

تخمین توزیع قطر و سرعت قطرات اسپری به روش ماکزیمم انتروپی با استفاده از تحلیل غیرخطی ناپایداری و شبیه‌سازی توربولانس جریان بالادست

فتح‌اله امی^{۱*}، دومان صوفیانی^۲، داوود دومیری گنجی^۳ و سیدحسین موسوی^۴

۱- گروه هوافضا دانشکده فنی، دانشگاه تربیت مدرس

۲- گروه هوافضا دانشکده فنی، پردیس دانشگاه تهران

۳- دانشکده مکانیک، دانشگاه نوشیروانی بابل

۴- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

*تهران، صندوق پستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

Fommi@modares.ac.ir

در این تحقیق سعی شده با توجه به مشخصات جریان بالادست و بدون نیاز به اندازه‌گیری تجربی، توزیع قطر و سرعت تعیین گردد. در ابتدا با استفاده از نرم‌افزار فلونت، جریان توربولانس داخل نازل به وسیله مدل دو معادله‌ای $k-\epsilon$ شبیه‌سازی شده و انرژی توربولانس نازل در خروجی نازل تعیین می‌گردد، سپس با استفاده از تحلیل رشد غیرخطی اغتشاشات طول شکست افشانه و فرکانس حداکثر ناپایداری تعیین شده و در نتیجه آن قطر میانگین قطرات پس از شکست اولیه تعیین می‌گردد. همچنین مدل ماکزیمم انتروپی چهارمعادله‌ای با توجه به ورودی جریان بالادست توسعه یافته و در ادامه ترم‌های چشمه منتوم و انرژی مدل ماکزیمم انتروپی با استفاده از نتایج شبیه‌سازی جریان توربولانس نازل و تحلیل ناپایداری تعیین می‌گردد. در ادامه نتایج مدل ماکزیمم انتروپی ابتدا با ورودی‌های تجربی ارزیابی شده و سپس نتایج مدل با ورودی جریان بالادست تعیین می‌گردد. این نتایج نیز با نتایج تجربی مقایسه شده که همخوانی مناسبی را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: شبیه‌سازی دو معادله‌ای، توزیع قطر، تحلیل غیرخطی ناپایداری، ماکزیمم انتروپی

علائم و اختصارات

g	نسبت چگالی گاز به مایع		
L_b	طول شکست (m)		
n	عدد فاز	C_f	ضریب درگ
S_{mv}	ترم چشمه منتوم	C_{ij}	ضرایب معادله اغتشاش
S_e	ترم چشمه انرژی	\bar{D}	قطر بی بعد شده با قطر D_{30}
U	سرعت محوری گاز اطراف (ms ⁻¹)		
\bar{U}	سرعت بی بعد شده با سرعت گاز		۱. استاد (نویسنده مخاطب)
w	سرعت چرخشی جریان خروجی از نازل		۲. دانشجوی دکتری
We_l	عدد وبر مایع		۳. استاد
			۴. دکتری

نرمالیزاسیون (یک بودن مجموع تمامی احتمالات)، قوانین بقای جرم و ممنتوم، دو شرط بقای انرژی سطحی و سینماتیکی را نیز به عنوان شروط مدل در نظر گرفتند. در ادامه توسعه مدل، سلسل در سال‌های بعد قانون بقای ممنتوم را نیز به دو مؤلفه سرعت محوری و عمودی تقسیم کرد [۱]. به موازات سلسل و برزاتوسکی، لی و تانکین [۱] با صرفنظر از نحوه تبدیل انرژی جنبشی به سطحی تنها از یک شرط انرژی استفاده کرده و یک مدل ماکزیمم انتروپی حجم پایه را جهت تخمین توزیع قطر و سرعت توسعه دادند. در روش لی و تانکین، حجم کنترل از انتهای نازل آغاز شده و تا صفحه‌ای که در آن قطرات تشکیل می‌شوند ادامه دارد که در همین رابطه برخی از محققان به این نحوه استفاده از مدل حجم پایه ایراداتی وارد ساختند و اعلام گردید در مدل حجم پایه به دلیل نوع معادلات، توزیع قطرهای کوچکتر با ضریب غیرفیزیکی که در معادلات وارد می‌شود، کوچکتر از مقدار واقعی در نظر گرفته می‌شود [۱]. با این حال تاکنون از هر دو این مدل‌ها جهت مدلسازی توزیع قطرات استفاده شده است [۲].

در ادامه توسعه مدل، سلسل و احمدی [۳] شرط پارتیشن را که حداقل نسبت سطح به حجم را تعیین می‌کند، جهت محدود کردن حداقل قطر قطرات ارائه کردند. همچنین احمدی و سلسل [۱] طی تحقیقی عنوان داشتند، شروط ممنتوم و انرژی تنها اطلاعات توزیع سرعت را با خود حمل می‌کنند و بر توزیع قطر اثر ناچیزی دارند، لذا می‌توان توزیع قطر و سرعت را با قبول خطای اندکی از هم جدا کرد. در ادامه طی سال‌های دهه نود، تحقیقاتی در زمینه مقایسه روش‌های ماکزیمم انتروپی با مدل‌های تجربی صورت گرفت که در نتیجه آن نتایج هر دو مدل ماکزیمم انتروپی مورد تایید قرار گرفت [۱]. در سال‌های نخست قرن ۲۱ میلادی تحقیقات در خصوص کاربرد مدل ماکزیمم انتروپی بر روی انژکتورهای چرخشی، اولتراسونیک و انژکتورهای با توزیع دو حالتی^۷ ادامه یافت. در ادامه لی، مدل تانکین را با اضافه کردن شرط پارتیشن سلسل برای انژکتور جریان مستقیم استفاده نمود و نتایج را با آزمایش‌ها مورد ارزیابی قرار داد [۱]. کوزین نیز بر پایه نتایج احمدی و سلسل مدلی را ارائه داد که بر مبنای جداسازی ترم‌های چشمه انرژی سینتیک و انرژی سطحی بوده و همچنین توزیع قطر و سرعت را بطور جداگانه محاسبه می‌کرد [۱, ۲]. در ادامه کار کوزین داموچل با تکمیل مدل کوزین، مدلی را بر پایه استفاده از توزیع با پیش احتمال ارائه نمود که برای انژکتورهای دو حالتی و التراسونیک نتایج قابل قبولی را ارائه کرد [۳].

η	اغتشاش سطح جریان خروجی نازل
η_0	اغتشاش اولیه سیال
η_1	اغتشاش مرتبه اول
η_2	اغتشاش مرتبه دوم
η_a	اغتشاش در سطح خارجی
η_b	اغتشاش در سطح داخلی
ϕ	تابع پتانسیل جریان
k	عدد موج برابر $\frac{2\pi}{\lambda}$
$\omega_{1,S}$	فرکانس حداکثر ناپایداری مرتبه ۱ و نامتقارن

مقدمه

در بسیاری از کاربردهای اتمیزرها توزیع قطر و سرعت قطرات ایجاد شده باید از فرم مشخصی تبعیت کند (تعداد ذرات، عرض پاشش، قطرات کوچک کم، قطرات بزرگ مشخص و ...) تا بهترین نتیجه حاصل شود، برای مثال در دستگاه‌های اسپری مخصوص بیماران تنفسی، قطر قطرات تولیدی باید در محدوده مشخص (۳-۱۰ میکرون) باشد تا نتیجه درمانی مناسب حاصل شود. همچنین در بسیاری از کاربردهای احتراقی نیز دانستن توزیع قطر و سرعت جهت بهینه‌سازی سیستم بسیار مهم است. از این رو فرایند شناخت اتمیزاسیون اهمیت زیادی دارد و دارای سابقه تحقیقاتی در حدود یک صد و پنجاه سال است.

معمولاً به منظور توصیف توزیع قطر و سرعت قطرات حاصل از اسپری از تابع توزیع چگالی احتمال^۵ استفاده می‌شود. دلیل آن نیز ماهیت تصادفی و غیرقابل تعیین تولید ذرات و قطرات در فرایند اتمیزاسیون است. از این رو عمده روش‌های تعیین الگوی پاشش این الگو را رعایت کرده و در اکثر موارد اطلاعات را به صورت مقادیر متوسط یا توابع توزیع احتمال ارائه می‌دهند. در این تحقیق نیز هدف، تعیین تابع توزیع احتمال توزیع قطر و سرعت قطرات است.

روش ماکزیمم انتروپی

اصل ماکزیمم انتروپی نخستین بار توسط جینس در سال ۱۹۵۷ ارائه گردید [۱].

اولین تلاش‌ها برای تعیین توزیع اندازه قطرات به روش ماکزیمم انتروپی توسط سلسل و برزاتوسکی [۱] صورت پذیرفت. در این تحقیق آنها فرض کردند صفحه مایع (با ضخامت t و سرعت U_s) در ابتدای منطقه شکست اولیه (طول شکست اولیه) دچار شکست می‌شود. سلسل و برزاتوسکی در این مدل غیر از شرط

6. Volume based
7. Bimodal

5. Probability Density Function

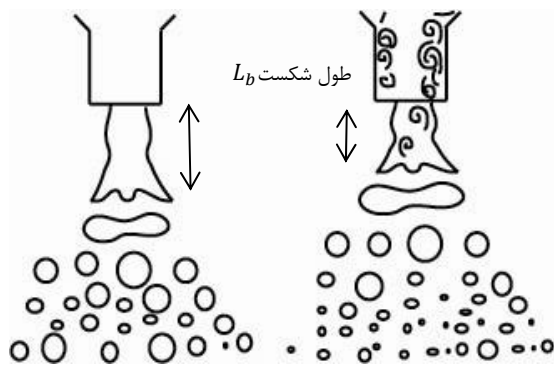
تحقیقات تجربی تیب و سلام [۶] مشخص شده است، انرژی توربولانس داخل نازل بر شکست اولیه تاثیر داشته و حتی در غیاب نیروی آیرودینامیک نیز باعث شکست می‌گردد. از این رو بر طبق مدل هو و گاسمن [۷، ۸] این تاثیر در ثابت زمانی شکست می‌باشد که در رابطه (۱) نشان داده شده است و این ثابت زمانی در جهت محاسبه قطر قطره میانگین و طول شکست استفاده می‌شود.

$$\tau_A = C_3 \tau_t + C_4 \tau_w \quad (1)$$

در این رابطه C_3 و C_4 برابر $1/2$ و $0/5$ می‌باشد. τ_w, τ_t, τ_A نیز ثابت زمانی کل، توربولانسی و ناپایداری سطحی کلونین هلمهولتز می‌باشند. ثابت زمانی توربولانس از رابطه (۲) تعیین می‌گردد.

$$\tau_t = C_\alpha \frac{k_{avg}}{\varepsilon_{avg}} \quad (2)$$

در نهایت پس از محاسبه ثابت زمانی کل، فرکانس مود غالب در نتیجه آن طول موج شکست تغییر می‌کند که در محاسبه طول شکست و قطر قطره میانگین تاثیر دارد (شکل ۲).



شکل ۲- شماتیک تاثیر توربولانس بر کاهش طول شکست و کاهش طول موج شکست و قطر انتهایی

شبیه‌سازی جریان توربولانس داخل نازل

به منظور شبیه‌سازی جریان توربولانسی داخل نازل از مدل توربولانسی دو معادله‌ای $k - \varepsilon$ استفاده شده است. به این منظور در ابتدا هندسه نازل در نرم افزار گمبیت^۸ مدل‌سازی شده و مش زده می‌شود و در ادامه با انتخاب مدل دو معادله‌ای جریان خروجی شبیه‌سازی می‌شود.

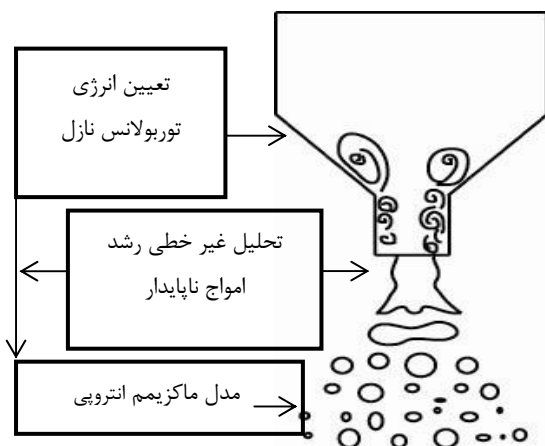
هندسه نازل

مشخصات هندسه نازل مطابق شکل (۳) است که از جمله نازل‌های حلقوی مورد استفاده در صنایع نیروگاهی است.

چالشی که در روش ماکزیمم انترویی وجود دارد، نیاز به اندازه‌گیری مشخصات تجربی (قطر میانگین) به عنوان ورودی، جهت تعیین مشخصات پاشش است. از این رو تلاش‌های بسیاری در جهت حذف این نیاز صورت گرفته است. دسته‌ای دیگر از محققان بر روی ارائه روش‌های تئوری و مستقل از آزمایش‌ها جهت محاسبه توزیع قطر بدون استفاده از اندازه‌گیری‌های تجربی قطر میانگین پرداختند. در این راستا میترا با استفاده از تحلیل ناپایداری دوبعدی بالادست جریان مدلی را برای محاسبه توزیع قطر با استفاده از مقادیر بالادست و بدون نیاز به اندازه‌گیری قطر میانگین ارائه داد [۱]. همچنین موحدنژاد و امی با استفاده از تحلیل ناپایداری خطی، مشخصات بالادست جریان توزیع قطرات را با روش ماکزیمم انترویی به روش تانکین و یک شرط انرژی بدست آوردند [۴]. در همین راستا، کریمایی و حسینعلی‌پور نیز بر اساس تخمین جریان بالادست، به منظور استقلال از اندازه‌گیری تجربی، روشی را ارائه کردند، که با استفاده از زیر مدل بر پایه انرژی، توزیع قطرات افشانه را تعیین می‌نماید [۵].

هدف و روند تحقیق

در این تحقیق، هدف، توسعه یک مدل جهت تخمین توزیع قطر و سرعت افشانه به روش ماکزیمم انترویی است که مستقل از اندازه‌گیری تجربی است. در این مدل مقادیر ورودی با استفاده از نتایج شبیه‌سازی توربولانس داخل نازل و تحلیل ناپایداری جریان پس از نازل تعیین می‌گردد. روند این تحقیق و محل انجام هر بخش شبیه‌سازی به‌طور شماتیک در شکل (۱) نشان داده شده است.



شکل ۱- شماتیک روند و ارتباط بخش‌های تحقیق

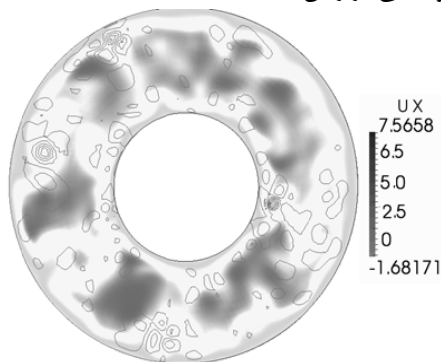
معرفی مدل

با توجه به رینولدز جریان نازل که برابر $Re = 20 \times 10^3$ است، رژیم جریان داخل نازل توربولانس می‌باشد و همانطور که از

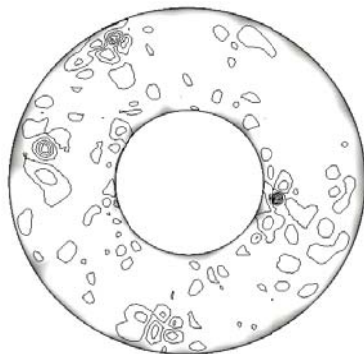
نتایج شبیه‌سازی جریان توربولانس داخل نازل

پس از اجرای کد با عدد کورانت ۰/۰۵ و پس از ۱۰۰ هزار گام تکرار، حل با شرط همگرایی عدم تغییر مقدار انرژی جنبشی جریان در دو گام زمانی، همگرا گردید. در شکل (۵) کانتور سرعت نازل پس از همگرایی حل مشخص شده است.

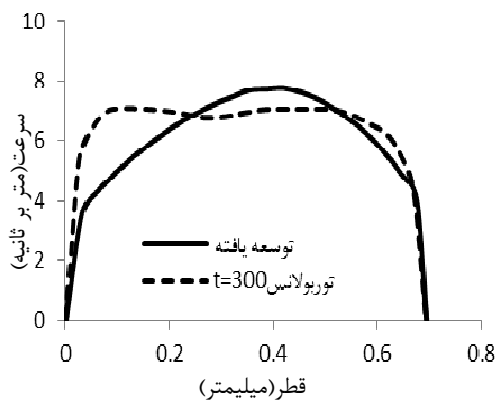
همچنین برش پروفیل سرعت در قسمت بالایی لوله در شکل (۷) ترسیم شده است که شامل دو حل جریان کاملاً توسعه یافته و حل توربولانسی در زمان ۳۰۰ ثانیه است.



شکل ۵- کانتور سرعت در مقطع عرضی



شکل ۶- ساختار گردابه‌های جریان داخل نازل در مقطع عرضی



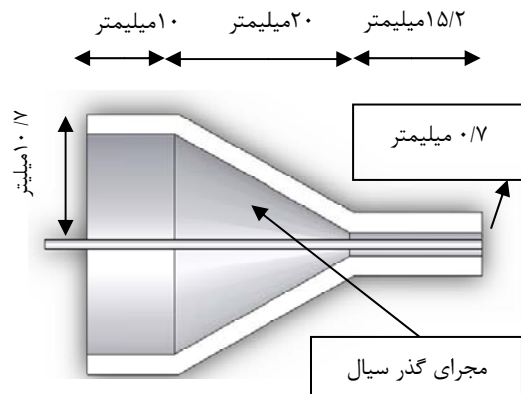
شکل ۷- پروفیل سرعت جریان در دو حالت حل میانگین رینولدزی (پاسخ کاملاً توسعه یافته) و پاسخ توربولانسی

ایجاد شبکه

با توجه به سایز ریزترین سلول، شبکه کلی با استفاده از نرم‌افزار گمبیت، ایجاد گردید و جهت کاهش تعداد نقاط، شبکه با نسبت ۱/۲ به سمت مرکز هندسه بزرگتر شده است (شکل ۴). در این حالت تعداد شبکه برابر ۳ میلیون سلول می‌گردد.

شرط مرزی و اولیه جریان نازل

شرط مرزی و اولیه جریان داخل نازل مطابق جدول (۱) است. همچنین جهت اعمال توربولانس در شرط ورودی به‌مراه فشار ورودی مقدار اغتشاش اولیه نیز به‌صورت درصد از کل میدان فشار اعمال می‌گردد.



شکل ۳- هندسه نازل



شکل ۴- شبکه مورد استفاده در ۳۶۰ درجه

جدول ۱- شرایط مرزی و اولیه جریان داخل نازل

چگالی ($\frac{kg}{m^3}$)	گرانروی دینامیکی ($\frac{kg}{m \cdot s}$)	فشار خروجی (MPa)	فشار ورودی (MPa)
۱۰۰۰	$1/0.02 \times 10^{-3}$	۰/۱۰۲	۰/۵

- نوع چرخش کلی سیال نیز از نوع گردش غیرچرخشی^۹ می باشد به این معنا که چرخش در تمام سیال به غیر از مرکز صفر است.
- از کشش سطحی گاز در برابر کشش سطحی مایع صرف نظر می شود.

معادلات بقا و بالانس نیروها

جهت شبیه سازی رفتار سیال در ابتدا معادلات بقا و بالانس نیرویی نوشته می شود. معادله بقای جرم یا پیوستگی در این حالت برای سیال با توجه به میدان پتانسیل ϕ_i, ϕ_o, ϕ_l به معادله لاپلاس تبدیل می شود (معادله (۵)). به این ترتیب که معادله پیوستگی به صورت معادله (۴) ساده شده و پس از بازنویسی به صورت معادله (۵) که معادله لاپلاس است نوشته می شود.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \nabla \cdot v = 0 \quad (۳)$$

$$\nabla \cdot v = 0 = v_x + v_y = 0 \quad (۴)$$

$$v_x + v_y = 0 = \frac{\partial \phi_x}{\partial x} + \frac{\partial \phi_y}{\partial y} = \nabla^2 \phi = 0 \quad (۵)$$

معادله بقای اندازه حرکت با توجه به غیرلزج بودن سیال به معادله اولر تبدیل می شود و از آنجا که معادله برنولی برای سیال غیرلزج هم تراز معادله اولر است، این معادله بجای معادله اولر استفاده می شود و از آنجا که جریان غیرچرخشی است، معادله برنولی در کل میدان حل برقرار است. در حالت کلی معادله برنولی بین دو نقطه از سیال افشانه و دو نقطه از گاز پیرامون به صورت زیر نوشته می شود:

$$P_g = -\rho_g [\phi_{g,j,t} + \frac{1}{2}(\phi_{g,j,t}^2 + \phi_{g,j,t}^2)] + P_{g0} \quad (۶)$$

$$P_l = -\rho_l [\phi_{l,j,t} + \frac{1}{2}(\phi_{l,j,t}^2 + \phi_{l,j,t}^2)] + P_{l0} \quad (۷)$$

که در این رابطه P_{g0} و P_{l0} فشار داخلی سیال و گاز پیش از آغاز اغتشاش می باشد که بنا بر شرط مرزی دینامیکی $P_{l0} = P_{g0}$ می باشد. از این رو با توجه به شرط مرزی دینامیکی در حالت بدون اغتشاش، از معادله (۶) و (۷) نتیجه می شود،

$$P_g + \rho_g [\phi_{g,j,t} + \frac{1}{2}(\phi_{g,j,t}^2 + \phi_{g,j,t}^2)] = P_l + \rho_l [\phi_{l,j,t} + \frac{1}{2}(\phi_{l,j,t}^2 + \phi_{l,j,t}^2)] \quad (۱)$$

از این رو معادله (۸) از شرط مرزی دینامیک بدون اغتشاش و معادله بقای ممنتوم نتیجه می شود. در نهایت با ترکیب این معادله و شرط مرزی دینامیک در حالت کلی، معادله اصلی مدل سازی استخراج می شود.

حل معادلات مرتبه اول و دوم

حل نهایی معادلات با توان مرتبه اول (η_0) و معادلات با توان مرتبه دوم (η_0^2) به صورت معادله (۹) خواهد بود.

شایان ذکر است با توجه به توخالی بودن لوله، پروفیل سرعت جریان کاملاً توسعه یافته نسبت به لوله توپر کمی متمایل به مرکز لوله است. همچنین پروفیل سرعت توربولانسی در زمان های مختلف، کاملاً متفاوت می باشد، ولی در تمام زمان ها، مقدار دبی جریان ثابت می باشد. در نهایت مقدار k یا انرژی توربولانس و اتلاف در مقطع خروجی نازل تعیین و پس از انتگرال گیری در سطح مقطع خروجی، مقدار متوسط آن تعیین گردید.

تحلیل غیرخطی رشد ناپایداری های سطحی افشانه پس از نازل

همان طور که در رابطه (۱) عنوان شد، عامل تأثیرگذار دیگر بر محاسبه ترم چشمه ممنتوم مدل ماکزیمم انترپولی و محاسبه طول شکست و قطر میانگین، ثابت زمانی حاصل از تحلیل ناپایداری افشانه پیش از شکست اولیه می باشد. جهت محاسبه این ثابت زمانی، از تحلیل غیرخطی رشد ناپایداری های سطحی استفاده می شود. اساس این تحلیل بر پایه فرض جریان پتانسیل و تحلیل کلونین هلمهولتز می باشد.

فرضیات مدل رشد ناپایداری سطحی

جهت شبیه سازی رفتار سیال می بایست برخی فرضیات در جهت ساده سازی در نظر گرفته شوند که شامل موارد زیر می باشند:

- سیال خروجی از نازل و هوای اطراف غیر قابل تراکم می باشند که با توجه به سرعت و فشار سیال قابل قبول است (سرعت هر دو زیر صوت است).
- سیال افشانه دارای خواص ثابت بوده (چگالی)، غیر قابل تراکم و غیرلزج است.
- محیط اطراف دارای خواص ثابت بوده (نظیر چگالی)، غیر لزج و غیر قابل تراکم می باشد.
- سیال افشانه و محیط اطراف در تعادل حرارتی بوده و تنها از نظر مشخصات دینامیکی نظیر سرعت و مشخصات ماهیتی با هم تفاوت دارند.
- جریان سیال در افشانه به صورت متقارن فرض می شود.
- در سطح مشترک حرکت عمود بر جهت مماسی دو سطح برابر و در خلاف جهت می باشد (شرط مرزی سینماتیکی).
- از تأثیر نیروی جاذبه به دلیل سرعت زیاد سیال و طول شکست کم و همچنین ضخامت کم لایه سیال صرف نظر می شود (به عبارت دیگر عدد فرود بسیار زیاد است).
- جریان غیرچرخشی بوده و میدان پتانسیل های سرعت برای سیال و محیط اطراف وجود دارد.

9. Irrotational vortex

نتایج حل معادله سه بعدی رشد ناپایداری سطح لایه سیال

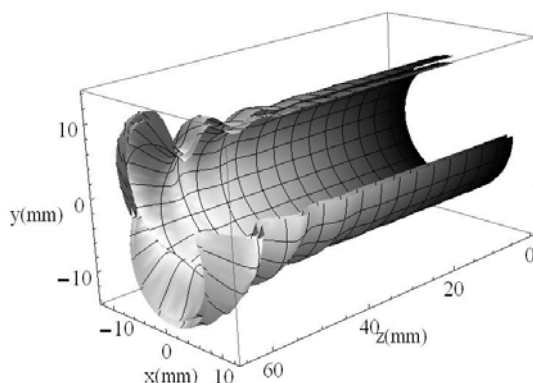
جهت بررسی رشد ناپایداری، در ابتدا با حل معادلات حاکم و تعیین عدد موج حقیقی، با افزایش زمان، ناپایداری کلی افزایش یافته تا جایی که در نهایت موجب شکست افشانه می‌گردد. در این حالت روند تحلیل روند شکست افشانه به صورت زمانی است که نتیجه آن تعیین فرکانس شکست افشانه و عدد موج وابسته به آن خواهد بود. در صورتی که نمودار شکست افشانه در این حالت رسم شود، رفتار آن با انتظار فیزیکی که از رشد ناپایداری می‌رود متفاوت است. دلیل آن هم رشد ناپایداری به صورت مکانی است و نه زمانی و از این تحلیل تنها جهت بدست آوردن فرکانس ماکزیمم استفاده می‌گردد. از این رو جهت بررسی رفتاری شکست با مشاهده نمودار آن، از تحلیل مکانی استفاده می‌شود.

نتایج رشد زمانی^{۱۰} ناپایداری

همانطور که بیان گردید، جهت تعیین مقدار عدد موج مرتبط با نرخ رشد ناپایداری حداکثر از تحلیل زمانی استفاده می‌گردد. در این حالت مقدار عدد موج، مقداری حقیقی بوده و نتایج جهت تعیین فرکانس بررسی می‌گردد.

بررسی رشد مکانی^{۱۱} ناپایداری موج اغتشاش در افشانه

با توجه به مطالب عنوان شده، جهت بررسی مکانی رشد ناپایداری، مقدار موهومی عدد موج را قرار می‌دهیم. در این صورت دامنه نمودار نمایی رشد اغتشاشات، با افزایش فاصله از نازل افزایش یافته و در نهایت به شکست می‌انجامد. در این حالت رفتار نمودار از نظر کیفی مشابه رفتار تجربی می‌باشد (شکل‌های ۸، ۹ و ۱۰)



شکل ۸- نمودار رشد مکانی اغتشاشات در اسپری لایه سیال در حالت $\eta_0 = 0.0006$, $W_0 = 0$, $n = 0$, $Wel = 4$, $U_0 = 15$, $U_i = 0$

$$\eta(x, \theta, t) = \eta_0^1 \eta_1 + \eta_0^2 \eta_2 \quad (9)$$

حل معادلات اغتشاش مرزی مرتبه اول (ضریب η_0) به صورت معادله (۱۰) می‌باشد و هدف حل مرتبه اول پیدا کردن ضرایب این معادله می‌باشد.

$$\eta_1(x, \theta, t) = A(t) \exp(i(kx + n\theta)) + \overline{A(t)} \exp(-i(kx + n\theta)) \quad (10)$$

این ضرایب به صورت جزئی‌تر در معادله (۱۱) مشخص گردیده است.

$$A(t) = (c_{11} \exp(\omega_{11}t) + c_{12} \exp(\omega_{12}t)) \quad (11)$$

که شامل دو جزء حل فرکانس حداکثر ناپایداری و ضرایب c_{11} و c_{12} می‌باشد که از حل فرکانس ناپایداری و شرط مرزی دینامیکی بدست می‌آید.

همچنین حل معادلات اغتشاش مرزی مرتبه دوم (ضریب η_0^2) نیز به صورت معادله (۱۲) است و هدف حل مرتبه دوم پیدا کردن ضرایب این معادله می‌باشد.

$$\eta_2(x, \theta, t) = B(t) \exp(2i(kx + n\theta)) + \overline{B(t)} \exp(-2i(kx + n\theta)) + D(t) \quad (12)$$

ضرایب معادله مرتبه دوم شامل دو جزء فرکانسی و ضرایب غیرفرکانسی است که با حل فرکانس حداکثر ناپایداری مرتبه دوم و استفاده از معادلات شرط مرزی می‌توان ضرایب $c_{21} - c_{25}$ را محاسبه نمود (معادله ۱۳).

$$B(t) = c_{21} \exp(\omega_{21}t) + c_{22} \exp(\omega_{22}t) + c_{23} \exp(2\omega_{11}t) + c_{24} \exp(2\omega_{12}t) + c_{25} \exp((\omega_{11} + \omega_{12})t) \quad (13)$$

شرایط مرزی

همان‌طور که قبلاً عنوان شد شرایط مرزی این مسئله شامل شرط مرزی سینماتیک و دینامیک است که شرط مرزی سینماتیک بیان‌کننده تساوی مقدار حرکت و سرعت در مرز می‌باشد. از این رو شرط مرزی سینماتیک بصورت زیر بیان خواهد شد.

$$V_{L,r} = \frac{D\eta_t}{Dt} \quad (14)$$

$$\phi_{L,r} - \eta_{,t} - \phi_{L,x} \eta_{,x} = 0 \quad (15)$$

از سوی دیگر شرط مرزی دینامیک بیان‌کننده برابری نیرو در سطح مشترک دو سیال در تمام شرایط است.

$$(P_L - P_g - \sigma \nabla \cdot k) \cdot n = (\tau_l - \tau_g) \cdot n \quad (16)$$

در معادله (۱۶) P_L و P_g مقادیر فشار در هر لحظه در سطح سیال می‌باشد و τ_l نیز تانسور تنش سیال در سطح می‌باشد. همچنین n بردار عمود بر سطح مشترک و σ کشش سطحی و k نیز شعاع میانگین سطح می‌باشد.

10. Temporal wave analysis

11. Spatial instability analysis

$$\exp \lambda_0 = \frac{p_{i,0}}{\sum_{i=1}^n \exp \left[-\lambda_0 - \lambda_1 g_1(x_1) - \lambda_2 g_2(x_2) - \dots - \lambda_m g_m(x_m) \right]} \quad (21)$$

که در آن ثابتهای $\lambda_0, \lambda_1, \dots, \lambda_m$ ضرایب لاگرانژ هستند که در معادله (۱۸) عنوان شده‌اند. همچنین تابع توزیع نهایی نیز همان‌طور که عنوان شد از رابطه (۲۱) محاسبه می‌شود.

معادلات بقای مدل ماکزیمم انتروپی

با توجه به شکل کلی تابع احتمال توزیع، تفاوت روش‌های مختلف استفاده از اصل ماکزیمم انتروپی، جهت تعیین توزیع قطر و سرعت قطرات، مربوط به نوع شرایط اعمالی و معادلات بقا می‌باشد. در این تحقیق با توجه به اینکه هدف تعیین توزیع پاشش با استفاده از مشخصات بالادست و بدون استفاده از نتایج اندازه‌گیری تجربی است، تنها می‌توان از چهار معادله بقا استفاده نمود و در صورت افزایش معادلات قید نظیر جداسازی معادله انرژی به دو بخش بقای انرژی مکانیکی و انرژی سطحی مطابق روش سلسل [۱]، اطلاعات قطر میانگین برای تعیین ترم چشمه آن در دسترس نیست و نیازمند استفاده از نتایج تجربی می‌باشد. با فرض پیوسته بودن فضای متغیرهای قطر و سرعت معادلات بقای نهایی به صورت معادلات زیر خواهند بود.

$$\int_{D_{min}}^{D_{max}} \int_{U_{min}}^{U_{max}} f D^3 dU dD = 1 + S_m \quad (22)$$

$$\int_{D_{min}}^{D_{max}} \int_{U_{min}}^{U_{max}} f U D^3 dU dD = 1 + S_{mv} \quad (23)$$

$$\int_{D_{min}}^{D_{max}} \int_{U_{min}}^{U_{max}} f (U^2 D^3 + B D^2) dU dD = 1 + S_e \quad (24)$$

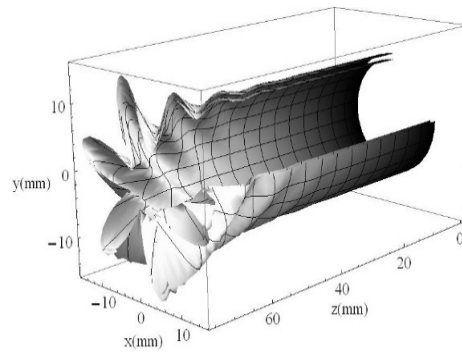
$$\int_{D_{min}}^{D_{max}} \int_{U_{min}}^{U_{max}} f dU dD = 1 \quad (25)$$

که در آن $\bar{D}_i = D_i/D_{30}$ و $\bar{U}_j = U_j/U_l$ بوده و $\bar{S}_m, \bar{S}_{mv}, \bar{S}_e$ نیز ترم‌های چشمه بی بعد شده می‌باشند. ثابت B نیز با کشش سطحی مرتبط بوده و مقدار آن بصورت زیر می‌باشد.

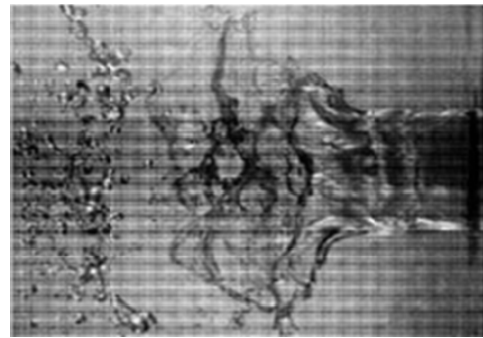
$$B = \frac{12}{We_{30}} ; \quad We_{30} = \frac{\rho U_l^2 D_{30}}{\sigma} \quad (26)$$

جملات چشمه مدل ماکزیمم انتروپی

جهت حل معادلات ماکزیمم انتروپی در ابتدا بایستی جملات چشمه مشخص گردند. همان‌طور که قبلاً توضیح داده شد، دستگاه معادلات از یک معادله نرمالیزاسیون و سه معادله بقا تشکیل شده است. این رو سه جمله چشمه (S_m, S_{mv}, S_{me}) بایستی تعیین گردند. این جملات ارتباط بین بخش با حل قطعی^{۱۳} تحلیل ناپایداری و تعیین



شکل ۹- نمودار رشد مکانی اغتشاشات در اسپری لایه سیال در حالت $\eta_0 = 0.0006, n = 4, W_0 = 50, Wel = 4, U_0 = 15, U_i = 0$



شکل ۱۰- تصویر شکست یک افشانه در حالت واقعی [۹]

مدل ماکزیمم انتروپی

رابطه و روش محاسبه ماکزیمم انتروپی

هدف مدل ماکزیمم انتروپی، بیشینه کردن تابع معیار عدم قطعیت با در نظر گرفتن قیود تعریف شده است. برای ماکزیمم کردن تابع معیار عدم قطعیت:

$$B(P) = - \sum_{i=1}^n p(x_i) \ln \frac{p(x_i)}{\alpha(x_i)} \quad (17)$$

با توجه به شرایط

$$\sum_{i=1}^n p(x_i) = 1, \sum_{i=1}^n p(x_i) g_r(x_i) = \bar{g}_r; r = 1, 2, \dots, m \quad (18)$$

بایستی از روش ضرایب لاگرانژ استفاده نمود. به این منظور ابتدا لاگرانژین آن بصورت زیر محاسبه شود

$$p(x_i) = p_{i,0} \exp \left[-\lambda_0 - \lambda_1 g_1(x_1) - \lambda_2 g_2(x_2) - \dots - \lambda_m g_m(x_m) \right] \quad (19)$$

و با مساوی قرار دادن مشتقات احتمال با صفر، نتیجه می‌شود

$$p(x_i) = \alpha(x_i) \exp \left[-\lambda_0 - \lambda_1 g_1(x_1) - \lambda_2 g_2(x_2) - \dots - \lambda_m g_m(x_m) \right] \quad (20)$$

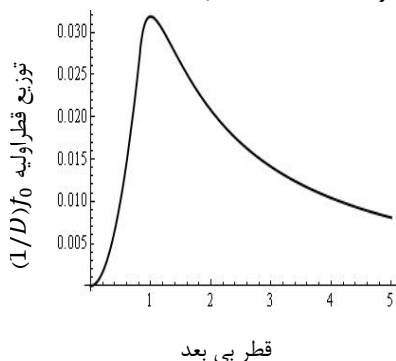
میترا [۱] در محدوده طول موج‌های ناپایدار ($0 \leq k \leq k_c$) قطر قطره با معادله زیر با طول موج در ارتباط است.

$$\bar{D} = \sqrt{\frac{\lambda}{\lambda_b}}; \lambda = \frac{2\pi}{k} \quad (32)$$

همچنین بر طبق تئوری ناپایداری خطی (10^0) خارج از محدوده عدد موج ناپایدار k_c موج‌ها پایدار می‌باشند. بنابراین برای امواج با عدد موج بیش از عدد موج ناپایدار ($k \geq k_c$) فرض می‌شود که توزیع اولیه با مجذور قطر قطرات نسبت دارد. همچنین جهت پیوستگی توزیع، یک قطر بحرانی تعریف می‌شود، که نقطه برخورد شیب دو منحنی می‌باشد. در این حالت تابع چند ضابطه‌ای بصورت زیر خواهد بود.

$$f_0 = \left\{ \begin{array}{l} m\bar{D}^2 \bar{D} \leq \bar{D}_{cr} \\ \omega_{1,s} \left(\frac{k_b}{\bar{D}^2} \right) \bar{D} \geq \bar{D}_{cr} \end{array} \right\} \quad (33)$$

که در این رابطه m شیب f_0 و k_b عدد موج شکست مربوط به k_b و $\omega_{1,s}$ نرخ رشد ماکزیمم مرتبه اول می‌باشد. شکل ۱۱ نشان‌دهنده توزیع اولیه در حالت $We = 50, U = 4, \rho = 0.001$ می‌باشد.



شکل ۱۱- توزیع اولیه قطر قطرات افشانه برای $We = 50, U = 4, \rho = 0.001$

ارزیابی رفتاری نتایج مدل ماکزیمم انتروپی

روش ماکزیمم انتروپی توزیع قطر و سرعت ذرات اسپری را با توجه به شرایط خروجی نازل (مشخصات اسپری) تعیین می‌کند. همچنین جهت ارزیابی اولیه روش حل و مدل، نتایج ابتدا برای یک انژکتور مشخص ارائه می‌گردد. در ابتدا محدود حل با توجه به روابط حداکثر قطر و سرعت تعیین می‌گردد.

$$\bar{D}_{min} = 0, \bar{D}_{max} = 3, \quad \bar{U}_{min} = 0, \bar{U}_{max} = 3 \quad (34)$$

در شکل (۱۲) نمودار توزیع نقاط هم احتمال رسم شده است که نشان می‌دهد هر چه سرعت از $U = 1$ دورتر شود، تغییرات و فراوانی آن کمتر خواهد شد. همچنین در شکل ۱۳ نمودار سه بعدی از نحوه توزیع سرعت و قطر برای یک اسپری نمونه با مشخصات $We = 50, U = 4, \rho = 0.001$ نشان داده شده است.

توربولانس با بخش با حل غیرقطعی^{۱۳} معادلات ماکزیمم انتروپی می‌باشند. در این تحلیل فرض بر آن است که گاز اطراف کاملاً اشباع بوده و در نتیجه هیچ انتقال جرمی اتفاق نمی‌افتد. به عبارت دیگر کاهش جرم ناشی از تبخیر اتفاق نمی‌افتد. این فرض برای آزمایشات در محیط آزمایشگاهی بدلیل انتالپی بالای تبخیر آب در دمای اتاق قابل قبول است. بنابراین ترم چشمه جرم صفر می‌باشد.

$$S_m = 0 \quad (27)$$

ترم چشمه ممنتوم با فرض تاثیر نیروی مقاوم بر دو سطح افشانه، به دلیل اختلاف سرعت بین سیال و گاز اطراف تعیین می‌گردد. در این حالت برای نیروی مقاوم در برابر حرکت افشانه خواهیم داشت

$$F = 2 \left[\frac{1}{2} \rho_g (U_g - U_l)^2 A^* C_f \right], \quad A^* = (L_b a^*) \times b^* \quad (28)$$

که در این معادله C_f ضریب نیروی درگ جریان بر روی صفحه می‌باشد که برای جریانهای توربولانس و آرام و مقادیر مختلف b^* مقدار آن متفاوت است. در این حالت با توجه به حجم کنترل، نرخ تغییرات ممنتوم برابر با تغییرات تنها نیروی وارد به سیال یا همان مقاومت آیرودینامیکی است که بواسطه مقاومت حرکتی که توسط گاز اطراف سیال ایجاد می‌شود از ممنتوم سیال افشانه کسر می‌شود.

$$S_{mv} = \frac{F}{\rho_l U_l^2 b^* (2a^*)} \quad (29)$$

در نتیجه با ترکیب معادلات (۲۸ و ۲۹) نتیجه می‌شود

$$S_{mv} = \frac{1}{2} C_f \rho (U - 1)^2 L_b \quad (30)$$

که در این معادلات ρ نسبت چگالی گاز به چگالی سیال و U نیز نسبت سرعت گاز به سرعت سیال می‌باشد.

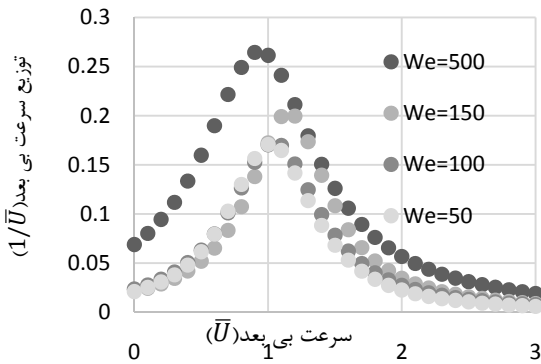
ترم چشمه انرژی نیز با استفاده از تحلیل مشابه بدست می‌آید.

$$S_e = C_f \rho (U - 1)^3 L_b \quad (31)$$

توزیع اولیه قطر قطرات

بر طبق مدل میترا [۱] در روش ماکزیمم انتروپی مورد استفاده، تاثیر اطلاعات رشد امواج ناپایدار در فصل مشترک گاز-مایع در نظر گرفته نمی‌شود. و با توجه به نتایج تحلیل ناپایداری خطی، طول موج بایبشترین نرخ رشد، نقش اساسی را در شکست اولیه لایه سیال ایفا می‌کند و از این رو نقش مهمی در توزیع قطر قطرات در افشانه دارد.

در این حالت، توزیع اولیه قطر قطرات (f_0) از منحنی نرخ رشد بدست می‌آید. در این مدل پیشنهاد شده که توزیع اولیه با فرکانس حداکثر نرخ رشد مرتبط باشد. بسته به نرخ رشد ناپایداری، قطر بی‌بعد \bar{D} با نرخ رشد بی‌بعد k نسبت معکوس دارد. بر طبق نتایج



شکل ۱۵- تغییرات توزیع سرعت نسبت به تغییرات سرعت بی بعد برای $\rho = 0.001, U = 4, We = 50, 100, 150, 500$

بررسی نتایج مدل به ازای داده‌های ورودی تجربی

در مرحله بعد جهت تست کارایی مدل به ازای مقادیر تجربی C_f ، L_b و D_{30} (جدول ۲) نتایج مدل با نتایج تجربی لی [۱] در خصوص توزیع قطر و سرعت مدل مقایسه می‌شود که نتایج آن در نرم‌افزار متمتیکا رسم شده‌است (شکل‌های ۱۶، ۱۷ و ۱۸).

همان‌طور که در شکل (۱۶) نشان داده شده است، توزیع قطر از مدل چهار معادله‌ای همخوانی مناسبی با نتایج تجربی دارد. همچنین در خصوص توزیع سرعت در شکل (۱۷) نیز تخمین توزیع با دقت مناسبی صورت گرفته، ولی در سرعت‌های بالا به دلیل وجود قطرات بسیار ریز ولی با سرعت لحظه‌ای زیاد و فاصله سیر کم در مقادیر سرعت بی بعد انتهای توزیع، مدل مقدار سرعت حداکثر را بیشتر از مقدار نهایی (در حدود ۱۰٪) تخمین می‌زند (شکل ۱۷).

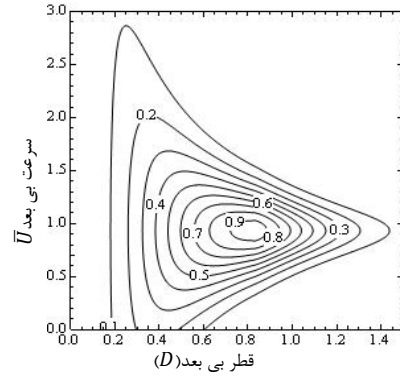
جدول ۲- مشخصات انژکتور مورد بررسی

مقدار	مشخصات انژکتور
۵۰	عدد وبر
۰/۰۰۱۲	نسبت چگالی
۰/۰۷۳	کشش سطحی (N/m)
۵	C_f
۰/۰۲۸۷	S_{mv}
۰/۱۷۰۷	S_e

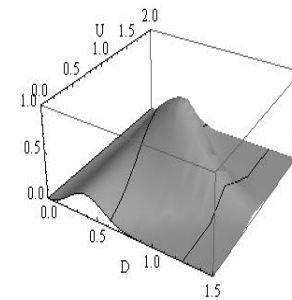
همان‌طور که در شکل (۱۶) نشان داده شده است، توزیع قطر از مدل چهارمعادله‌ای همخوانی مناسبی با نتایج تجربی دارد. همچنین در خصوص توزیع سرعت در شکل (۱۷) نیز تخمین توزیع با دقت مناسبی صورت گرفته، ولی در سرعت‌های بالا به دلیل وجود قطرات بسیار ریز ولی با سرعت لحظه‌ای زیاد و فاصله سیر کم در مقادیر

تأثیر تغییرات عدد وبر بر توزیع ماکزیمم انتروپی

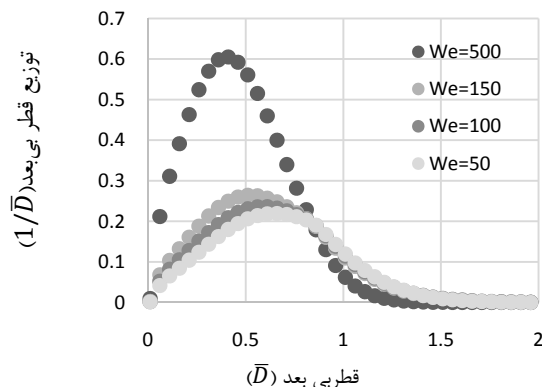
در شکل (۱۴) تغییرات توزیع قطر ذرات اسپری در اعداد وبر مختلف رسم شده است و همان‌طور که انتظار می‌رود در این نمودار هرچه عدد وبر بالاتر رود یا به عبارت دیگر سرعت افزایش یابد، توزیع یکنواخت‌تر می‌شود.



شکل ۱۲- نمودار توزیع خطوط هم احتمال



شکل ۱۳- نتایج توزیع همزمان سرعت و قطر ذرات اسپری برای $\rho = 0.001, U = 4, We = 150$



شکل ۱۴- تغییرات توزیع قطر قطرات نسبت به قطر بی بعد برای $\rho = 0.001, U = 4, We = 50, 100, 150, 500$

همچنین در شکل (۱۵) تغییرات نمودار سرعت بی بعد نسبت به تغییرات عدد وبر رسم شده است، که با افزایش عدد وبر، نمودار تغییرات سرعت بی بعد نیز یکنواخت‌تر می‌گردد.

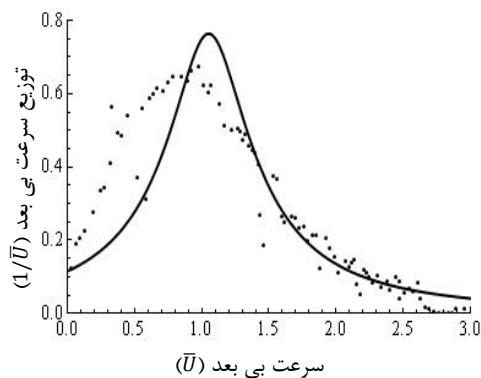
نتایج مدل ماکزیمم انترژی به ازای مقادیر به‌دست آمده از جریان بالادست

پس از بدست آوردن مقادیر طول شکست و فرکانس ناپایداری از روش تحلیل رشد ناپایداری‌های سطحی و اصلاح آن با انرژی توربولانس طبق مدل هو و گاسمن [۷, ۸] برای آنژکتور مورد بررسی (رابطه ۱)، مقادیر آن با استفاده از معادلات (۳۰) و (۳۱) جایگزین مقادیر چشمه ممتوم و چشمه انرژی بدست آمده از آزمایش‌های تجربی گردید. نتایج توزیع قطر و سرعت آن در شکل (۱۸) و شکل (۱۹) نشان داده شده است. در این حالت مشخص می‌گردد، تخمین مدل از نظر رفتاری به درستی رفتار توزیع را نشان داده است. همچنین نمودار با تقریب مناسبی با نتایج همخوانی دارد. در خصوص تفاوت نتایج مدل و مقدار تجربی در شکل (۱۹) که مقدار قطر حداکثر بیشتر از نتایج تجربی تخمین زده شده است می‌توان نتیجه گرفت که انرژی شکست و به دنبال آن ترم چشمه انرژی، از مقدار تخمین زده شده توسط مدل بیشتر است یا طول شکست از مقدار واقعی آن بیشتر تخمین زده شده است. دلیل آن خطای ناشی از تبخیر سطحی، فرار قطرات بسیار ریز از سطح آنژکتور پیش از شکست اولیه و همچنین خطای مقادیر تجربی در مدل هو و گاسمن است [۷, ۸].

همچنین با توجه به این موضوع که چشمه انرژی مسئول توزیع سرعت می‌باشد، شکل (۱۹) نشان‌دهنده همخوانی تقریبی نتایج سرعت با نتایج تجربی است که دلیل این امر دقت مناسب تعیین ترم چشمه انرژی است.

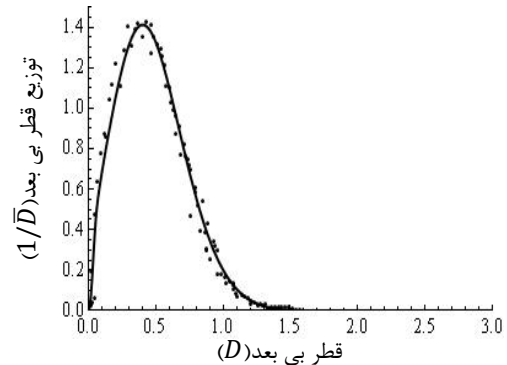
نتیجه‌گیری

در این تحقیق هدف توسعه مدل ماکزیمم انترژی با ورودی مستقل از اندازه‌گیری تجربی و با استفاده از مشخصات جریان بالادست بوده است. از این رو در ابتدا با توجه به حجم کنترل و بالانس انرژی و ممتوم، ترم‌های چشمه تعیین می‌گردد.

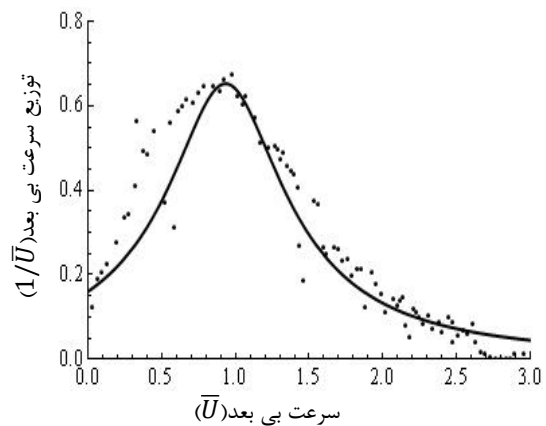


شکل ۱۹- نتایج توزیع سرعت پس از محاسبه ترم چشمه بصورت تئوری با استفاده از نتایج شکست اولیه (خط ممتد نتایج مدل و نقاط نتایج تجربی می‌باشد)

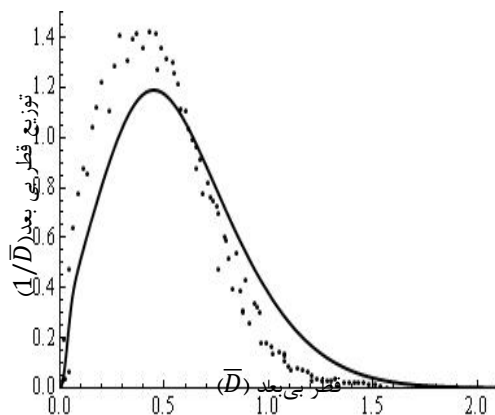
سرعت بی‌بعد انتهای توزیع، مدل مقدار سرعت حداکثر را بیشتر از مقدار نهایی (در حدود ۱۰٪) تخمین می‌زند (شکل ۱۸).



شکل ۱۶- نتایج توزیع قطر مدل به ازای ورودی قطر میانگین اندازه‌گیری شده در مقایسه با توزیع اندازه‌گیری شده به روش تجربی (خط ممتد نتایج عددی و نقاط نتایج تجربی می‌باشد)



شکل ۱۷- مقایسه نتایج توزیع سرعت با نتایج تجربی (خط ممتد نتایج عددی و نقاط نتایج تجربی می‌باشد)



شکل ۱۸- نتایج توزیع قطر پس از محاسبه ترم چشمه بصورت تئوری با استفاده از نتایج شکست اولیه (خط ممتد نتایج مدل و نقاط نتایج تجربی می‌باشد)

مراجع

1. Dumouchel, C., "The maximum entropy formalism and the prediction of liquid spray drop-size distribution" *Entropy*, Vol. 11, No. 4, 2009, pp. 713-747.
2. Bodaghkhani, A., Colbourne, B. and Muzychka, Y.S., "Prediction of droplet size and velocity distribution for spray formation due to wave-body interactions," *Ocean Engineering*, Vol. 155, 2018, pp. 106-114.
3. Asadollahzadeh, M. and et al., "Using maximum entropy, Gamma, Inverse Gaussian and Weibull approach for prediction of drop size distribution in a liquid-liquid extraction column," *Chemical Engineering Research and Design*, Vol. 117, 2017, pp. 637-647.
4. Movahednejad, E., Ommi, F. and Hosseinalipour, S.M., "Prediction of droplet size and velocity distribution in droplet formation region of liquid spray," *Entropy*, Vol. 12, No. 6, 2010, pp. 1484-1498.
5. Hosseinalipour, S.M., Karimaei, H. and Movahednejad, E., "Droplets diameter distribution using maximum entropy formulation combined with a new energy-based sub-model," *Chinese journal of chemical engineering*, Vol. 24, No. 11, 2016, pp. 1625-1630.
6. Tayeb, R. and et al., "Both experimental and numerical investigation on breakup length of cylindrical falling jet," *Procedia Engineering*, Vol. 56, 2013, pp. 462-467.
7. Omocea, I.L. and et al., "Breakup of Liquid Jets," *Energy Procedia*, Vol. 85, 2016, pp. 383-389.
8. Yao, S., Zhang, J. and Fang, T., "Effect of viscosities on structure and instability of sprays from a swirl atomizer," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 39, 2012, pp. 158-166.
9. Ibrahim, A. and Jog, M., "Nonlinear instability of an annular liquid sheet exposed to gas flow," *International Journal of Multiphase Flow*, Vol. 34, No. 7, 2008, pp. 647-664.
10. Zhao, H. and et al., "Transition Weber number between surfactant-laden drop bag breakup and shear breakup of secondary atomization," *Fuel*, Vol. 221, 2018, pp. 138-143.

جهت تعیین ترم‌های چشمه با توجه به مدل هو و گاسمن جریان توربولانس داخل نازل با استفاده از مدل توربولانسی دو معادله‌ای $k - \epsilon$ ، شبیه‌سازی شد و انرژی متوسط توربولانس جریان در خروجی انژکتور تعیین گردید.

در ادامه با استفاده از تحلیل سه بعدی غیر خطی رشد امواج ناپایداری در سطح افشانه، طول موج شکست و فرکانس غالب تعیین شد. در ادامه تاثیر توربولانس بر نتایج آن اعمال شد که منجر به محاسبه قطر قطره میانگین و طول شکست و در نهایت ترمهای چشمه، ممنتوم و انرژی شد.

در قسمت سوم، مدل ماکزیمم انترپوی بر پایه معادلات بقا و معادله نرمالیزاسیون توسعه یافت تا از ورودی‌های جریان بالادست استفاده شود. در ادامه مدل با ورودی‌های تجربی تست گردید که نتایج حاصل از آن همخوانی مناسبی با نتایج تجربی را نشان می‌دهد.

نهایتاً، ورودی‌های بدست آمده از جریان بالادست جایگزین ورودی تجربی گردید که در این حالت هر دو نمودار از جهت رفتاری همخوانی کاملی را نشان می‌دهند.

نمودار توزیع سرعت نیز از نظر کمی، همخوانی مناسبی با مقادیر تجربی دارد که نشان دهنده تعیین مناسب ترم چشمه انرژی دارد.

در خصوص نمودار توزیع قطر، پیک نمودار در حدود $0.14 = \frac{2}{14}$ درصد کمتر از مقدار تجربی است و همچنین مقدار قطر حداکثر نیز بیشتر از مقدار تجربی حدس زده شده است. این امر ناشی از کمتر تخمین زدن ترم ممنتوم نسبت به حالت واقعی دارد. دلیل آن می‌تواند خطای ناشی از تبخیر سطحی، فرار قطرات بسیار ریز از سطح انژکتور پیش از شکست اولیه و همچنین خطای مقادیر تجربی در مدل هو و گاسمن باشد. ولی در نهایت مدل جهت تخمین اولیه مقادیر قطر و سرعت نتایج مناسبی را ارائه داده است.

طراحی و تحلیل سیستمی سامانه لغو پرتاب فضاپیمای سرنشین‌دار در مأموریت زیرمداری

میثم محمدی‌امین^{۱*}، نیما کریمی^۲ و محمدعلی فارسی^۳

۱، ۲ و ۳- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

* تهران، کدپستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

mmohammadi@ari.ac.ir

در مقاله حاضر، فرآیند طراحی سامانه لغو پرتاب یک فضاپیمای سرنشین‌دار در مأموریت زیرمداری ارائه شده است. به همین منظور با مطالعه آماری سامانه لغو پرتاب سایر فضاپیماهای سرنشین‌دار، تعدادی پارامتر بدون بعد برای سامانه لغو پرتاب و فضاپیما تولید شده است. با استفاده از این پارامترها، با توجه به داشتن مشخصات جرمی و ابعادی فضاپیما، مشخصات جرمی، هندسی-ابعادی، تراست موتور فرار و شتاب سامانه لغو پرتاب تخمین زده شده است. برای استخراج پیکره بندی بیرونی از تحلیل آیرودینامیکی عددی استفاده شده و نتایج تحلیل در کنار سایر پارامترهای موثر در طراحی، یک چارچوب طراحی را ایجاد نموده است. برای انتخاب پیکره بندی بهینه از یک تحلیل سلسه مراتبی استفاده شده است و به منظور اطلاع از صحت طراحی، یک مدل تحلیلی بر پایه معادله مومنتوم برای طراحی موتور فرار به کار گرفته شده که مقایسه نتایج حاصل از این مدل و طراحی آماری صورت گرفته حاکی از صحت داده‌های تولید شده می‌باشد. طراحی سامانه لغو پرتاب با این روش، برای نخستین بار انجام می‌شود. نتایج نشان می‌دهد پیکره بندی سامانه لغو پرتاب با موتور فرار نازل بالا، انتخاب بهینه برای پیکره‌بندی سامانه لغو پرتاب می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: سامانه لغو پرتاب، برج فرار اضطراری، فضاپیمای سرنشین‌دار، مأموریت زیرمداری

عهده‌دار سامانه لغو پرتاب می‌باشد. طراحی این سامانه با توجه به شکل و پیکره‌بندی بیرونی، مشابهت زیادی به پرتابگرها دارد. با توجه به اینکه سامانه لغو پرتاب در اغلب فضاپیماهای سرنشین‌دار عملیاتی جهان در بالای واحد سرنشین قرار می‌گیرد برای به دست آوردن مشخصات مربوط به این سامانه می‌توان از داده‌های آماری فضاپیماها و برج‌های فرار استفاده نموده و محدوده مجازی را برای مشخصات جرمی و هندسی این سامانه تعیین نمود. با توجه به برنامه اعزام انسان به فضا و پیگیری فرآیند طراحی مربوطه در ایران افزایش ایمنی پرواز فضاپیما برای سرنشین ضروریست و در پروازهای سرنشین‌دار مداری و زیرمداری، نجات جان سرنشین در مواقع اضطراری، همواره به عنوان یک الزام کلان در طراحی مطرح بوده است. بررسی‌ها نشان می‌دهد درصد قابل توجهی از سوانح در مأموریت‌های فضایی مربوط به بروز سانحه در حامل، از لحظه

علائم و اختصارات

F	تراست موتور
M	وزن کل فضاپیما
\dot{m}_p	دبی سوخت
m_0	وزن فضاپیما
m_p	وزن سوخت

مقدمه

یکی از مهم‌ترین الزامات در طول عملیات فضاپیماهای سرنشین‌دار، نجات جان سرنشین در هنگام بروز سانحه است که این مأموریت بر

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)
 ۲. کارشناس ارشد
 ۳. دانشیار

قرارگیری بر روی سکو تا پایان فاز اوجگیری می‌باشد. لذا، وجود سامانه‌ای که در صورت بروز سانحه بتواند شرایط لازم را برای نجات جان سرنشین فراهم نماید، در پروازهای سرنشین‌دار، الزامی است. این سامانه در فضاییماها با نام سامانه لغو پرتاب (LAS)^۴ شناخته می‌شود. فضاییمایی که سامانه لغو پرتاب برای آن طراحی می‌شود فضاییمایی است که قرار است تا ارتفاع ۱۷۰ کیلومتری پرواز نموده و سپس بر روی زمین فرود آید. این فضاییما نسل اول فضاییماهای سرنشین‌دار ایران است که برای پرواز زیرمداری طراحی و ساخته خواهد شد. بنابراین نسل اول سامانه لغو پرتاب نیز برای این فضاییما طراحی و ساخته شده و بر روی آن نصب خواهد شد. در طراحی این سامانه، بررسی تداخلات و اثرات سامانه لغو پرتاب بر روی ایرودینامیک حامل و فضاییما در نظر گرفته شده است. بنابراین، دقت در طراحی پیکره‌بندی بیرونی مهمترین فاکتور طراحی می‌باشد. از سوی دیگر با توجه به اینکه هندسه بیرونی سامانه لغو پرتاب شباهت زیادی به هندسه حامل‌های فضایی دارد، پارامترهای تاثیرگذار در طراحی پرتابگر، می‌تواند در طراحی پیکره‌بندی بیرونی سامانه لغو پرتاب نیز مورد استفاده قرار گیرد. به طور معمول، سامانه لغو پرتاب همزمان با نهایی شدن بخش سرنشین، طراحی می‌شود، لذا طراحی این سامانه بر پایه طراحی واحد سرنشین انجام می‌شود.

طراحی سامانه لغو پرتاب برای نخستین بار در فضاییمای مرکوری انجام شد [۱] و پس از آن در فضاییماهای مختلفی از جمله آپولو، سایوز، اورایون و شتزو این پیکره‌بندی مورد استفاده قرار گرفت و همچنان نیز در حال توسعه می‌باشد. در دهه ۱۹۷۰ در روند توسعه سامانه لغو پرتاب فضاییمای آپولو، چندین آزمایش تجربی بر روی این سامانه برای به دست آوردن مشخصات ایرودینامیکی انجام شد. این نتایج در طراحی و تحلیل سامانه لغو پرتاب آپولو، کاربرد فراوانی داشت [۲و۳]. در سال ۱۹۷۱، لی و همکارانش از ناسا، طرح تست عملکردی و محیطی موتور جدایش سامانه لغو پرتاب آپولو را انجام دادند و نتایج را به صورت پارامترهای عملکردی مختلف موتور ارائه دادند [۴]. در سال ۱۹۷۳ یک تیم از ناسا [۵]، طراحی و برآوردهای اولیه را نسبت به مشخصات موتورهای سوخت جامد فضاییمای آپولو انجام داد و مشخصات سامانه‌های پیش‌رانش و برخی پارامترهای طراحی فضاییمای آپولو را ارائه داد. برای بررسی رفتار جریان سیال حول سامانه لغو پرتاب، تا کنون از هر دو روش حل عددی و تجربی، استفاده شده است.

در سال ۲۰۰۸ ایمادا و همکارانش از ژاپن [۶]، با بررسی طرح‌های مختلف سامانه‌های لغو پرتاب و مزایا و معایب آنها، یک سامانه لغو پرتاب را طراحی نمودند. این تیم با بررسی سامانه‌های لغو مختلف در جهان، یک سامانه را با توجه به الزامات در نظر

گرفته برای فضاییمای کونوتوری طراحی نمودند و پارامترهای طرح خود را با سامانه لغو پرتاب سایر فضاییماها مقایسه کردند. در سال ۲۰۰۸ لیتون و همکارانش از ناسا، با استفاده از یک حلگر شش درجه آزادی و روش مونت کارلو، پروفایل تراست و مأموریت سامانه لغو پرتاب فضاییمای اورایون را ارائه دادند [۷]. در سال ۲۰۱۱ شیل و همکارانش از ناسا [۸]، با بررسی یک سامانه لغو پرتاب با پیکره‌بندی موتور با نازل‌های قرار گرفته در پشت مرکز جرم، سعی در کاهش ارتفاع کلی سیستم و دستیابی به یک پیکره‌بندی جدید داشتند پس از آن، چان و همکارانش، با استفاده از اصل برهنه‌ی آثار، پدیده‌های مختلف از جمله اثرات جت خروجی موتورها و جدایش را با استفاده از حل عددی شبیه‌سازی و یک پایگاه داده غیرلج را برای فضاییمای اورایون ایجاد نمودند [۹]. در سال ۲۰۱۱، شیلد و همکارانش از مرکز تحقیقاتی ایمز، سامانه لغو پرتاب فضاییمای اورایون را با استفاده از روش حل عددی شبیه‌سازی نمودند. در این شبیه‌سازی که در حالت موتور روشن انجام شد، علاوه بر در نظر داشتن گازهای خروجی موتور فرار، ضرایب ایرودینامیکی نیز استخراج گردید [۱۰]. همچنین در سال ۲۰۱۱، وانگ و همکارانش در ژاپن، جدایش یک جسم به شکل کپسول را از سامانه لغو پرتاب با در نظر گرفتن تداخل جت‌های خروجی موتور فرار، شبیه‌سازی کردند [۱۱]. در سال ۲۰۱۵ گیلبرت از ناسا، طرح مفهومی جدیدی را به‌عنوان سامانه لغو پرتاب فضاییمای اورایون ارائه نمود و در ادامه نتایج آزمون‌ها و شبیه‌سازی‌های انجام شده بر روی این طرح را ارائه نمود [۱۲]. در این طرح سامانه لغو پرتاب به صورت یک فیرینگ^۵ بر روی بخش سرنشین نصب شده و تعداد ۶ موتور به صورت دورچین در اطراف این بخش قرار داده شده است. در مقاله حاضر برای نخستین بار به طراحی یک سامانه لغو پرتاب برای یک مأموریت زیرمداری سرنشین‌دار پرداخته خواهد شد. این سامانه بخشی از راهبرد طرح کلان ملی اعزام انسان به فضا با استفاده از پرتابگرهای بومی ایران می‌باشد و الزامات ورودی برای طراحی بر این اساس تعیین شده‌است. روش طراحی استفاده شده مبتنی بر تحلیل آماری، شبیه‌سازی‌ها و تحلیل سلسله مراتبی است.

الزامات طراحی سامانه لغو پرتاب

به منظور طراحی در نخستین گام باید الزامات بالادستی اعلام شود. اصلی‌ترین الزام دریافت شده نجات جان سرنشین در شرایط اضطراری تا پایان فاز صعود می‌باشد. همچنین بر اساس الزامات دریافت شده، بیشینه شتاب اعمالی از جانب سامانه لغو پرتاب در لحظه جدایش باید ۱۰g باشد. در این تحقیق فرض می‌شود، این

5. Fairing

4. Launch Abort System

مطالعات آماری سامانه لغو پرتاب

یکی از روش‌های طراحی سامانه‌های فضایی در فازهای ابتدایی، استفاده از داده‌های آماری می‌باشد. در سامانه‌های فضایی پیچیده‌ای مانند سامانه لغو پرتاب که پروفایل شتاب و پیکره‌بندی وسیله کمی متفاوت است، این داده‌ها می‌تواند چارچوب مناسبی را برای طراحی وسیله ایجاد نماید. تفاوت اصلی سامانه لغو پرتاب با وسایلی همچون موشک‌ها یا حامل‌های فضایی این است که در این سامانه موتور فرار در قسمت بالایی محموله قرار گرفته در حالی که در موشک‌ها و حامل‌ها، موتور در قسمت پایین محموله قرار دارد. در این قسمت با بررسی آماری مشخصات فنی سامانه‌های لغو پرتاب در جهان، تلاش خواهد شد پارامترهای بدون بعدی تولید شود تا با استفاده از این پارامترها، به صورت آماری بتوان مشخصات تقریبی سامانه لغو پرتاب را برای فضایی‌های هدف، تخمین زد. از جمله مهم‌ترین مشخصاتی که در این بخش مورد ارزیابی قرار می‌گیرد نسبت جرم سامانه لغو پرتاب به جرم کل (جرم ماژول سرنشین + جرم سامانه لغو پرتاب)، نسبت تراست موتور فرار به وزن کل، نسبت قطر کوچک فضایی‌ها به قطر موتور فرار، نسبت طول سامانه فرار به قطر موتور فرار است. این داده‌ها در قالب جداول و گراف‌ها، می‌تواند چارچوب و محدوده‌ها را برای طراحی سامانه لغو پرتاب، مشخص کند.

برای تخمین جرم سامانه لغو پرتاب در این بخش، نمودارهای نسبت جرم کل بر حسب جرم سامانه لغو پرتاب برای تعدادی از فضایی‌ها آورده می‌شود و از این داده‌ها برای تخمین جرم سامانه لغو پرتاب استفاده خواهد شد. بر همین اساس با توجه به جدول (۱) میانگین جرم سامانه لغو پرتاب بر اساس وزن فضایی‌های مختلف ۱/۷ می‌باشد.

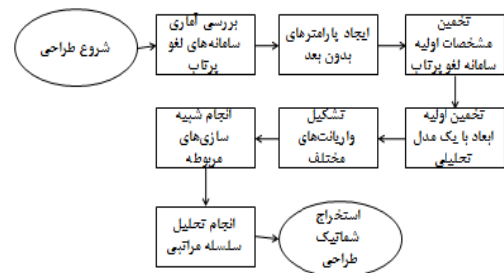
جدول ۱- نسبت وزن ماژول سرنشین به سامانه لغو پرتاب در فضایی‌های مختلف

نام فضایی	نسبت وزن ماژول سرنشین به سامانه لغو پرتاب
سایوز	۱/۲۳۵
مرکوری	۲/۳۳۶
آپولو	۱/۶۱۱
کونوتوری	۱/۶۶۶
میانگین	۱/۷۱۲

با توجه به جدول (۱)، براساس مطالعات صورت گرفته نسبت متوسط وزن فضایی‌ها به ماژول سرنشین به طور متوسط حدود ۱/۷ می‌باشد که با این حساب وزن سامانه لغو پرتاب ۵۸۸ کیلوگرم می‌شود. در شرایط واقعی و با در نظر گرفتن شرایط پرتاب عملیاتی، وزن کل فضایی‌ها دارای محدودیت است و در فاز طراحی باید تلاش شود

شتاب از لحظه روشن شدن موتور تا پایان سوزش به طور متوسط، ادامه داشته باشد، لذا در ادامه طراحی موتور فرار اضطراری با این فرض انجام می‌شود. بر همین اساس، با در نظر گرفتن شتاب مورد نیاز ۱۰g برای انجام عملیات فرار و با در نظر گرفتن زمان سوزش ۳ ثانیه که از داده‌های آماری بدست آمده، تغییر سرعت لازم برای انجام ماموریت می‌بایست ۲۹۴/۳ متر بر ثانیه، باشد. در ادامه با داشتن این تغییر سرعت، از روابط تحلیلی برای طراحی موتور سوخت جامد بهره گرفته خواهد شد.

الگوریتم طراحی سامانه لغو پرتاب برای یک فضایی‌های سرنشین‌دار در شکل (۱) آورده شده است.



شکل ۱- الگوریتم طراحی سامانه لغو پرتاب

اجزای سامانه لغو پرتاب

در اکثر فضایی‌های سرنشین‌دار، سامانه لغو پرتاب بر روی قسمت بالایی محموله (بخش سرنشین) نصب می‌شود. این سامانه معمولاً از طریق سازه خردپایی یا یک آداپتور به بخش سرنشین متصل می‌شود. شکل (۲) نحوه اتصال سامانه لغو پرتاب در دو فضایی‌های آپولو و اورایون را نشان می‌دهد. در قسمت بالایی بخش اتصال فضایی‌ها به سامانه لغو پرتاب، معمولاً موتور فرار قرار می‌گیرد و در بالای موتور فرار، موتور جداساز متصل می‌شود که وظیفه این موتور، جدایش فضایی‌ها از سامانه لغو پرتاب است. بالای موتور جدایش در سامانه‌های فرار مختلف عموماً بخش پایداری و کنترل قرار دارد که این قسمت شامل بخش کانارد برای پایداری وسیله و موتور کنترلی برای کنترل سامانه لغو پرتاب به همراه فضایی‌ها می‌باشد.



شکل ۲- نحوه اتصال سامانه لغو پرتاب به فضایی‌ها در فضایی‌های آپولو (سمت چپ) و اورایون (سمت راست)

است. یکی از مهم‌ترین پارامترها در طراحی موتور فرار، نسبت تراست موتور فرار به وزن این سامانه می‌باشد. این نسبت در حامل‌های سوخت مایع که یک محموله را در مدار قرار می‌دهند، بین ۱/۲۸ تا ۲ می‌باشد اما در سامانه لغو پرتاب با توجه به اینکه در هر لحظه می‌بایست، شتاب موتور فرار اضطراری از شتاب کل محموله بیشتر باشد، در حدود ۸ تا ۱۰ برابر شتاب گرانش می‌باشد. جدول (۲) نسبت تراست موتور فرار به وزن را در سامانه‌های فرار مختلف نشان می‌دهد. باتوجه به نسبت جرمی و نسبت تراست به وزن بدست آمده از داده‌های آماری، می‌توان جرم سامانه لغو پرتاب را با در نظر گرفتن جرم کل محموله که حامل قادر است آن را در ارتفاع مورد نظر قرار دهد، تخمین زد. از همین رو جرم و تراست تقریبی برای سامانه لغو پرتاب با توجه به سه وزن ۱، ۱/۵ و ۲ تن، در حالت بیشینه و کمینه به شرح جدول (۳) است.

جدول ۲- نسبت تراست موتور فرار به وزن در فضاپیماهای مختلف

نام فضاپیما	نسبت تراست به وزن
آپولو	۷/۱۶
سایوز	۱۰/۱
مرکوری	۱۲/۱
اورایون	۸/۳۳
کونوتوری	۱۰/۱
میانگین	۹/۶

جدول ۳- بیشینه و کمینه جرم و تراست سامانه فرار برای فضاپیما با وزن مختلف

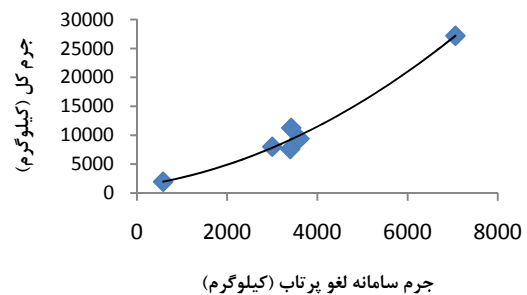
جرم فضاپیما	جرم سامانه فرار کمینه (کیلوگرم)	جرم سامانه فرار بیشینه (کیلوگرم)	تراست مورد نیاز کمینه (کیلونیوتن)	تراست مورد نیاز بیشینه (کیلونیوتن)
۱ تن	۲۶۰	۴۵۰	۷۰/۲۳	۹۸/۹۸
۱/۵ تن	۳۹۰	۶۷۵	۱۰۵/۲۵	۱۴۸/۴۷
۲ تن	۵۲۰	۹۰۰	۱۴۰/۴۷	۱۹۸/۱۶۲

در سامانه لغو پرتاب، درصد بالایی از وزن متعلق به سوخت موتور فرار است. این درصد در فضاپیماهای مختلف، متفاوت است. جدول (۴) نسبت وزن سوخت موتور فرار به وزن کل را در چند فضاپیما مختلف نشان می‌دهد. بر اساس آمار آورده شده، به طور میانگین، سوخت، حدود ۱۰-۱۵ درصد از کل وزن فضاپیما را تشکیل می‌دهد. لذا با استفاده از رابطه زیر می‌توان وزن سوخت موتور فرار را برای سامانه لغو پرتاب تخمین زد:

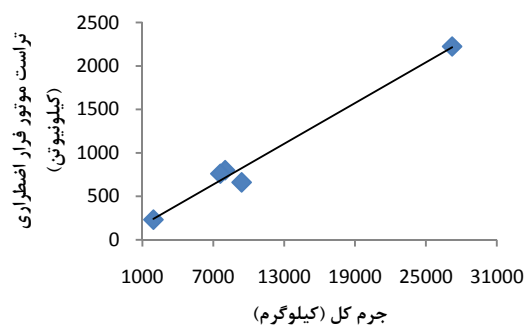
$$\text{وزن کل} \times \text{میانگین نسبت وزن سوخت به وزن کل در فضاپیماهای مختلف} = \text{وزن سوخت موتور فرار}$$

از رابطه فوق، با داشتن پارامتر بدون بعد میانگین نسبت وزن سوخت به وزن کل در فضاپیماهای مختلف، برای یک فضاپیما با

فضاپیما و سامانه لغو پرتاب واحد ممکن سبک‌تر شود لذا در این مقاله عدد نسبت وزن فضاپیما به سامانه لغو پرتاب الزاماً ۱/۷ یعنی میانگین وزن فضاپیماها در نظر گرفته نشده است و عدد ۲ برای این نسبت در این فاز از طراحی لحاظ شده است. با داشتن جرم ۱۰۰۰ کیلوگرم برای فضاپیما هدف، جرم سامانه لغو پرتاب، حدود ۵۰۰ کیلوگرم تخمین زده می‌شود. همچنین برای فضاپیمایی با وزن بیشتر، وزن سامانه لغو پرتاب نیز افزایش می‌یابد. روند تغییرات مشخصه‌های جرمی و تراست در فضاپیماهای مختلف، در نمودار آورده شده است (شکل‌های ۳ و ۴). بر اساس شکل (۴) که جرم برحسب تراست موتور فرار در فضاپیماهای مختلف را نشان می‌دهد می‌توان تراست مورد نیاز برای یک موتور فرار با جرم حدود ۲۰۰۰ کیلوگرم را در حدود ۱۵۰ کیلونیوتن برآورد نمود. در ادامه برای محاسبه تراست مورد نیاز عملیات فرار، نسبت تراست به وزن در فضاپیماهای مختلف آورده می‌شود.



شکل ۳- جرم سامانه لغو پرتاب بر حسب جرم کل در فضاپیماهای مختلف



شکل ۴- جرم کل بر حسب تراست موتور فرار اضطراری در فضاپیماهای مختلف

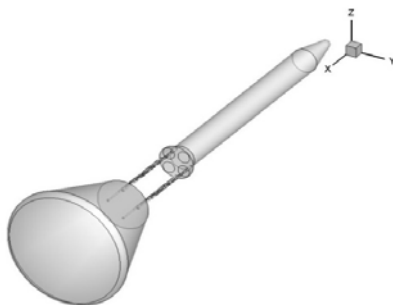
در شکل (۳) می‌توان افزایش جرم سامانه لغو پرتاب را با توجه به افزایش جرم کل مشاهده نمود. همانگونه که انتظار می‌رود جرم سامانه لغو پرتاب با افزایش جرم فضاپیما افزایش می‌یابد و این افزایش روندی غیرخطی دارد. در شکل (۴) مشاهده می‌شود افزایش جرم کل با تراست موتور فرار دارای یک رابطه خطی است و مطابق انتظار افزایش جرم نیازمند تراست بالاتری برای انجام مأموریت

اضطراری، سعی شد، از داده‌های آماری، اعداد بدون بعدی تولید گردد و از اعداد بدون بعد تولید شده، قطر و طول مورد نظر برای سامانه لغو پرتاب مدنظر، استخراج گردد. به همین منظور، سه پارامتر بدون بعد نسبت قطر کوچک محموله به قطر موتور فرار، نسبت قطر بزرگ محموله به قطر موتور فرار و نسبت طول کل سامانه فرار به قطر موتور فرار اصلی برای فضایی‌ماهای اورایون، آپولو، مرکوری و سایوز استخراج شده و از آنها میانگین گرفته شد. جدول (۵)، این داده‌ها را نشان می‌دهد:

جدول ۵- تعیین مشخصات هندسی سامانه لغو پرتاب از داده‌های آماری

نام فضایما	نسبت قطر کوچک محموله به قطر موتور فرار	نسبت قطر بزرگ محموله به قطر موتور فرار	نسبت کل طول برج فرار به قطر موتور فرار
اورایون	۲/۶۷۱	۵/۱۱۷	۱۲/۰۲
آپولو	۲/۳۸۳	۵/۲۶۷	۱۳/۵۶
مرکوری	۲/۰۴۱	۵/۱۹۷	۱۰/۰۹۸
سایوز	۳/۳۳	۴/۱۸	۶/۸۶
میانگین	۲/۳۶۵	۵/۲۱	۱۱/۸۹۲

از جدول فوق، مشاهده می‌شود، داده‌های مربوط به سامانه لغو پرتاب سایوز، اختلاف قابل ملاحظه‌ای با داده سه سامانه فرار دیگر دارد، از همین رو برای انجام یک تخمین اولیه از قطر و طول، از پارامترهای مورد نظر برای سه فضایمای دیگر، میانگین گرفته شده و در جدول فوق آورده شده است. نتایج نشان می‌دهد، برای محموله با قطر کوچک ۷۴۳ میلی‌متر و قطر بزرگ ۱۸۵۰ میلی‌متر، قطر موتور فرار پیشنهادی با توجه به قطر کوچک محموله حدود ۰/۳۱۴ متر و با توجه به عدد بدون بعد قطر بزرگ محموله، ۰/۳۳۵ متر می‌شود. همچنین با توجه به نسبت قطر به طول سامانه لغو پرتاب، طول بین ۳/۷۳۴-۳/۹۸۴ متر برآورد می‌شود. با توجه به موارد ذکر شده، طرح مفهومی سامانه لغو پرتاب فضایمای هدف بدون جانمایی زیرسیستم‌ها، به صورت شکل (۷) می‌باشد. در این طرح، قسمت اتصال دهنده بخش سرشنین به سامانه لغو پرتاب با چهار میله نشان داده شده و نحوه اتصال طراحی دقیق نشده است.

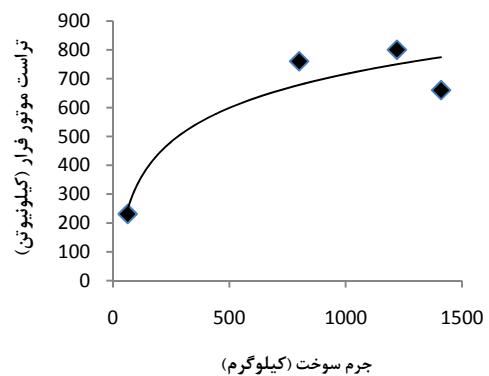


شکل ۷- طرح مفهومی اولیه سامانه لغو پرتاب طراحی شده

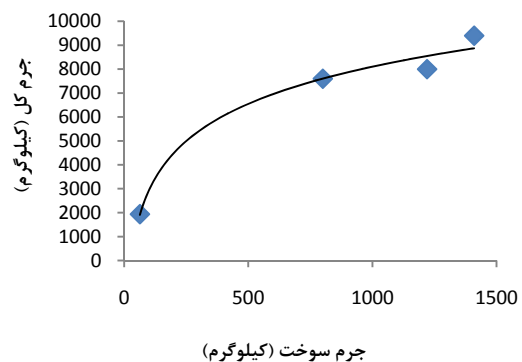
وزن کل ۱/۶ تن می‌توان وزن سوخت مورد نیاز برای موتور فرار را در حدود ۲۳۰ کیلوگرم تخمین زد. همچنین با استفاده از دو نمودار شکل (۵) و شکل (۶) می‌توان روند تغییرات وزن سوخت را بر اساس دو پارامتر تراست مورد نیاز و وزن کل مشاهده نمود.

جدول ۴- نسبت وزن سوخت موتور فرار به وزن کل در فضایی‌ماهای مختلف

نام فضایما	کونوتور ی	آپولو	سایوز	میانگین
وزن کل (کیلوگرم)	۸۰۰۰	۹۴۰۰	۷۶۰۰	۸۳۳۳/۳
وزن سوخت (کیلوگرم)	۱۲۲۰	۱۴۱۰	۸۰۰	۱۱۴۳/۳
نسبت وزن سوخت به وزن کل	۰/۱۵۳	۰/۱۵	۰/۱۰۵	۰/۱۳۶



شکل ۵- جرم سامانه لغو پرتاب بر حسب جرم سوخت موتور فرار



شکل ۶- جرم کل فضایما بر حسب جرم سوخت موتور فرار

همان‌طور که در شکل‌های (۵) و (۶) مشخص است، افزایش جرم کل فضایما و سامانه لغو پرتاب موجب می‌شود جرم سوخت بیشتری مورد نیاز باشد. همچنین مشاهده می‌شود با افزایش جرم سوخت، تراست موتور فرار نیز افزایش یابد. برای بدست آوردن ابعاد و انجام یک تخمین اولیه برای قطر و طول موتور اصلی سیستم فرار

مفروض برای طراحی مفهومی موتور فرار نیز در جدول (۸) ارائه شده است.

جدول ۸- فرضیات محاسبات مربوط به موتور فرار

مقدار	مشخصات
۲۰	نرخ سوزش (میلی‌متر بر ثانیه)
۳	زمان سوزش (ثانیه)
۳۳۰	قطر خارجی سوخت (میلی‌متر)
۹۰	قطر داخلی سوخت (میلی‌متر)
۸۱۰	شتاب
۱۲۰۰	وزن فضاپیما به همراه سایر تجهیزات سامانه لغو پرتاب (کیلوگرم)
۲۳۰	ضربه ویژه سوخت (ثانیه)
۳۰	زاویه نصب نازل‌های موتور فرار (درجه)
۱۷۸۰	چگالی سوخت (کیلوگرم بر متر مکعب)

تخمین مشخصات موتور فرار

برای محاسبه وزن کل و وزن سوخت موتور سوخت‌جامد فرار، از رابطه بقای مومنتوم استفاده می‌شود. بر اساس این رابطه داریم [۱۴]:

$$F \Delta t = M \Delta V \quad (1)$$

که، F تراست موتور و M وزن کل فضاپیما و سامانه فرار اضطراری می‌باشد. همچنین بر اساس روابط موجود، برای موتورهای سوخت جامد، تراست موتور برابر خواهد بود با:

$$F = I_{sp} g \dot{m}_p \quad (2)$$

که در معادله (۲)، \dot{m}_p دبی سوخت می‌باشد که حاصل تقسیم وزن سوخت بر زمان است، لذا از ترکیب دو رابطه (۲) و (۱) داریم:

$$I_{sp} g \dot{m}_p = M \Delta V \quad (3)$$

در رابطه فوق، M وزن کل فضاپیما و سامانه فرار اضطراری می‌باشد. این وزن، مجموع وزن فضاپیما، موتور فرار اضطراری و مابقی تجهیزات سامانه فرار می‌باشد. همچنین خود موتور فرار مجموع وزن سوخت جامد و سازه موتور می‌باشد که نسبت وزن سازه و سوخت در موتورهای سوخت جامد، عموماً عددی مشخص است و با توجه به کیفیت سوخت و جنس آن تعیین می‌شود، همچنین m_p وزن سوخت فضاپیما می‌باشد. به همین منظور می‌توان وزن کل را به صورت زیر نیز بیان نمود [۱۳]:

$$M = m_0 + 1.8 m_p \quad (4)$$

که در رابطه (۴)، m_0 وزن فضاپیما می‌باشد. ضمن اینکه ضریب ۱/۸ که در رابطه برای وزن سوخت در نظر گرفته شده، بیانگر وزن کل موتور است. در واقع وزن کل موتور را می‌توان با ضربی از وزن سوخت نشان داد، بدین ترتیب که وزن کل برابر ۱/۶ تا ۲ برابر وزن سوخت می‌باشد. این ضریب تابعی از سطح فناوری

موتور فرار سامانه لغو پرتاب

موتور فرار وظیفه دور کردن ماژول سرنشین از حامل در صورت بروز شرایط اضطراری را بر عهده دارد. این موتور، که در بیشتر سامانه‌های لغو پرتاب از نوع سوخت جامد است، اغلب دارای چند نازل با زاویه می‌باشند. افزایش تعداد نازل‌ها و نصب آنها با زاویه نسبت به محور اصلی موتور فرار به دلیل خروج گازهای موتور سوخت جامد با زاویه می‌باشد که این مورد می‌تواند موجب جلوگیری از صدمه دیدن فضاپیما در اثر برخورد گازهای خروجی موتور با سطح آن شود. همچنین جدول (۶) و جدول (۷) برخی از مشخصات فنی موتور فرار در فضاپیماهای مختلف را نشان می‌دهد. سلول‌های خالی در دو جدول، مواردی هستند که دسترسی به آنها از مراجع معتبر ممکن نبوده است.

جدول ۶- برخی از مشخصات موتورهای فرار در فضاپیماهای مختلف

	آپولو	مرکوری	سایوز	اورایون	شنزو	کونوتوری
وزن کل (کیلوگرم)	۹۴۰۰	۱۹۳۵	۷۶۰۰	۲۲۲۱۶	۱۱۲۶۰	۸۰۰۰
وزن سامانه فرار (کیلوگرم)	۳۶۰۰	۵۸۰	۳۴۰۰	۷۰۶۲	۳۴۲۰	۳۰۰۰
وزن سوخت (کیلوگرم)	۱۴۱۰	-	۸۰۰	-	-	۱۲۲۰
تراست موتور فرار (کیلونیوتن)	۶۶۰	۲۳۱	۷۶۰	۲۲۲۴	-	۸۰۰
زمان سوزش (ثانیه)	۳/۲	۴/۱	۱/۶۲	۲/۴	-	۲/۳

جدول ۷- مشخصات نسبی موتورهای فرار در فضاپیماهای مختلف

	آپولو	سایوز	اورایون	کونوتوری
نسبت تراست به وزن	۷/۱۶	۱۰/۱	۸/۳۳	۱۰/۱
نسبت طول به قطر	۷/۱۵	-	۴/۷	-

شرایط طراحی موتور فرار

در طراحی مفهومی، مشخصات کلی از قبیل مقدار تراست، وزن موتور و ابعاد آن می‌بایست با خطای قابل قبول تخمین زده شود لذا برای تخمین این پارامترها، به تعدادی ورودی نیاز است که این ورودی‌ها از داده‌های آماری و یا شرایط عملکرد این موتور استخراج می‌شود. نوع سوخت انتخابی برای طراحی، سوخت جامد مرکب و گرین سوخت به صورت BATES در نظر گرفته شده است. باید اشاره شود در فاز طراحی مفهومی، گرین سوخت به صورت استوانه توخالی در نظر گرفته شده و انتخاب دقیقتر گرین در فازهای بعد صورت خواهد پذیرفت. مهم‌ترین پارامترهای

۲۹۴	تغییر سرعت (متر بر ثانیه)
۲۴۷/۹۵	وزن سوخت محاسبه شده (کیلوگرم)
۴۴۶/۳	وزن کل موتور (کیلوگرم)
۱۶۱۵۰۰	تراست موتور (نیوتن)
۱/۷۵۸۶	طول گرین (متر)

انتخاب پیکربندی ایرودینامیکی سامانه لغو پرتاب

بطور معمول سامانه لغو پرتاب در قسمت بالای فضاپیما قرار می-گیرد و شامل چهار بخش اصلی موتور فرار، موتور جتیسون (جداساز)، موتور کنترلی و بخش کانارد می-باشد. با توجه به دارا بودن چند موتور سوخت جامد در پیکربندی، بررسی رفتار سیال حول وسیله در دو حالت موتور روشن و موتور خاموش، از اهمیت بالایی برخوردار بوده و تاثیر زیادی بر روی طراحی این سامانه دارد. بررسی جت‌های خروجی موتور فرار، تحلیل پیکربندی از نظر نیروی پسا و تحلیل پایداری با توجه به موقعیت مرکز فشار و مرکز جرم از جمله مهم‌ترین مواردی است که در طراحی سامانه لغو پرتاب می-بایست مدنظر قرار گیرد.

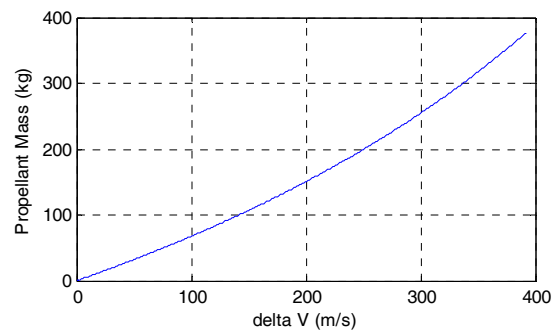
به طور کلی دو نوع واریانت برای پیکربندی ایرودینامیکی سامانه لغو پرتاب وجود دارد. در واریانت نخست که بیشتر در فضاپیماهای قدیمی از جمله مرکوری و آپولو مورد استفاده قرار گرفته است، برای جلوگیری از برخورد جت‌های خروجی موتور فرار، از یک سازه خرپایی به شکل برج، استفاده می-شد. در این واریانت، نازل‌های موتور فرار در قسمت پایین موتور قرار می‌گیرد که این امر موجب تداخل جت‌های خروجی موتور با بخش حامل سرنشین می‌شود. مزیت این پیکربندی، سادگی طراحی، کاهش تداخلات با فضاپیما و افزایش ارتفاع می‌باشد. در واریانت دوم، که بیشتر در فضاپیماهای جدید از جمله اورایون، مورد استفاده قرار گرفته، به جای بهره بردن از سازه خرپایی، نازل‌های موتور فرار به قسمت فوقانی وسیله منتقل شده است. برای جلوگیری از برخورد جت‌های خروجی موتور فرار، محافظ حرارتی یا آداپتور، به قسمت پایینی سامانه لغو پرتاب اضافه شده است. در این واریانت، با توجه به عدم وجود فضای کافی برای خروج گازهای خروجی موتور فرار با سرعت بالا، نازل‌ها به صورت بیرون زده قرار می‌گیرند. مزیت این واریانت، عدم نیاز به سازه خرپایی با طول زیاد و کاهش طول کلی سامانه لغو پرتاب می‌باشد.

زاویه نصب نازل‌ها، در هر دو پیکربندی، در حدود ۳۰ درجه در نظر گرفته شده است. این زاویه با توجه به دو فاکتور جلوگیری از برخورد جت‌های خروجی به بدنه و جلوگیری از افت عملکرد موتور در نظر گرفته می‌شود. در واقع افزایش زاویه نصب نازل‌ها، موجب کاهش

است و با بررسی انجام شده برای کشور، این ضریب ۱/۸ در نظر گرفته شده است. همچنین با توجه به اینکه موتور فرار اضطراری در قسمت بالای ماژول سرنشین قرار می‌گیرد، با در نظر گرفتن ملاحظات ایرودینامیکی و گرمایشی باید نازل‌های موتور فرار اضطراری با زاویه نسبت به محور اصلی موتور نصب شوند لذا با در نظر گرفتن زاویه ۳۰ درجه برای نصب چهار نازل موتور فرار اضطراری، داریم:

$$m_p = \frac{m_0 \Delta V}{I_{sp} g \cos(\sigma) - 1.8 \Delta V} \quad (5)$$

بر اساس روابط فوق برای موتور با $I_{sp} = 230$ منحنی وزن سوخت بر اساس تغییر سرعت به صورت نمودار شکل (۸) خواهد بود



شکل ۸- نمودار تغییرات سرعت بر اساس وزن سوخت

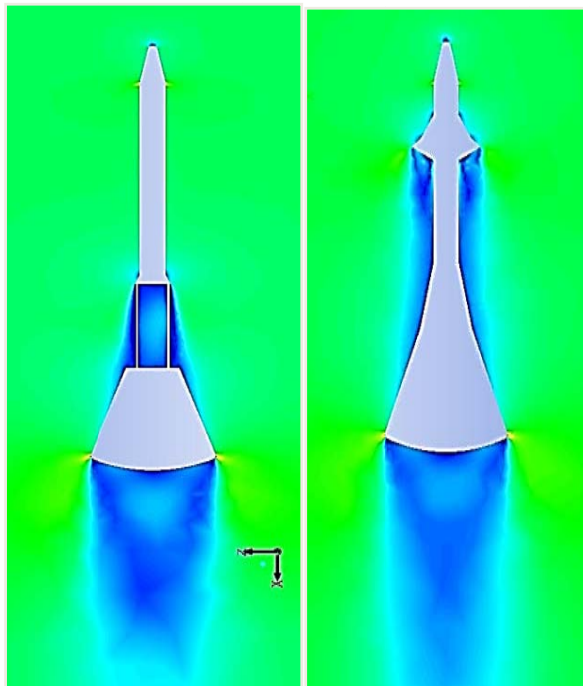
تخمین‌های اولیه از داده‌های آماری، نشان می‌دهد قطر موتور فرار حدود ۳۱۴-۳۳۵ میلی‌متر خواهد بود. در این فاز برای تخمین ابعاد موتور فرار، با توجه به داشتن وزن سوخت، ابعاد تقریبی برای موتور فرار تخمین زده خواهد شد. سوخت انتخابی، دارای قطر بیرونی ۳۱۰ میلی‌متر و قطر داخلی ۹۰ میلی‌متر می‌باشد چگالی سوخت‌های مرکب به طور معمول در حدود ۱۷۸۰ کیلوگرم بر متر مکعب می‌باشد. با توجه به اینکه محفظه سوزش سوخت موتورهای سوخت جامد به صورت یک استوانه می‌باشد، برای محاسبه طول سوخت با توجه به گرین در نظر گرفته شده، می‌توان از رابطه زیر استفاده نمود:

$$m_p = \rho V = \frac{\pi}{4} (d_2^2 - d_1^2) H \quad (6)$$

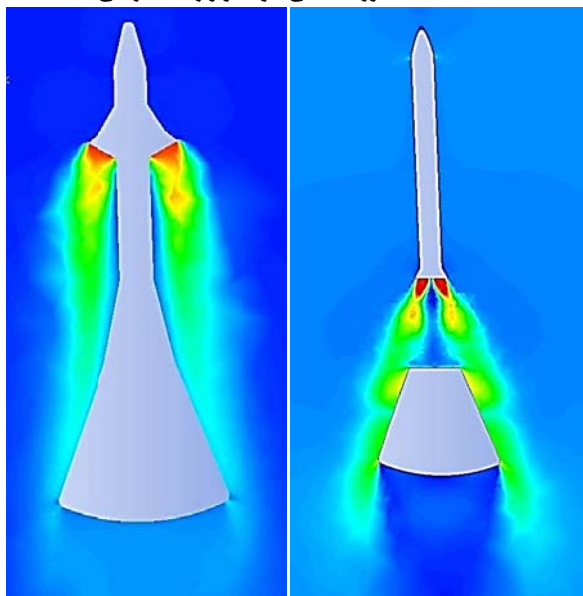
از رابطه (۶)، با توجه به داشتن تمامی پارامترهای موجود، طول گرین سوخت ۱/۷۵۸ متر محاسبه می‌شود. همچنین از رابطه ۲، تراست کل موتور فرار، ۱۶۱۵۰۰ نیوتن معادل ۱۵/۱۵ تن تراست تخمین زده می‌شود. جدول (۹)، مشخصات موتور فرار طراحی شده را نشان می‌دهد.

جدول ۹- مشخصات موتور فرار طراحی شده

مشخصات	مقدار
--------	-------



شکل ۸- مقایسه کانتور عدد ماخ حول دو واریانت در ماخ ۰/۸۵



شکل ۹- مقایسه کانتور دما حول دو واریانت در حالت موتور روشن

در حالت موتور روشن نیز رفتار جریان سیال بر روی دو واریانت انتخابی بررسی شده است (شکل ۱۰). نتایج بررسی نشان می‌دهد به رغم نصب نازل‌ها با زاویه ۳۰ درجه، جت‌های خروجی موتور در واریانت دارای سازه خریایی (شکل ۱۰ راست) با بخش سرنشین دارای تداخل است و ممکن است به بخش سرنشین آسیب وارد نماید.

نیروی موثر موتور در راستای محوری و کاهش نیروی پیشران کل شده و کاهش زاویه موجب برخورد جت‌های خروجی موتور به بدنه فضاپیما و یا سامانه لغو پرتاب می‌شود. در ادامه، جریال سیال روی دو پیکره‌بندی با استفاده از یک حل‌گر تجاری تحلیل شده و نتایج مورد ارزیابی قرار گرفته است. جدول ۱۰، مشخصات فنی اولیه برای سامانه لغو پرتاب دو واریانت را نشان می‌دهد.

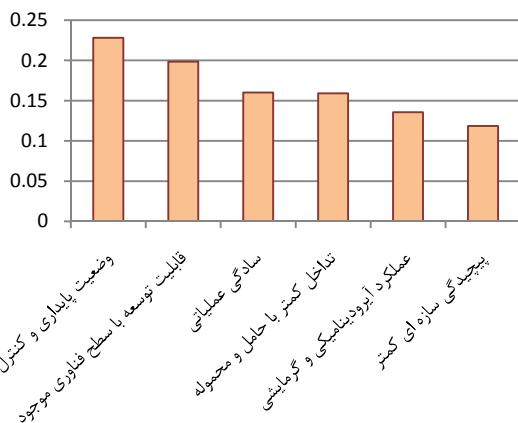
جدول ۱۰- مشخصات فنی دو واریانت منتخب

پارامتر	واریانت ۱	واریانت ۲
قطر (میلی متر)	۳۶۰	۳۶۰
طول (میلی متر)	۵۰۰۰	۴۰۰۰
تراست موتور فرار (نیوتن)	۱۴۷۱۱۵	۱۴۷۱۱۵
تعداد نازل‌های موتور فرار	۴	۴
زاویه نازل‌ها نسبت به خط مرکزی (درجه)	۳۰	۳۰

با توجه به مشخصات اولیه پیکره‌بندی و الزامات ماموریت، شبیه‌سازی عددی حول دو واریانت مورد نظر در دو حالت موتور روشن و خاموش برای انتخاب پیکره‌بندی ایرودینامیکی انجام شده است. شکل ۹ مقایسه جریان حول دو پیکره‌بندی در حالت موتور خاموش را نشان می‌دهد. در این شکل مشاهده می‌شود در پیکره‌بندی دارای سازه خریایی (شکل چپ) با توجه به فضای خالی موتور فرار تا بخش سرنشین، الگوی جریان سیال سبب افزایش نیروی پسا می‌شود. این امر در پیکره‌بندی دارای آداپتور (شکل سمت راست) به دلیل یکنواختی سطح بیرونی دیده نمی‌شود. هرچند بیرون‌زدگی نازل‌ها نیز سبب افزایش پسا و برهم خوردن رفتار جریان می‌شود.

برخوردار هستند (شکل ۱۱). همچنین شکل ۱۲ نشان می‌دهد، واریانت ۳، بیشترین امتیاز را کسب نموده و به عنوان واریانت برتر، انتخاب می‌گردد و پس از آن، واریانت ۲ به عنوان گزینه جایگزین انتخاب می‌شود. ستون عمودی شکل ۱۲ گویای نتیجه کمی شده تحلیل سلسله مراتبی است که از پردازش نظرات اعضای هیات علمی، کارشناسان پژوهشی و خبرگان این حوزه به دست آمده است. در واقع این ستون مقایسه کمی بین واریانت‌های مختلف بر اساس شاخص‌های تعیین شده می‌باشد. لازم به ذکر است برای ارزیابی برخی از معیارها از جمله، عملکرد ایرودینامیکی و گرمایشی و وضعیت پایداری، چندین شبیه‌سازی انجام شده و نظرات مدنظر برپایه شبیه‌سازی می‌باشد. پیکره‌بندی‌های متعددی برای سامانه لغو پرتاب فضایی سرنشین‌دار وجود دارد که همگی آنها تابعی از چیدمان کلی زیرسیستم‌ها و جانمایی آنها می‌باشد. همچنین محل قرارگیری نازل موتور فرار نسبت به موتور، از موارد دیگری است که با توجه به جت‌های خروجی موتور و اثرات تداخلی آن با فضاییما، می‌بایست مورد توجه قرار گیرد.

با توجه به تحلیل سلسله مراتبی انجام شده، واریانت مورد نظر برای سامانه لغو پرتاب، انتخاب شده است. شکل ۱۳، تصویر شماتیک این واریانت را نشان می‌دهد که با توجه به مشخصات تخمین زده شده در بخش آماری و پیکره‌بندی بدست آمده از تحلیل سلسله مراتبی، طراحی شده است. پیکره‌بندی انتخاب شده نشان می‌دهد، نازل‌های موتور فرار در قسمت بالای مجموعه قرار گرفته که بیانگر اهمیت کنترل جریان جت‌های خروجی موتور فرار می‌باشد. همچنین استفاده از نازل‌ها در بالای موتور فرار موجب عدم نیاز به سازه خرپایی و کاهش ارتفاع سامانه لغو پرتاب می‌شود که این نیز موجب سهولت عملیات پرتاب می‌شود.



شکل ۱۱- اهمیت پارامترها در طراحی از نظر کارشناسان

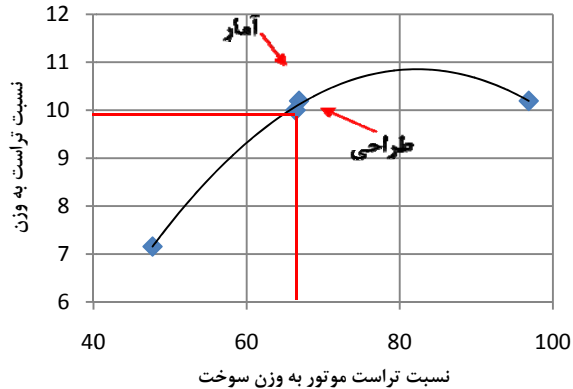
به طور کلی با توجه به بررسی انجام شده و تحلیل جریان سیال بر روی دو واریانت مختلف در حالت‌های موتور روشن و موتور خاموش، پیکره دارای آداپتور با نازل‌های قرار گرفته در قسمت بالای موتور فرار، انتخاب مناسب‌تری برای پیکره‌بندی ایرودینامیکی وسیله است. پس از تعیین مشخصات اولیه و طرح مفهومی سامانه لغو پرتاب، در این بخش، نحوه چیدمانی و پیکره‌بندی کلی سامانه لغو پرتاب با توجه به طرح‌های موجود انتخاب خواهد شد. انتخاب پیکره‌بندی سامانه لغو پرتاب تابع چندین شرایط مختلف از جمله وضعیت قرارگیری نازل نسبت به موتور فرار، وجود/عدم وجود برج فرار (سازه خرپایی/شکل)، وجود/عدم وجود سامانه کنترلی، نوع موتور و سوخت موتور فرار می‌باشد. در این قسمت، تمامی واریانت‌های موجود برای سامانه لغو پرتاب در نظر گرفته شده و با در نظر گرفتن شش پارامتر موثر در طراحی، تحلیل سلسله مراتبی انجام شده و واریانت مورد نظر انتخاب می‌گردد. جدول ۱۱ شش واریانت مورد نظر برای طراحی سامانه لغو پرتاب فضاییما هدف را نشان می‌دهد.

جدول ۱۱- مشخصات واریانت‌های طراحی سامانه لغو پرتاب

شماره واریانت	۱	۲	۳	۴	۵	۶
موتور کنترل پیچ	√	√	√	√	√	√
کانارد (سطوح ایرودینامیکی)	√	X	√	X	√	X
محل قرارگیری نازل‌ها نسبت به موتور فرار	پایه ن	پایه ن	بالا	بالا	پایین	پایین
نحوه اتصال به مازول سرنشین	خرپا	خرپا	آداپتور	کاور	کاور	اتصال داخلی
نوع موتور فرار	کشنه ده	کشنه ده	کشنه ده	کشنه ده	فشار نده	فشارنده
سوخت موتور فرار	جامد	جامد	جامد	جامد	جامد	مایع

این واریانت‌های تعیین شده، با در نظر گرفته شدن ۶ پارامتر وضعیت پایداری و کنترل، قابلیت توسعه با سطح فناوری موجود، سادگی عملیاتی، تداخل کمتر با حامل و فضاییما، عملکرد ایرودینامیکی و گرمایشی بهتر و پیچیدگی سازه‌ای کمتر، توسط روش تحلیل سلسله مراتبی، مقایسه شده و واریانت مورد نظر انتخاب شده است. این روش بر پایه نظرات کارشناسان و اعضای هیئت علمی پژوهشگاه هوافضا انجام شده و در نهایت نتایج به دست آمده مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. همچنین معیارهای تصمیم‌گیری نیز در این روش مورد ارزیابی قرار گرفته و اهمیت هر یک در انتخاب واریانت برگزیده مشخص شده است. بر اساس این تحلیل، دو پارامتر پایداری و کنترل و قابلیت توسعه با سطح فناوری موجود، از اهمیت بالاتری نسبت به سایر پارامترها

مناسبی با داده‌های آماری دارد که این امر گویای صحت طراحی صورت گرفته می‌باشد.

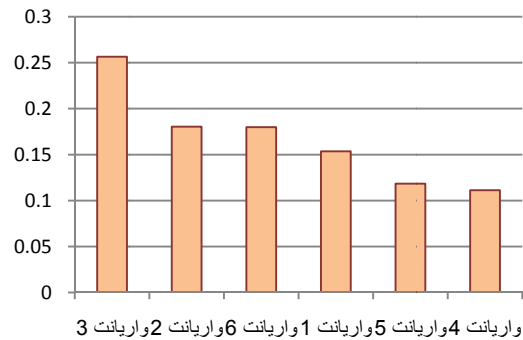


شکل ۱۴- مقایسه طراحی انجام شده با داده‌های آماری

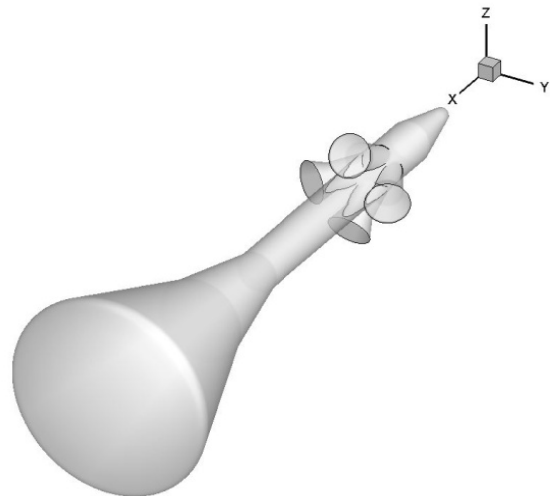
لازم به توضیح است در مقاله حاضر تلاش شد از اعداد و داده‌های آماری چارچوبی برای تخمین و طراحی سامانه لغو پرتاب ایجاد شود. در این چارچوب با ایجاد اعداد بدون بعد، از آنها به عنوان ابزار محاسباتی استفاده شده است. علاوه بر روش آماری، از داده‌های محاسبات تحلیلی نیز برای اثبات صحت طراحی بهره برده شده است. از روش تحلیل سلسله مراتبی به عنوان ابزار تصمیم‌سازی استفاده شده است اما برای انتخاب راحت‌تر از ابزار شبیه سازی عددی برای بررسی رفتار جریان در واریانت‌های مختلف بهره برده شده است. این امر خطای انسانی روش تحلیل سلسله مراتبی را نیز پایین می‌آورد.

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در مراحل اولیه پروژه‌های هوافضا، انتخاب روشی که نیازمند ورودی‌ها و فرضیات کمتری باشد می‌تواند زمان طراحی را کاهش داده و دقت آن را افزایش دهد. طراحی آماری یکی از روش‌هایی است که می‌تواند با ایجاد یک چارچوب از داده‌ها کمک شایانی به بهبود فرآیند طراحی کند. در این تحقیق، با استفاده از داده‌های آماری و تولید پارامترهای بدون بعد، طراحی سامانه لغو پرتاب یک فضایی‌ساز سرنشین‌دار انجام شد و نتایج آن با یک مدل خطی‌سازی شده تحلیلی مقایسه گردید. با توجه به اجزای مختلف و چندمانی‌های متنوع، واریانت‌های طراحی مختلفی پیش روی تیم طراحی قرار می‌گیرد. در تحقیق حاضر واریانت‌های طراحی با در نظر گرفتن ۶ شاخص پراهمیت دسته‌بندی گردید و شبیه‌سازی‌های مختلفی بر روی این واریانت‌ها انجام شد. برای انتخاب پیکربندی سامانه لغو پرتاب، با توجه به شاخص‌های مختلف تاثیرگذار بر روی طراحی سامانه، یک تحلیل سلسله مراتبی با توجه به نظرات



شکل ۱۲- نتیجه تحلیل سلسله مراتبی



شکل ۱۳- مدل شماتیک بدست آمده در پایان طراحی مفهومی

جدول ۱۲- مشخصات سامانه لغو پرتاب طراحی شده

پارامتر	مقدار
وزن کل (KG)	
شتاب	
قطر (mm)	
طول (mm)	
زمان سوزش موتور فرار (sec)	
تراست موتور فرار (KN)	
تعداد نازل‌ها	4
زاویه نازل‌ها نسبت به خط مرکزی (deg)	
حداقل ارتفاع اوج در فرار اضطراری (m)	
برد افقی (m)	

جدول ۱۲ مشخصات نهایی سامانه لغو پرتاب طراحی شده را نشان می‌دهد. به منظور صحت سنجی طراحی آماری صورت گرفته، یک مدل تحلیلی برای طراحی مشخصات موتور لحاظ شده است. در این مدل با محاسبه دو پارامتر وزن سوخت و تراست موتور، نمودار نسبت تراست به وزن کل بر حسب تراست به وزن سوخت برای سامانه لغو پرتاب طراحی شده، ارائه شده است (شکل ۱۴). در این نمودار مشاهده می‌شود طراحی انجام شده با مدل تحلیلی تطابق

National Aeronautics and Space Administration
Washington, D. C. March 1973.

6. T. Imada, M. Ito, S. Takata, Preliminary Study for Manned Spacecraft with Escape System and H-IIB Rocket, Trans. JSASS Space Tech., Vol. 7, No. ists26, pp. Tg_35-Tg_44, 2009, Japan.

7. D. Litton, R. Winski, S.O. Keefe, J. Davidson. "Design of Launch Abort System Thrust Profile and Concept of Operations", AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences, 2008.

8. D.M. Schaible, D.E. Yuchnovicz, Testing Strategies and Methodologies for the Max Launch Abort System, 26th Aerospace Testing Seminar, March 2011.

9. D.T. Chan, E.L. Walker, "Modeling Powered Aerodynamics for the Orion Launch Abort Vehicle Aerodynamic Database" American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.

10. R.E. Childs, J.A. Garcia, J.E. Melton, S.E. Rogers, A.J. Shestopalov, D.J. Vicker, Overflow Simulation Guidelines for Orion Launch Abort Vehicle Aerodynamic Analyses, 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference 27 - 30 June 2011, Honolulu, Hawaii, AIAA 2011-3163.

11. Y. Wang, H. Ozawa, H. Koyama, Y. Nakamura, Simulation of Supersonic Stage Separation of Capsule-Shaped Abort System by Aerodynamic Interaction, 20th AIAA Computational Fluid Dynamics.

12. M.G. Glibert, The Max Launch Abort System – Concept, Flight Test, and Evolution, Space Safety is No Accident pp 343-352, 2015.

13. R. Humble, G. Henry, "Space Propulsion Analysis and Design", ISBN-13:978-0070313200, 1995.

۱۴. ناصح، حسن؛ کریمی. نیما؛ فارسی. محمدعلی؛ نصیری. ابراهیم، طراحی مفهومی موتور فرار برای سامانه لغو پرتاب یک فضایی سرنشین‌دار، چهاردهمین کنفرانس بین‌المللی انجمن هوافضای ایران، ۱۳۹۳.

کارشناسان خبره در حوزه مربوطه انجام شد که نتایج این تحلیل سلسله مراتبی، انتخاب سامانه لغو پرتاب با نازل‌های قرار گرفته در قسمت بالای موتور فرار می‌باشد. این نتایج همچنین با تحلیل عددی جریان سیال حول واریانت‌های مختلف سامانه لغو پرتاب مورد بررسی قرار گرفت. طرح نهایی ضمن کاهش اثرات مخرب گازهای خروجی موتور، نیاز به استفاده از برج فرار (سازه خرابایی) را از بین برده و سبب می‌شود طول سامانه لغو پرتاب کم شود. همچنین انتخاب این واریانت پیچیدگی سازه‌ای مربوط به سامانه لغو پرتاب را نیز کاهش می‌دهد. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد طرح نهایی دارای دقت مناسبی برای فاز طراحی مفهومی می‌باشد.

تشکر و قدردانی

نگارندگان بدینوسیله مراتب تشکر و قدردانی خود را از مدیریت محترم پژوهشگاه هوافضا و کلیه همکارانی که با نظرات خود به پیشبرد این تحقیق کمک نمودند، اعلام می‌دارند.

مراجع

۱. فارسی، محمدعلی؛ کریمی. نیما؛ محمدی امین. میثم، طراحی مفهومی سامانه لغو پرتاب یک فضایی سرنشین‌دار در ماموریت زیرمرداری، چهاردهمین کنفرانس بین‌المللی انجمن هوافضای ایران، ۱۳۹۳.

2. W.C. Moseley, F.E. Owen, "Aerodynamic Characteristics Determined during Development of The Apollo Launch Escape Vehicle Configurations" NASA Technical Report 5208, June 1969.

3. B.L. Berrier, O.C. Pendergraft, "Transonic Aerodynamic Characteristics of Powered Models of Several Apollo Launch-escape Vehicle Configurations" Nasa Technical Report 4843, October 1968.

4. B.J. Lee, Qualification evaluation of the tower jettison motor for the Apollo spacecraft program launch escape system, NASA TN D-6295, 1971.

5. N.A. Townsend, Apollo Experience Report Launch Escape Propulsion Subsystem, NASA TN D-7083,