درجه این نسبت ۲،۷۱۶ می‌باشند. و چون نسبت این ضرایب باید در حدود ۱ باشند، بهینه‌ترین حالت استفاده از زاویه حمله ۲ درجه است.

از طرفی، با پردازش اطلاعات موجود، ضریب فشار وارده به بدنه موشک در دو حالت ذکر شده مورد بررسی قرار گرفت. مشاهدات صورت گرفته بیان‌گر این است که بیشترین فشار در انتهای بالک‌های موشک اتفاق می‌افتد که منطقی است، حال آن‌که در صورت استفاده از زاویه حمله ۸ درجه، شروع فشار وارده به بدنه از ۸ متری نوک موشک خواهد بود (شکل‌های ۳۱ و ۳۴) و در فاصله ۱۵ تا ۱۷ متری تمرکز فشار اعمال خواهد شد که احتمال انفجار آن در زمان