

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

## آیین نامه چاپ پایان نامه (رساله) های دانشجویان دانشگاه تربیت مدرس

نظر به اینکه چاپ و انتشار پایان نامه (رساله) های تحصیلی دانشجویان دانشگاه تربیت مدرس، مبین بخشی از فعالیتهای علمی - پژوهشی دانشگاه است بنابراین به منظور آگاهی و رعایت حقوق دانشگاه، دانش آموختگان این دانشگاه نسبت به رعایت موارد ذیل متعهد می شوند:

ماده ۱: در صورت اقدام به چاپ پایان نامه (رساله) ی خود، مراتب را قبلاً به طور کتبی به «دفتر نشر آثار علمی» دانشگاه اطلاع دهد.

ماده ۲: در صفحه سوم کتاب (پس از برگ شناسنامه) عبارت ذیل را چاپ کند:

«کتاب حاضر، حاصل پایان نامه کارشناسی ارشد/ رساله دکتری نگارنده در رشته \_\_\_\_\_ است که در سال \_\_\_\_\_ در دانشکده \_\_\_\_\_ دانشگاه تربیت مدرس به راهنمایی سرکار خانم/جناب آقای دکتر \_\_\_\_\_، مشاوره سرکار خانم/جناب آقای دکتر \_\_\_\_\_

و مشاوره سرکار خانم/جناب آقای دکتر \_\_\_\_\_ از آن

دفاع شده است.»

ماده ۳: به منظور جبران بخشی از هزینه های انتشارات دانشگاه، تعداد یک درصد شمارگان کتاب (در هر نوبت چاپ) را به «دفتر نشر آثار علمی» دانشگاه اهدا کند. دانشگاه می تواند مازاد نیاز خود را به نفع مرکز نشر در معرض فروش قرار دهد.

ماده ۴: در صورت عدم رعایت ماده ۳، ۵۰٪ بهای شمارگان چاپ شده رابه عنوان خسارت به دانشگاه تربیت مدرس، تأدیه کند.

ماده ۵: دانشجو تعهد و قبول می کند در صورت خودداری از پرداخت بهای خسارت، دانشگاه می تواند خسارت مذکور را از طریق مراجع قضایی مطالبه و وصول کند؛ به علاوه به دانشگاه حق می دهد به منظور استیفای حقوق خود، از طریق دادگاه، معادل وجه مذکور در ماده ۴ را از محل توقیف کتابهای عرضه شده نگارنده برای فروش، تأمین نماید.

ماده ۶: اینجانب \_\_\_\_\_ دانشجوی رشته \_\_\_\_\_

مقطع \_\_\_\_\_

تعهد فوق و ضمانت اجرایی آن را قبول کرده، به آن ملتزم می شوم.

نام و نام خانوادگی:

تاریخ و امضا:



دانشگاه تربیت مدرس

دانشکده فنی-مهندسی

پایان نامه دوره کارشناسی ارشد

مهندسی هوافضا-آیرودینامیک

مقایسه بین تأثیر جت عکس‌العملی و نازل جانبی بر ضرائب ایرودینامیکی یک پرتابه ابر  
صوت بازگشت پذیر به جو

حسن ملکی دره‌گرگی

استاد راهنما:

دکتر قاسم حیدری نژاد

دکتر فتح‌اله امی

خرداد ۱۳۸۹

تقدیم به

شهدای هشت سال دفاع مقدس

با سپاس و تشکر فروان از

استاد محترم:

دکتر قاسم حیدری نژاد

و

استاد ارجمند:

دکتر فتح اله امی

و با تشکر از دوستان عزیزم :

دکتر حمید پرهیزکار

مهندس بهنام ارزندی

## چکیده:

یکی از متداول ترین روشهای کنترل و افزایش مانور پذیری پرتابه‌ها، به ویژه پرتابه‌هایی که در ارتفاع های بالا و هوای با دانسیته کم حرکت می‌کنند، بکارگیری جت عکس‌العملی یا جت جانبی است. این روش بیش از ۶۰ سال است که موضوع تحقیق بوده است.

نیروی حاصل از جت جانبی وابسته به پارامترهای جت و جریان می‌باشد که برای ایجاد ارتباط بین آنها تاکنون از روشهای تحلیلی آنالیز ابعادی، روشهای تجربی و حل عددی استفاده شده است.

در این پایان نامه بمنظور ایجاد تغییر مسیر نوسانی یک پرتابه ابر صوت بازگشت پذیر به جو (پرواز آزاد) در محدوده‌ی جو زمین روش متعارف جت جانبی با روش ابداعی این تحقیق که شامل بکارگیری نازل جانبی (یا جسم پخ) می‌باشد، مقایسه شده است.

بدین منظور پرتابه‌ای با هندسه مشخص و حداقل شتاب زاویه‌ای لازم برای گردش ۲۰ درجه‌ای پرتابه، فرض شده است.

بنابراین می‌توان در مورد پارامترهای یک جت عکس‌العملی و نازل جانبی مناسب به منظور ایجاد تغییر مسیر یک پرتابه ابر صوت تصمیم‌گیری نمود.

نیروها و گشتاورهای ایرودینامیکی ناشی از جت و نازل جانبی (یا جسم پخ)، که در اثر شتاب زاویه‌ای پرتابه همراه با جت و نازل جانبی حاصل می‌شود، با ایجاد یک شبکه سه بعدی بر روی یک پرتابه مدل و حل معادلات ناویر-استوکس (با فرض گاز کامل و رژیم جریانی متناسب با ارتفاع)، به دست آمده است. نتایج حاصله نشان دهنده آن است که برای ایجاد تغییر مسیر نوسانی پرتابه ابر صوت مفروض باید از بیش از یک نازل جت عکس‌العملی استفاده نمود، همچنین ترکیبی از جت عکس‌العملی و جسم پخی مانند کره را می‌توان بکار گرفت.

**کلمات کلیدی:** ایرودینامیک ابرصوت، پرتابه بازگشت پذیر به جو، جت عکس‌العملی، حل عددی

## فهرست مطالب

صفحه	عنوان
	<b>فصل اول : مقدمه و پیشینه پژوهش</b>
۱	۱-۱ مقدمه.....
۲	۲-۱ انواع پیکربندی ایرودینامیکی موشک‌ها.....
۲	۱-۲-۱ کنترل با استفاده از بال.....
۲	۱-۲-۱-۱ طرح شامل دم.....
۲	۲-۱-۲-۱ طرح بدون دم.....
۳	۲-۲-۱ کنترل با پیش بال.....
۳	۳-۲-۱ کنترل با دم.....
۴	۴-۲-۱ کنترل با سطح گردان در قسمت جلو.....
۵	۵-۲-۱ کنترل توسط جریان جت.....
۵	۱-۵-۲-۱ تیغه‌های جت نصب شده در مسیر گاز خروجی.....
۶	۲-۵-۲-۱ موتورهای مفصلی یا شیپوره‌های گردان.....
۶	۳-۵-۲-۱ جت عکس‌العملی.....
۷	۳-۱ روش‌های تحلیل ایرودینامیک ابر صوت.....
۹	۱-۳-۱ روش شیب سطح موضعی یا روش نیوتن.....
۱۰	۲-۳-۱ روش گوه-مماس و مخروط-مماس.....
۱۱	۳-۳-۱ روش تقریب لایه مرزی.....
۱۲	۴-۳-۱ روشهای عددی.....
۱۲	۱-۴-۳-۱ جریان غیر لزج.....
۱۲	۲-۴-۳-۱ جریان لزج.....
۱۴	۴-۱ تداخل جت.....

## فصل دوم : تحلیل مسأله

۱۷	..... ۱-۲ مقدمه.....
۱۷	..... ۲-۲ هندسه پرتابه.....
۱۸	..... ۳-۲ معادلات حاکم بر حرکت پرتابه.....
۲۰	..... ۴-۲ ابعاد دهی اولیه جت عکس العملی.....
۲۰	..... ۱-۴-۲ تأثیر شکل نازل جت.....
۲۲	..... ۲-۴-۲ تأثیر عدد ماخ و فشار جت.....
۲۳	..... ۵-۲-۵ ابعاد دهی اولیه نازل جانبی.....
۲۵	..... ۱-۵-۲ تعیین موقعیت نازل.....
۲۶	..... ۲-۵-۲ تعیین ابعاد نازل.....

## فصل سوم : مدل و حل مسأله

۲۷	..... ۱-۳ معادلات حاکم و روش تحلیل ایرودینامیک ابر صوت.....
۲۷	..... ۱-۱-۳ فرضیات.....
۲۷	..... ۱-۱-۱-۳ فرض محیط پیوسته.....
۲۷	..... ۲-۱-۱-۳ رژیم‌های جریان.....
۲۹	..... ۳-۱-۱-۳ فرض گاز کامل.....
۳۰	..... ۲-۱-۳ معادلات حاکم.....
۳۱	..... ۲-۳ شرایط مرزی.....
۳۱	..... ۳-۳ تولید شبکه.....
۳۵	..... ۴-۳ حل عددی.....
۳۵	..... ۱-۴-۳ استقلال ماخ.....
۳۵	..... ۵-۳ ارائه نتایج.....
۴۱	..... ۶-۳ محاسبه مسیر پرتابه.....



۴۱ ..... ۷-۳ ایجاد تغییر مسیر با استفاده از جت عکس العملی.....

۴۹ ..... ۸-۳ ایجاد تغییر مسیر با استفاده از نازل جانبی.....

### فصل چهارم : مقایسه نتایج و صحه گذاری

۵۳ ..... ۱-۴ تحلیل جریان ابر صوت حول مخروط سه گانه.....

۵۸ ..... ۲-۴ تحلیل تداخل جت با جریان مافوق صوت.....

۶۲ ..... ۳-۴ تحلیل تداخل جت با جریان ابر صوت.....

### فصل پنجم : نتایج و پیشنهادات

۶۵ ..... ۱-۵ نتایج.....

۶۷ ..... ۲-۵ پیشنهادات.....

۶۸ ..... منابع.....

## فهرست علائم و نشانه‌ها

علامت	تعریف علامت
A	مساحت.....
$A_e$	مساحت خروجی نازل.....
$A_i$	مساحت ورودی نازل.....
$A_j$	مساحت نازل جت.....
$C_D$	ضریب نیروی پسا.....
$C_P$	ضریب فشار.....
D	نیروی پسا.....
$F_j$	نیروی جت.....
I	ممان اینرسی جرمی.....
m	جرم پرتابه.....
M	عدد ماخ.....
$M_{aer}$	گشتاور ایرودینامیکی.....
$M_{jet}$	گشتاور حاصل از جت.....
$M_{naz}$	گشتاور حاصل از نازل جانبی.....
$P_{oj}$	فشار کل جت.....
R	ثابت گازها.....
$Re$	عدد رینولدز.....
S	مساحت قاعده پرتابه.....
T	دمای استاتیک.....

$T_N$	.....نیروی نازل
$v$	.....سرعت جریان آزاد
$W$	.....وزن پرتابه
$y^+$	.....مختصات ویژه عمود بر سطح
$\alpha$	.....شتاب زاویه‌ای
$\theta$	.....زاویه ورود به جو پرتابه با افق
$\gamma$	.....نسبت گرمایی ویژه

## فهرست جداول

صفحه	عنوان جدول
۲۲	جدول (۱-۲) مقایسه ۶ حالت مختلف جریان جت.....
۲۹	جدول (۱-۳) رژیم‌های جریان و مدل‌های سیال.....
۳۳	جدول (۲-۳) بررسی استقلال از مرز در راستای عمودی بر اساس همگرایی ضریب پسا....
۳۳	جدول (۳-۳) بررسی استقلال از مرز در راستای افقی بر اساس همگرایی ضریب پسا.....
۳۶	جدول (۴-۳) بررسی استقلال مش بر اساس همگرایی ضریب پسا.....
	جدول (۵-۳) بررسی استقلال مش بر اساس همگرایی ضریب پسا و ضریب گشتاور
۴۲	گردشی حول محور $y$ به میزان ۱ درجه.....
۴۷	جدول (۶-۳) مقایسه ضرائب پرتابه همراه جت و بدون جت.....
۵۱	جدول (۷-۳) مقایسه ضرائب پرتابه با نازل.....
۶۲	جدول (۱-۴) مشخصات جریان آزاد و جت.....

## فهرست نمودارها

صفحه	عنوان نمودار
۱۹	نمودار (۱-۲) تغییرات چگالی - ارتفاع بر اساس اتمسفر استاندارد.....
۱۹	نمودار (۲-۲) مسیر پرتابه با فرض بدون پسا.....
	نمودار (۳-۲) تأثیر عدد ماخ بر پایداری استاتیکی یک پرتابه با پیکربندی کنترل
۲۳	با دم با آرایش صلیبی.....
	نمودار (۱-۳) مقایسه دمای پشت موج شوک بر حسب تابعی از ارتفاع با فرض گاز
۳۰	کامل و گاز با تعادل شیمیایی.....
۴۰	نمودار (۲-۳) نمایش توزیع $V^+$ روی دیواره در ارتفاع ۱۰ کیلومتری.....
۴۳	نمودار (۳-۳) تغییر مسیر متناوب پرتابه.....
۴۴	نمودار (۴-۳) نمایش ضریب گشتاور $M_{aer}$ بر حسب زاویه گردش در ارتفاع ۹۰ کیلومتری...
۴۵	نمودار (۵-۳) نمایش گشتاور $M_{aer}$ بر حسب ارتفاع برای گردش ۲۰ درجه‌ای.....
۴۹	نمودار (۶-۳) مقایسه تغییرات نیروی جت حاصل حل عددی و رابطه (۲-۸) بر حسب ارتفاع...
۴۹	نمودار (۷-۳) شتاب زاویه‌های پرتابه با جت بر حسب ارتفاع پرواز.....
۵۲	نمودار (۸-۳) نیروی کره بر حسب ارتفاع پرواز.....
۵۲	نمودار (۹-۳) مقایسه نیروی کره با جت بر حسب ارتفاع پرواز.....
۵۲	نمودار (۱۰-۳) شتاب زاویه‌ای پرتابه همراه با کره بر حسب ارتفاع پرواز.....
۵۷	نمودار (۱-۴) همگرایی ضریب پسا به ۰.۴۴۹.....
۵۷	نمودار (۲-۴) مقایسه توزیع نیروی محوری بر حسب زاویه حمله (نتیجه تجربی از مرجع [۲۴])
۶۱	نمودار (۳-۴) توزیع ضریب فشار روی خط میانی صفحه.....
۶۱	نمودار (۴-۴) توزیع ضریب فشار روی خط میانی تونل همراه با نتیجه حل عددی.....

## فهرست شکل‌ها

صفحه	عنوان شکل
۲	شکل (۱-۱) نمایش نیروهای ایرودینامیکی در طرح کنترل با بال.....
۳	شکل (۲-۱) طرح کنترل با بال بدون دم.....
۳	شکل (۳-۱) پیکربندی کانارد.....
۴	شکل (۴-۱) پیکربندی کنترل با دم.....
۴	شکل (۵-۱) پیکربندی کنترل با swivel.....
۵	شکل (۶-۱) نمونه‌ای از تیغه‌های جت.....
۶	شکل (۷-۱) کنترل با استفاده از شیپوره گردان.....
۶	شکل (۸-۱) کنترل با استفاده از جت عکس‌العملی.....
۷	شکل (۹-۱) تصحیح مسیر خطی (a) و زاویه‌ای (b) با استفاده از جت عرضی.....
۷	شکل (۱۰-۱) لایه شوک اب صوت نازک.....
۸	شکل (۱۱-۱) لایه انترویی.....
۸	شکل (۱۲-۱) توزیع دما در لایه مرزی ابر صوت.....
۹	شکل (۱۳-۱) تأثیرات تداخل بر فشار سطح مخروط نوک تیز در عدد ماخ ۱۱.....
۹	شکل (۱۴-۱) شماتیکی از نظریه برخورد نیوتن.....
۱۱	شکل (۱۵-۱) نمایشی از روش گوه-مماس.....
۱۵	شکل (۱۶-۱) نمایش توزیع فشار تداخل جت.....
۱۵	شکل (۱۷-۱) نمایش ۲ بعدی تداخل جت با جریان مافوق صوت.....
۱۶	شکل (۱۸-۱) نمایش ۳ بعدی تداخل جت با جریان مافوق صوت.....
۱۷	شکل (۱-۲) هندسه پرتابه.....

- شکل (۲-۲) شماتیک پرتابه وارد شونده به جو..... ۱۸
- شکل (۳-۲) نمایش دیاگرام آزاد پرتابه همراه با جت ..... ۲۰
- شکل (۴-۲) انواع شکل نازل جت..... ۲۱
- شکل (۵-۲) مقایسه جت مقطع دایره‌ای با جت مقطع مربعی با سطح مقطع یکسان..... ۲۱
- شکل (۶-۲) توزیع نیروی عمودی بر حسب تراست و گشتاور پیچشی بر حسب تراست..... ۲۲
- شکل (۷-۲) مقایسه نازل و جسم پخ در جریان ابر صوت..... ۲۴
- شکل (۸-۲) قبل از ورود به جو و بکارگیری نازلها..... ۲۵
- شکل (۹-۲) بعد از ورود به جو و بکارگیری نازلها..... ۲۵
- شکل (۱۰-۲) تشکیل کانال با سطح مقطع متغییر (نازل القایی) بین پرتابه و نازل..... ۲۶
- شکل (۱۱-۲) مکان مناسب قرار گرفتن نازل..... ۲۶
- شکل (۱۲-۲) نازل همراه با گوه..... ۲۷
- شکل (۱-۳) محدوده جریان آرام برای وسایل بازگشت پذیر به جو..... ۲۹
- شکل (۲-۳) نمایش کانتور ماخ در ارتفاع ۹۰ کیلومتری با میدان حلی با فاصله ۱ برابر قطر پرتابه در راستای محور پرتابه از قاعده پرتابه..... ۳۲
- شکل (۳-۳) نمایش میدان حل..... ۳۳
- شکل (۴-۳) نمایش شبکه با سازمان..... ۳۴
- شکل (۵-۳) نمایش استقلال از عدد ماخ در جریان ابر صوت دائم غیر لزج..... ۳۶
- شکل (۶-۳) نمایش کانتور عدد ماخ برای پرتابه در ارتفاع ۹۰ کیلومتری..... ۳۶
- شکل (۷-۳) نمایش کانتور عدد ماخ برای پرتابه در ارتفاع ۴۵ کیلومتری..... ۳۷
- شکل (۸-۳) نمایش بردار سرعت در محل تقاطع قسمت استوانه‌ای با قسمت واگرا شکل ۳۸
- شکل (۹-۳) مقایسه مدل‌های توربولانسی بر روی مخروط نوک تیز در عدد ماخ ۸..... ۳۹
- شکل (۱۰-۳) نمایش کانتور عدد ماخ برای پرتابه در ارتفاع ۱۰ کیلومتری..... ۳۹

- شکل (۱۱-۳) نمایش بردار توزیع سرعت در لایه مرزی..... ۴۰
- شکل (۱۲-۳) نمایش مسیر پرتابه..... ۴۱
- شکل (۱۳-۳) دوران پرتابه حول محور  $y$ ..... ۴۲
- شکل (۱۴-۳) نمایش شبکه سه بعدی حول پرتابه (۳۱۵\*۱۰۲\*۶۸)..... ۴۳
- شکل (۱۵-۳) کانتور ماخ پرتابه با چرخش ۲۰ درجه حول محور  $y$  در ارتفاع ۹۰ کیلومتری ۴۴
- شکل (۱۶-۳) نمایش شبکه و میدان حل پرتابه همراه جت..... ۴۶
- شکل (۱۷-۳) نمایش مش بندی جت (سطح آبی رنگ) روی پرتابه..... ۴۶
- شکل (۱۸-۳) کانتور ماخ برای پرتابه همراه جت در ارتفاع ۹۰ کیلومتری..... ۴۷
- شکل (۱۹-۳) کانتور ماخ برای پرتابه همراه جت در ارتفاع ۱۰ کیلومتری..... ۴۸
- شکل (۲۰-۳) کانتور ماخ برای پرتابه بدون جت در ارتفاع ۱۰ کیلومتری..... ۴۸
- شکل (۲۱-۳) نمایش شبکه بندی حول کره..... ۵۰
- شکل (۲۲-۳) کانتور ماخ حول کره در ارتفاع ۷۰ با قطر ۴۵ سانتیمتر..... ۵۰
- شکل (۲۳-۳) کانتور ماخ حول کره در ارتفاع ۱۰ با قطر ۶۵ سانتیمتر..... ۵۱
- شکل (۱-۴) نمایش هندسه مخروط نوک تیز..... ۵۳
- شکل (۲-۴) ابعاد میدان و شبکه بندی مدل..... ۵۴
- شکل (۳-۴) کانتور ماخ برای زاویه حمله صفر درجه..... ۵۵
- شکل (۴-۴) کانتور ماخ برای زاویه حمله صفر درجه حل عددی..... ۵۵
- شکل (۵-۴) توزیع نیروی محوری و عمودی بر حسب زاویه حمله..... ۵۶
- شکل (۶-۴) نمایش میدان و شبکه بندی مدل صفحه تخت..... ۵۸
- شکل (۷-۴) نتیجه تست تجربی تداخل جت با جریان ماخ ۴ و نسبت فشار ۵۳۲..... ۵۹
- شکل (۸-۴) کانتور ماخ تداخل جت با جریان ماخ ۴ و نسبت فشار ۵۳۲ انجام شده در اینکار ۵۹
- شکل (۹-۴) کانتور ماخ تداخل جت با جریان ماخ ۴ و نسبت فشار ۵۳۲ به روش عددی..... ۶۰



- شکل (۴-۱۰) هندسه مدل ..... ۶۲
- شکل (۴-۱۱) کانتور ماخ حاصل تست تونل باد ..... ۶۳
- شکل (۴-۱۲) کانتور ماخ حاصل از حل عددی (۴۰\*۴۵\*۱۲۰) ..... ۶۳
- شکل (۴-۱۳) توزیع نسبت فشار استاتیک روی سطح پرتابه به فشار استاتیک محیط  
در راستای طول پرتابه [۲۳] ..... ۶۴
- شکل (۴-۱۴) توزیع فشار استاتیک روی سطح پرتابه ..... ۶۴
- شکل (۵-۱) نمونه‌ای از مکانیزم تولید جت جانبی [۱۵] ..... ۶۸
- شکل (۵-۲) طرحی از مکانیزم تغییر مسیر بوسیله کره ..... ۶۸

## فصل اول

مقدمه و مروری بر پیشینه پژوهش

## ۱-۱ مقدمه:

طراحی پیکربندی موشکها نیازمند دانش وسیعی در زمینه ایرودینامیک، ترمودینامیک، اصول جلوبرنده‌ها، دینامیک پرواز، طراحی سازه و ... می‌باشد تا بتوان با ساده سازی در پیکربندی موشک عملکرد آنرا افزایش و هزینه و زمان ساخت آنرا کاهش داد. سیستم هدایت و کنترل یکی از اجزاء مهم پیکربندی موشک است که نیازمند دانش ایرودینامیک و دینامیک پرواز می‌باشد و طراحی بهینه آن مستلزم در نظر گرفتن سطوح ایرودینامیکی کارآمد یا جتهای کنترلی مناسب، برای سهولت کنترل موشک و به حداقل رساندن قدرت مورد نیاز (گشتاور لولایی)<sup>۱</sup> برای انجام دقیق مأموریت‌های خواسته شده می‌باشد. این سیستم دو وظیفه به عهده دارد اولین وظیفه آن عبارتست از هدایت مرکز جرم جسم در امتداد یک مسیر پروازی از قبل تعیین شده یا مسیر آنی تعیین شده توسط حسگرهای هدایت کننده و تغییر یا تصحیح مسیر به مسیر پروازی مطلوب و دومین وظیفه آن عبارتست از کنترل وضعیت جسم پرنده در یک حالت پایدار پروازی می‌باشد. انجام تغییر مسیر یا کنترل موقعیت یک پرتابه مستلزم تولید نیروها و گشتاورهای ایرودینامیکی بمنظور ایجاد شتاب و سرعت زاویه‌ای لازم برای تغییر مسیر یا حفظ تعادل و کنترل موقعیت پرتابه می‌باشد. برای تولید این نیروها و گشتاورهای ایرودینامیکی روشهای متفاوتی متناسب با شرایط عملکردی و مأموریت موشک وجود دارد که روش بهینه از مقایسه ضرائب ایرودینامیکی آنها بدست می‌آید. لذا بمنظور روش بهینه تغییر مسیر یک پرتابه، انجام مراحل زیر لازم می‌نماید

- ۱- کلیات روشهای متداول تولید نیروها و گشتاورهای ایرودینامیکی پرتابه‌ها یا انواع پیکربندی موشکها
  - ۲- تعیین مسیر پرتابه مفروض با توجه به هندسه و شرایط عملکردی پرتابه که در اینکار پرتابه مفروض ما پرتابه‌ایست بالستیک که با سرعت ابرصوتی وارد جو زمین می‌شود
  - ۳- در نظر گرفتن شتاب زاویه‌ای مناسب و با توجه به آن ایجاد تغییر مسیر پرتابه با بکارگیری یکی از روشهای متداول یا ابداعی و مقایسه بین این روشها بر اساس ضرائب ایرودینامیکی آنها
- در ادامه این فصل روشهای متداول تولید نیروها و گشتاورهای ایرودینامیکی پرتابه‌ها مورد بررسی گذرایی قرار گرفته است.

---

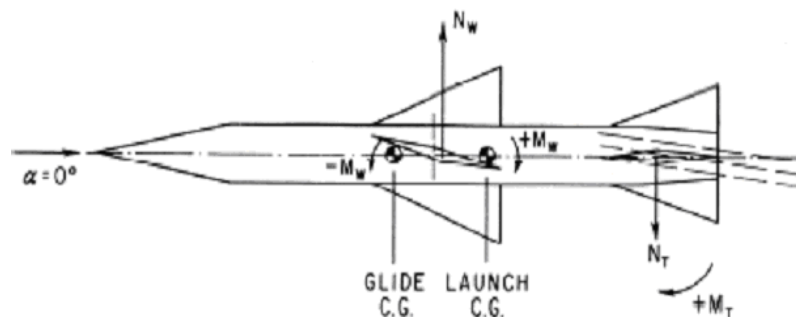
<sup>۱</sup> hinge moment

## ۲-۱ انواع پیکربندی آیرودینامیکی موشکها [۴]:

### ۱-۲-۱ کنترل با استفاده از بال:

#### ۱-۲-۱-۱ طرح شامل دم :

این نوع پیکربندی مرکب از سطح نسبتاً بزرگی است که در فاصله کمی از مرکز ثقل موشک قرار گرفته در این حالت نیاز به مجموعه متعادل کننده در قسمت انتهایی بدنه موشک وجود دارد مانند شکل هواپیماهای متعارف این نوع سیستم کنترل معمولاً در موشکهای هوا به هوا استفاده می‌شود زیرا از ویژگی پاسخ سریع برخوردار است و باعث مانور فوری موشک می‌شود. مزیت این طرح کوچک بودن زاویه حمله بدلیل افزایش نیروی برآی بال در اثر تغییر سطوح کنترل می‌باشد بنابراین مناسب موشکهای هوا تنفسی است. عیب این طرح بدلیل بزرگی بال گشتاور لولای زیادی تولید می‌شود از این رو آنالیز دقیقی باید انجام شود تا در کل محدوده پروازی توان کمکی مورد نیاز تغییر سطوح کنترل حداقل باشد.



شکل (۱-۱) نمایش نیروهای آیرودینامیکی در طرح کنترل با بال [۴]

#### ۱-۲-۱-۲ طرح بدون دم:

همانند طرح قبل است با این تفاوت که با حذف مجموعه دم، تعداد سطوح کم می‌شود که خود باعث کاهش نیروی پسا، وزن و هزینه خواهد شد عیب آن تعیین محل نصب بال است که باید بگونه‌ای تعیین شود که بدون نیاز به مجموعه دم، باعث افزایش سطح برآز<sup>۱</sup> یا زاویه تغییر آن نشود. اگر بال خیلی عقبتر از مرکز ثقل باشد تعادل بیش از حدی بدست می‌دهد که نیازمند سطوح کنترلی با ابعاد بزرگ است و یا نیاز به تغییر وضعیت بیش از حد سطوح کنترلی است از طرف دیگر قرار گرفتن بال در قسمت خیلی جلو باعث کاهش بازده کنترلی می‌شود.

<sup>۱</sup> Flap