

## روشی ساده برای محاسبه راندمان‌های عملکرد و انرژی موتور موشک

### سوخت مایع با سیستم تغذیه توربوپمپ

شهرام قنبری<sup>۱\*</sup>، امین کریمیان<sup>۲</sup>، علی اکبر هاشمی پور رفسنجانی<sup>۳</sup>

تهران - دانشگاه صنعتی مالک اشتر

\*E-mail: sh\_ghanbari73@yahoo.com

(تاریخ وصول: ۸۹/۶/۱۳، تاریخ پذیرش: ۹۰/۳/۸)

#### چکیده

موشک‌های سوخت مایع جایگاه ویژه‌ای را در برنامه‌های نظامی، فضائی و تحقیقاتی کشورهای جهان به خود اختصاص داده‌اند و هم‌اکنون بودجه‌های سنگینی صرف تحقیق و توسعه این نوع موشک‌ها می‌شود. برای یک طراح و تحلیل‌گر این نوع سیستم‌ها بسیار مهم است که ابتدا بداند راندمان عملکرد یک سیستم موتور سوخت مایع چقدر است و سپس با تحلیل نتایج و تعیین نقاط ضعف، آنها را بر طرف نموده و سیستم موجود را ارتقاء دهد. در مقاله حاضر، با تعریف دو نوع راندمان برای موتورهای سوخت مایع و تغییر و توضیح آنها، سعی شده است به محققین و طراحان در توسعه و تعمیق دید عملیاتی موتورهای سوخت مایع کمک شود. همچنین بر اساس اطلاعات موجود و نتایج بدست آمده از نرم افزار، این دو راندمان برای موتور معروف RD-253 محاسبه شده است که نتایج نشان می‌دهند که راندمان‌های عملکرد و انرژی این موتور به ترتیب برابر ۷۷/۵٪ و ۶۰/۱۰٪ می‌باشد. در نهایت الگوریتم ساده‌ای جهت محاسبه این راندمان‌ها، ارائه شده است.

**کلمات کلیدی:** پیش‌رانه مایع، احتراق، راندمان عملکرد، راندمان انرژی.

#### ۱- مقدمه

این نوع موشک‌ها در برنامه‌های نظامی، فضایی و تحقیقاتی می‌کنند. موتورهای سوخت مایع بر مبنای ماموریت تعریف شده می‌تواند دارای سیستم تغذیه تحت فشار و یا سیستم تغذیه با توربو پمپ باشد که اکنون سوخت و اکسید کننده اکثر موتورهای سوخت مایع، از طریق

از ابتدای مطرح شدن مباحث موشکی، موشک‌های سوخت مایع جایگاه ویژه‌ای را به خود اختصاص داده‌اند و در حال حاضر کشورهای صاحب این تکنولوژی، بودجه‌های سنگینی را صرف تحقیق و توسعه

۱- استادیار

۲- کارشناس ارشد

۳- مربی

بخش‌های مذکور به همراه قسمت‌های تشکیل دهنده آن مشخص باشد که انجام این امر با وجود دقت بسیار بالا، پیچیده و در عین حال وقت‌گیر و پر زحمت است [۳-۴]. طبق سوابق تاریخی و در متون معتبر مربوط به طراحی موشک‌های با سوخت مایع اشاره شده است که باید راندمان تک تک اجزاء محاسبه شود که این امر محاسبات پیچیده خاص خود را طلب می‌کند [۱-۵و۲]. برای فرار از این محاسبات پیچیده که غالباً با نرم افزارهای مدرن صورت می‌گیرد، با تحلیل ساده ترمودینامیکی می‌توان راندمان عملکرد موشک را بدست آورد. این مهم در این مقاله دنبال می‌شود.

همانگونه که برای وسایل و تجهیزات مکانیکی، راندمان‌های مختلفی از قبیل راندمان مکانیکی، راندمان حرارتی، راندمان انرژی و ... تعریف می‌شود در این مقاله نیز دو راندمان پیشنهاد شده است. لذا هدف از ارائه این مقاله، ارائه روشی ساده جهت محاسبه راندمان کلی عملکرد موتور و نیز راندمان انرژی سیستم پیشرانش موتور موشک سوخت مایع می‌باشد. در انتها الگوریتم محاسبه این راندمان‌ها ارائه شده است. به منظور انجام یک نمونه محاسبات و تحلیل نتایج و درک بهتر مفاهیم و با توجه به موجود بودن اطلاعات و اعداد لازم، موتور RD-253 انتخاب شده است. این موتور توسط انرگومش در روسیه در سال ۱۹۶۱ توسعه یافت. از این موتور در مراحل اولیه موشک‌های پروتون از جمله Proton 8k82k/DM3 استفاده شده است. نمونه‌ای از این موتور در شکل (۲) نشان داده شده است. پیشرانه این موتور UDMH/N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> است. اولین پرواز آن در سال ۱۹۶۵ بوده و تعداد ۱۸۳۶ پرواز برای آن گزارش شده است و اکنون نیز در حال تولید و استفاده می‌باشد [۶]. مشخصات موتور موشک RD-253 در جدول (۱) آورده شده است.

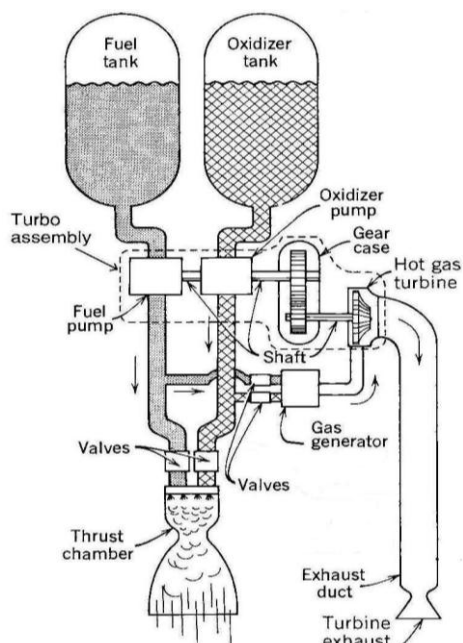
سیستم توربومپ ارسال می‌شوند. شکل (۱) نمایی از یک موتور سوخت مایع با تغذیه توربومپ را نشان می‌دهد.

قسمتهای اصلی یک موتور سوخت مایع عبارتند از: محفظه احتراق، مولد گاز، توربین، پمپها، شیر آلات (کنترلی و غیر کنترلی)، انژکتورها (سیستم پاشش)، کارگیت‌ها (سیستم خنک کاری)، استارتر و ... چرخه کاری ساده عملکرد یک موتور سوخت مایع بدین ترتیب است که سوخت و اکسید کننده پس از اعمال فشار توسط توربو پمپ به داخل محفظه احتراق رانده شده و این دو پس از پاشش توسط انژکتورها، با هم واکنش داده و محصولات داغ با فشار بالا تولید می‌کنند که این محصولات در حین خروج از موتور و توسط یک شیپوره همگرا - واگرا، از طریق انتقال ممنتوم، نیروی تراست را ایجاد می‌کنند [۱]. یکی از مولفه‌ها (معمولاً سوخت) قبل از پاشش به داخل محفظه، جداره محفظه احتراق را خنک نموده و خودش پیش گرم می‌شود. توان لازم برای چرخاندن توربو پمپ از طریق احتراق سوخت و اکسید کننده در مولد گاز و هدایت گازهای حاصله به طرف توربین تامین می‌شود. سیستمهای کنترلی وظیفه کنترل از قبیل کنترل نسبت اکسیدکننده به سوخت و یا کنترل فشار محفظه (و متناسب با آن تراست موتور) را بر عهده دارند [۲]. بنابراین قسمتهای متحرک یک موتور و بخش‌هایی که باعث اتلاف انرژی می‌شوند عبارتند از توربین، پمپها، شیرها، خطوط لوله، انژکتورها، شیپوره و ...

هدف عمده در سیر تکاملی و اصلاح موتورهای سوخت مایع، غیر از تغییر، اصلاح و بهینه سازی مولفه‌های سوخت و اکسید کننده، بالا بردن راندمان عملکرد موتور می‌باشد که این افزایش راندمان معمولاً در شرایط یکسان، در افزایش برد یا افزایش وزن سرچنگی موشک هویدا می‌شود. برای محاسبه راندمان، عموماً از محاسبات بسیار پیچیده‌ای استفاده می‌شود که برای این منظور باید کل راندمانهای

جدول ۱- مشخصات موتور موشک RD-253 [۲].

۳۱۶	ضربه ویژه (خلأ)، ثانیه	۵۲۸	دبی جرمی پیشرانه، kg/s	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	اکسیدایزر سوخت
۲۸۵	ضربه ویژه (زمین)، ثانیه	۱۵	فشار محفظه احتراق، MPa	UDMH	تراست موتور (درخلأ)، kN
۰/۰۷	فشار خروجی نازل، MPa	۶۹	بازده پمپ سوخت، %	۱۶۷۰	تراست موتور (درسطح دریا)، kN
۷۴	بازده توربین، %	۶۸	توان محور پمپ سوخت، hp	۱۵۰۰	قطر خروجی نازل، mm
۲۵۴۹۰	توان توربین، hp	۸۸۵۰	توان محور پمپ اکسیدایزر، hp	۱۴۳۱	نسبت جرمی اکسیدکننده به سوخت
۳۰۱۰	دمای اسمی احتراق، K	۱۶۱۵۰		۲/۶۷	



شکل ۱- نمای ساده ای از یک نوع موتور موشک سوخت مایع با سیستم خوراکدهی توربوپمپ [۲].



شکل ۲- موتور موشک RD-253 [۷].

نمای شماتیک موتور گرمایی در شکل (۳) آورده شده است. بر طبق شکل ۳، منبع حرارتی موتور موشک، همان انرژی شیمیایی نهفته سوخت و اکسید کننده می باشد و کار، همان نیروی پیشرانش (تراست) در دسترس است که صرف پیشرانش موشک می شود.

بر اساس مطالب بالا، می توان ۲ نوع راندمان تعریف کرد:

۱- راندمان عملکردی موتور که عبارتست از نسبت تراست بدست آمده واقعی به تراست قابل دسترس تئوری

امید می رود این مقاله آغازی باشد جهت تعمیق دانش طراحی و تحلیل عملکرد موتور موشکهای سوخت مایع و نهایتاً دستیابی به تکنولوژی طراحی و بهینه سازی موتورهای سوخت مایع.

## ۲- مباحث تئوری

از آنجایی که موتور موشک مانند یک موتور گرمایی عمل می کند، لذا محاسبات بر اساس قانون دوم ترمودینامیک صورت می گیرد.

$$T = \dot{m}_e V_e + (P_e - P_a) A_e \quad (2)$$

که در این رابطه  $T$  نیروی پیشرانش،  $\dot{m}_e$  دبی جرمی پیشرانه مصرفی (و یا دبی جرمی گازهای خروجی از نازل)،  $V_e$  سرعت گازهای خروجی از نازل،  $A_e$  سطح مقطع خروجی نازل و  $P_e$  و  $P_a$  به ترتیب فشار در خروجی نازل و فشار محیط می باشد. نظر به انجام تست‌های زمینی برای اندازه گیری نیروی پرتاب، این نیرو در سطح دریا (kPa)  $P_a = 100$  محاسبه شود. مقادیر عبارت دوم سمت راست رابطه (۲) نسبت به عبارت اول سمت راست این رابطه قابل صرفنظر است [۸ و ۲]. لذا رابطه مذکور به صورت رابطه (۳) ساده می شود:

$$T = \dot{m}_e V_e \quad (3)$$

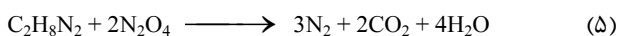
بر طبق قانون سوم نیوتن، نیروی بدست آمده مساوی و در خلاف جهت به موشک وارد می‌شود تا موشک به پرواز در آید. به لحاظ تئوری می‌توان انرژی ورودی یعنی انرژی حاصل از احتراق را برابر انرژی جنبشی خروجی از سیستم موشک در نظر گرفت. انرژی جنبشی خروجی موشک از رابطه (۴) به دست می‌آید:

$$Q_e = \frac{1}{2} \dot{m}_e V_e^2 \quad (4)$$

در این رابطه  $Q_e$  انرژی تئوری حاصل از احتراق سوخت و اکسیدکننده است که از نازل موشک خارج می‌شود. با داشتن  $\dot{m}_e$  و  $Q_e$  می‌توان  $V_e$  و سپس نیروی پرتاب را محاسبه نمود.

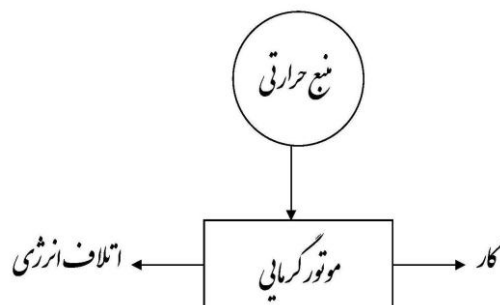
همانطور که از جدول ۱ مشاهده می‌شود، نسبت اختلاط جرمی اکسیدکننده به سوخت در موتور RD-253 برابر ۲/۶۷ است. نظر به این که جرم مولکولی  $N_2O_4$  و UDMH به ترتیب برابر ۹۲ و ۶۰ کیلوگرم بر کیلو مول می‌باشد، لذا با تبدیل نسبت جرمی به نسبت مولی دیده می‌شود که این نسبت برابر ۱/۷۴ است.

واکنش استوکیومتری بین سوخت UDMH و اکسیدکننده  $N_2O_4$  را می‌توان به صورت زیر نوشت که در این واکنش تمام کربن موجود در پیشرانه به گاز  $CO_2$ ، تمام هیدروژن آن به آب و تمام نیتروژن آن به گاز ازت تبدیل می‌شود.



همانطور که از رابطه (۵) مشاهده می‌شود نسبت اختلاط استوکیومتری مولی بین اکسیدکننده و سوخت ۲ است در حالی که این نسبت در حالت واقعی همانطور که در بالا اشاره شد برابر با ۱/۷۴

۲- راندمان انرژی موتور که عبارتست از نسبت انرژی مفید حاصله به کل انرژی پتانسیل شیمیایی نهفته اولیه.



شکل ۳ - نمای ساده ای از موتور گرمایی.

لازم به یادآوری است که این راندمانها متوسط نبوده بلکه در هر لحظه قابل محاسبه است. این امر این قابلیت را ایجاد می‌کند تا زمان پرواز موشک بسته به نیاز، قابل تغییر باشد.

## ۱-۲- محاسبات، نتایج و تحلیل آنها

جهت محاسبه راندمانهای عملکردی و انرژی یک موتور سوخت مایع، منطق حاکم به همراه نتایج به شرح ذیل می‌باشد:

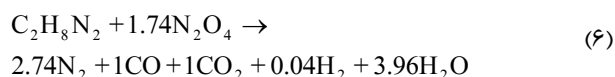
### ۱-۱-۲- راندمان عملکردی موتور

طبق شکل (۳) آنچه به موتور داده می‌شود، انرژی شیمیایی نهفته سوخت و اکسیدکننده است که این انرژی در اثر فرآیند احتراق آزاد می‌شود و آنچه از موتور خواسته می‌شود، نیروی پیشرانش (تراست) می‌باشد که در اثر فرآیند انبساط در شیپوره ایجاد می‌گردد. بر طبق پیشنهاد، راندمان عملکردی موتور را می‌توان به صورت زیر تعریف نمود:

$$\eta_p = \frac{T_{real}}{T_{theory}} \quad (1)$$

که در این رابطه  $T_{real}$  نیروی پرتاب واقعی موتور می‌باشد که توسط سنسورهای نیرو اندازه گیری می‌شود و  $T_{theory}$  نیروی پیشرانش تئوری بدست آمده از عملکرد موتور می‌باشد. نیروی پیشرانش تئوری از تبدیل انرژی شیمیایی سوخت به انرژی جنبشی در حالت آرمانی بدست می‌آید. نسبت این دو که به راندمان عملکردی موتور موسوم است، مبین کیفیت طراحی موتور است.

نیروی پیشرانش تئوری به صورت زیر محاسبه می‌شود:



در مورد واکنش (۶) ممکن است ابهاماتی بوجود آید که چرا ترکیبات اکسیدهای نیتروژن ( نظیر  $\text{NO}$ ،  $\text{NO}_2$ ،  $\text{N}_2\text{O}$  و ...) در سمت راست واکنش دیده نمی شود. ترکیبی نظیر  $\text{NO}_2$  در  $1500^\circ\text{C}$  به اکسیژن و نیتروژن تجزیه می شود. همچنین ترکیب  $\text{N}_2\text{O}$  در دمای  $1300^\circ\text{C}$  به اکسیژن و نیتروژن تجزیه می شود. بعلاوه ترکیب  $\text{NO}$  نیز در دمای پایین و به آسانی به اکسیژن و نیتروژن می شود [۱۱]. در حالت کلی، از آنجا که دمای محفظه احتراق بسیار بالاست (در حدود  $3500\text{K}$ ) [۲] لذا ترکیبات اکسیدهای نیتروژنی به محض تشکیل سریعاً تبدیل به نیتروژن و اکسیژن می شوند.

با استفاده از آنتالپی استاندارد تشکیل مواد شرکت کننده در واکنش (جدول ۲)، می توان آنتالپی واکنش مذکور را محاسبه نمود. لازم به ذکر است که آنتالپی واکنش برابر تفاضل آنتالپی استاندارد تشکیل محصولات و واکنشگرها است. برای این منظور با ضرب آنتالپی استاندارد تشکیل مواد موجود در رابطه (۶) در ضرایب استوکیومتری مربوطه، مقدار انرژی واکنش بدست می آید که این مقدار برابر با  $1476991/84\text{ kJ}$  - به ازاء هر کیلوگرم مول از UDMH و  $1/74$  کیلوگرم مول از  $\text{N}_2\text{O}_4$  می باشد.

جدول ۲- گرمای تشکیل برای مواد واکنشگر و محصولات [۱۳ و ۱۲].

ماده	جرم مولکولی (kg/kgmol)	حالت	$\Delta H_f^\circ$ (kJ/kgmol)
UDMH( $\text{C}_2\text{H}_8\text{N}_2$ )	۶۰	مایع	۴۹۵۶۰
$\text{N}_2\text{O}_4$	۹۲	مایع	-۱۹۶۵۶
$\text{N}_2$	۲۸	گاز	۰
$\text{H}_2\text{O}$	۱۸	گاز	-۲۴۱۸۱۸
$\text{CO}_2$	۴۴	گاز	-۳۹۳۵۰۹
$\text{CO}$	۲۸	گاز	-۱۱۰۵۲۵
$\text{H}_2$	۲	گاز	۰

- دبی جرمی فرمولی سوخت : ۱ کیلوگرم مول بر ثانیه از UDMH = ۶۰ کیلوگرم بر ثانیه
- دبی جرمی فرمولی اکسید کننده :  $1/74$  کیلوگرم مول بر ثانیه از  $\text{N}_2\text{O}_4 = 160/08$  کیلوگرم بر ثانیه

می باشد. طبق دانش کلاسیک، در واکنش های احتراق مقدار مصرف اکسیدکننده همیشه بیش از میزان استوکیومتری است، در حالی که در مورد موشک، کمتر از مقدار استوکیومتری است. البته این مطلب خاص موتور RD-253 نیست و در سایر موتورهای سوخت مایع نیز صادق می باشد. علت این امر را می توان از رابطه مشهور ضربه ویژه ( $I_{sp} = k(\frac{T_c}{M})^{0.5}$ ) دریافت. افزایش مقدار اکسیدکننده باعث ایجاد انرژی احتراقی بیشتر و از اینرو افزایش مقدار  $T_c$  (دمای احتراق) می شود (که البته این موضوع نیز به گرمای ویژه محصولات ارتباط پیدا می کند). این امر موجب احتراق کامل سوخت و تولید محصولاتی با جرم مولکولی بیشتر (نظیر  $\text{CO}_2$ ) می شود که باعث کاهش  $I_{sp}$  می گردد. بنابراین بهتر است واکنش احتراق کامل نباشد و محصولاتی با مولهای بیشتر و با جرم مولکولی کمتر (نظیر  $\text{CO}$ ) خارج شوند. در تقابل بین این دو پارامتر سعی می شود تا میزان اکسیدکننده مصرف شده کمتر از میزان استوکیومتری باشد. به تجربه دیده شده است که این نسبت معمولاً بین  $0.7-0.9$  نسبت استوکیومتری است [۱۰ و ۹]. با توجه به مقدار نسبت اختلاط مولی واقعی  $1/74$  و نتایج حاصل از اجرای نرم افزار CEC برای عملکرد این موتور، واکنش احتراقی زیر را می توان جهت عملکرد موتور مذکور با سوخت و اکسید کننده معرفی شده نوشت :

بر اساس واکنش رابطه (۶) و در صورت اعمال ضرایب واکنشگرها، جهت محاسبه نرخ آزاد سازی انرژی از نازل در زمان کارکرد موتور که این میزان همان مقدار گرمای احتراق موتور می باشد می توان به شرح ذیل عمل نمود :

برای این منظور ابتدا سرعت گازهای خروجی از نازل موشک را می‌توان از رابطه (۳) محاسبه نمود.

• سرعت واقعی گازهای خروجی از نازل با استفاده از رابطه (۳) با نیروی پرتاب واقعی  $1500 \text{ kN}$  و دبی جرمی  $528 \text{ kg/s}$  برابر با  $2840/91 \text{ m/s}$  خواهد بود.

سپس با کمک رابطه (۴) نرخ زمانی انرژی جنبشی مفید حاصله بدست خواهد آمد.

• نرخ زمانی انرژی جنبشی مفید واقعی و یا به عبارت دیگر توان تولیدی واقعی حاصل از عملکرد موتور موشک با استفاده از رابطه (۴) برابر با  $2130681/818 \text{ kW}$  خواهد بود.

پس از تقسیم نرخ زمانی انرژی جنبشی اخیر بر میزان گرمای واکنش می‌توان راندمان انرژی موشک را (که یک پارامتر ترمودینامیکی است) بدست آورد.

$$60/1\% = 100 \times (2130681/818) \div (3543491/873)$$

با توجه به مقادیر بدست آمده در بالا و نهایتاً راندمان انرژی، مشاهده می‌شود که مقدار توان تلف شده در این موتور برابر خواهد بود با:

$$1412810055 \text{ kW} = (2130681/818) - (3543491/873)$$

در یک تحلیل، منبع اتلاف را می‌توان به دو بخش تقسیم نمود: اتلاف انرژی در اثر گرمای خروجی توسط محصولات و اتلاف انرژی در قطعات مکانیکی سیستم موتور. در محاسبه مقدار اتلاف انرژی در اثر خروج محصولات داغ (که البته اجتناب ناپذیر است) می‌توان از رابطه:

$$Q = \dot{m} C_p (T_e - T_a)$$

استفاده نمود که در این رابطه  $T_e$  و  $T_a$  به ترتیب دمای محصول داغ خروجی از نازل و دمای محیط است و  $C_p$  گرمای ویژه محصولات حاصل از احتراق خروجی از نازل می‌باشد. اطلاعات مربوط به  $C_p$  محصولات خروجی در جدول (۳) آمده است.

• دبی جرمی فرمولی پیش‌رانه (مجموع دبی های جرمی فرمولی سوخت و اکسیدکننده):  $220/08$  کیلوگرم بر ثانیه

• دبی جرمی واقعی پیش‌رانه مصرفی (از جدول ۱):  $528$  کیلوگرم بر ثانیه

• نسبت دبی جرمی واقعی به فرمولی:

$$528 \div 220/08 = 2/399$$

• توان آزاد شده (نرخ آزاد شده انرژی بر واحد زمان):

$$-1476991/84 \text{ kW}$$

• توان آزاد شده در مدت زمان کارکرد موتور:

$$-1476991/84 \times 2/399 = -3543491/873 \text{ kW}$$

بنابراین با یک حساب ساده، نرخ آزادسازی انرژی از نازل موتور به ازای دبی  $528$  کیلوگرم بر ثانیه (جدول ۱) از پیش‌رانه خروجی، برابر  $3543491/873 \text{ kW}$  خواهد بود. همانطور که قبلاً اشاره شد، این میزان همان مقدار گرمای احتراق یا  $Q_e$  خواهد بود.

• با استفاده از رابطه (۴) می‌توان  $V_e$  را محاسبه نمود که مقدار آن برابر  $3663/6 \text{ m/s}$  خواهد بود. در رابطه (۴) مقادیر  $Q_e$  و  $m_e$  بترتیب عبارتند از  $3543491/873 \text{ kW}$  و  $528$  کیلوگرم بر ثانیه.

• با داشتن مقادیر  $m_e$  و  $V_e$  به ترتیب برابر  $528$  کیلوگرم بر ثانیه و  $3663/6 \text{ m/s}$ ، مقدار نیروی تئوری پرتاب حاصله طبق رابطه (۳) برابر  $1934/381 \text{ kN}$  بدست خواهد آمد.

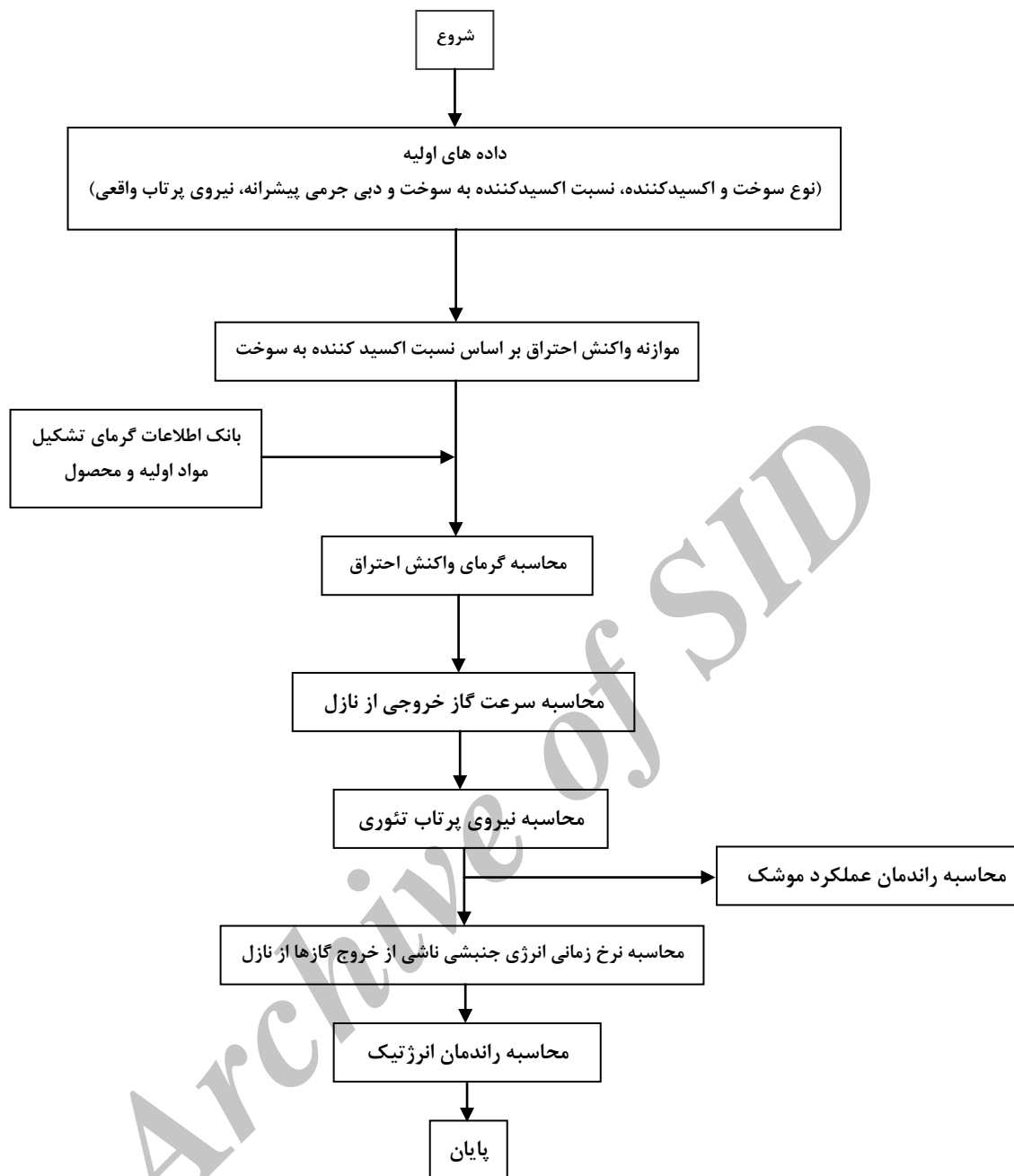
• با استفاده از رابطه (۱) و مقدار تراست یا نیروی پرتاب  $1500 \text{ kN}$  (از جدول ۱) میزان راندمان عملکردی موتور RD-253 برابر  $77/5\%$  بدست می‌آید:

$$77/5\% = 100 \times (1500 \div 1934/381)$$

این نتایج احتمالاً نشان می‌دهند که سرعت گازهای خروجی از درون نازل موتور نسبتاً پایین است. البته در این قبیل موارد باید به شرایط محدود کننده موتور نیز توجه داشت زیرا جنس مواد یا نحوه طراحی مکانیکی موتور باید به گونه‌ای باشد که سرعت بیش از مقدار  $3663/6 \text{ m/s}$  و یا دماها و یا فشارهای بالا را بتواند تحمل نماید.

## ۲-۱-۲- راندمان انرژی موشک

با داشتن دبی جرمی پیش‌رانه و نیروی پرتاب واقعی، می‌توان میزان انرژی مفید موتور را محاسبه نمود.



شکل ۴ - الگوریتم محاسبه راندمان های عملکرد و انرژی موشک.

دمای محیط  $25^{\circ}\text{C}$  در نظر گرفته می شود. در موتور RD-253 گزارش نشده است ولیکن به تجربه دیده شده است که دمای محصول خروجی از موتور موشک در حدود  $1000^{\circ}\text{C}$  است [۲]. همچنین بطور دقیق، با وارد نمودن مشخصات این موتور در نرم افزار CEC دمای مذکور در حدود  $1268\text{K}$  یا  $995^{\circ}\text{C}$  بدست آمده است. با یک محاسبه ساده مشخص می شود، مقدار حرارتی که از نازل موتور در نتیجه خروج محصولات داغ خارج می شود در حدود

$745188/1\text{ kW}$  است. این امر نشان می دهد که مقدار اتلاف ناشی از محصولات خروجی در حدود  $52/7\%$  کل اتلاف انرژی است. مابقی اتلافها ( $47/3\%$ ) ناشی از اتلاف در مجموعه توربین، پمپها، خطوط اتصال، انژکتورها و نازل، شیرآلات و ... می باشد. بطوری که در جدول (۱) دیده می شود راندمان پمپهای سوخت و اکسیدایزر و نیز توربین بترتیب برابر  $69\%$ ،  $68\%$  و  $74\%$  است که این موضوع حکایت از ایجاد اتلاف در مجموعه پمپها و توربین دارد و تا حدود زیادی راندمان انرژی را تأیید می کند.

جدول ۳- مقادیر گرمای ویژه برای محصولات خروجی از موشک [۱۳].

جزء	$C_p(kJ/kgmol.K)$
$N_2$	$27/27+0/0.0493T+33256T^{-2}$
CO	$28/0.6+0/0.046T-25773/4T^{-2}$
$CO_2$	$45/37+0/0.086T-961929/8T^{-2}$
$H_2$	$27/0.1+0/0.035T+690.06/2T^{-2}$
$H_2O$	$28/85+0/0.12T+10.599/4T^{-2}$

توربومپ ارائه شده است به نحوی که با داشتن پارامترهایی نظیر نوع سوخت و اکسیدکننده، نسبت جرمی اکسیدکننده به سوخت، دبی جرمی پیشراشه و نیروی پرتاب واقعی موتور می توان این دو راندمان را به آسانی محاسبه نمود. محاسبات انجام شده برای موتور موشک معروف RD-253 نشان می دهد که راندمان‌های عملکردی و انرژیکی موتور موشک به ترتیب برابر ۷۷/۵٪ و ۶۰/۱٪ می باشند. محاسبات نشان داد که در حدود ۴۷/۳٪ کل اتلاف انرژی مربوط به اتلاف در قطعات مکانیکی موتور می‌باشد. اعداد فوق به متخصصین این امکان را می‌دهد که با تلاش در زمینه شناسایی اتلاف‌ها و راه‌های مقابله با آن، راندمان‌ها را افزایش دهند.

### علائم و اختصارت

$\dot{m}_e$ : دبی جرم پیشراشه خروجی از نازل موشک (kg/s)

Treal: نیروی پرتاب واقعی (N)

Ttheory: نیروی پرتاب واقعی (N)

$\eta_p$ : راندمان عملکرد موتور

$V_e$ : سرعت گازهای خروجی از نازل موشک (m/s)

$P_e$ : فشار خروجی از نازل موشک (Pa)

$Q_e$ : انرژی خارج شده از نازل موشک (W)

Isp: ضربه ویژه (S)

$T_c$ : دمای محفظه احتراق (K)

M: جرم مولکولی گازهای خروجی (kg/kmol)

$C_p$ : ظرفیت حرارتی (kJ/kgmol.K)

$T_e$ : دمای محصول خروجی از نازل (K)

فرض این که کل انرژی حرارتی به انرژی جنبشی تبدیل می شود، برای تعریف راندمان انرژیکی بکار رفته است. این امر واضح است که مقداری از انرژی سوخت توسط گازهای خروجی به بیرون برده می شوند. لیکن حداکثر مقدار انرژی جنبشی معادل انرژی نهفته در پیشراشه است.

بر اساس مباحث فوق و مروری بر منطق فوق الذکر می توان الگوریتمی برای محاسبات راندمان عملکردی و نیز راندمان انرژیکی موتور موشک بصورت شکل (۴) پیشنهاد داد. محاسن این روش عبارتند از: عدم نیاز به راندمان و مشخصات تک تک اجزاء سیستم موتور، سادگی و در نهایت عدم وابستگی راندمان‌های عملکردی و انرژیکی به زمان پرواز موشک است. بزرگترین مزیت این روش در سادگی آن است که با تحلیل ساده ترمودینامیکی بدست آمده است. مطمئناً دقت این روش مانند دقت محاسبات نرم افزارهایی که بانکهای اطلاعاتی آنها دارای دقت زیاد هستند (و محصول کشور امریکاست) نیست ولی نتایج قطعا بین نتایج حالات یخ زده<sup>۱</sup> و تعادلی<sup>۲</sup> می باشند.

### ۳- نتیجه گیری

در این مقاله یک روش ساده برای محاسبه راندمان عملکردی موتور و راندمان انرژیکی موتور موشک سوخت مایع با سیستم تغذیه

### مراجع

- [1]. Mattingly, J.D., "Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets", AIAA education series, pp. 213, 2006.
- [2]. Sutton, G.P.; Biblarz, O., "Rocket Propulsion Elements", Wiley-Interscience Publication, 7th ed., 2001.
- [3]. Huzel Dieter K.; Huang David H., "Modern Engineering for Liquid Propellant Rocket Engines", AIAA Publisher, 1992.
- [4]. Linshu He, "Ballistic Missiles and Launch Vehicles Design", Beijing Aerospace University Publishing, 2002.

1- Frozen  
2- Equilibrium



- [5]. Sutton, G.P., "History of liquid propellant engines", AIAA Publication, 2006.
- [6]. <http://www.astronautix.com/engines/rd253.htm>.
- [7]. [http://www.mentallandscape.com/V\\_LaunchVehicles.htm](http://www.mentallandscape.com/V_LaunchVehicles.htm).
- [۸]. قنبری پاکدهی، شهرام؛ پارامترهای لازم در انتخاب پیشرانه مایع و انتخاب مناسب ترین گروه سوخت مایع برای استفاده در موشکهای میانبرد و دوربرد، موارد ویژه دکترا، دانشگاه تهران، ۱۳۸۰.
- [9]. Thompson, D. M., Tertiary amine azides in hypergolic liquid or gel fuels propellant systems, US Pat. 6013143, 2000.
- [10]. M. J. McQuiad, "Computational characterization of 2-azidocycloalkaneamines: notional variations on the hypergol 2-azido-N,N-dimethyl ethanamine (DMAZ)", Army research laboratory, 2002.
- [11]. Holleman, A. F.; Wiberg, E., "Inorganic Chemistry", Academic Press, 2001.
- [12]. Glassman, I., "Combustion", Academic Press Inc., 2nd ed., 1987.
- [13]. Cengel, Y. A.; Boles, M. A., "Thermodynamics: An Engineering Approach", 5th ed., McGraw-Hill, 2006.

Archive of SID