





دانشگاه سمنان

دانشکده مهندسی مکانیک

# بررسی عددی رفتار جریان و انتقال حرارت در یک ردیف جت برخوردی دایره‌ای به سطح مقعر

پایان نامه برای دریافت درجه کارشناسی ارشد

در رشته مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی

نگارش:

رضا طریقی

استاد راهنما:

دکتر مهران رجیبی زرگرآبادی

مهر ماه ۱۳۹۳

## تقدیر و تشکر:

منت خدای را عزوجل که طاعتش موجب قربت است و به شکر اندرش مزید نعمت...  
بر خود لازم می‌دانم از استاد بزرگوار دکتر مهران رجبی که راهنمایی اینجانب را در طی دوره کارشناسی  
ارشد و در طول انجام پروژه حاضر بر عهده داشتند تشکر و قدردانی نمایم. به یقین دانش و تجربه ایشان نقش  
اساسی در انجام این تحقیق داشته است.

## چکیده

مهندسی مکانیک یکی از علوم بسیار گسترده است که دارای زیر شاخه‌های بسیاری است. یکی از این بخش‌ها که در سال‌های اخیر به شدت مورد توجه دانشمندان بوده است و تاثیر بسیاری در صنایع داشته است، بحث انتقال حرارت است. مبحث انتقال حرارت خود دارای زیر مجموعه‌های بسیار زیادی است که یکی از آن‌ها انتقال حرارت بر خوردی می‌باشد. این بخش کاربردهای زیادی را در صنعت دارد. امروزه استفاده از جت‌های بر خوردی در صنعت هوا و فضا، صنعت برش قطعات، خشک کردن کاغذ، خنک‌کاری پره‌های توربین، صنایع غذایی و الکترونیکی و... بسیار شدت گرفته است. از این رو جهت بهینه کردن بازده و کارایی جت‌های بر خوردی تحقیق در این زمینه بسیار پویا می‌باشد. در این مطالعه، پیرامون تحلیل عددی جریان و انتقال حرارت در یک ردیف جت دایره‌ای بر خوردی به سطح مقعر استوانه‌ای شکل، بحث می‌شود. در این راستا معادلات متوسط گیری شده برای جریان تراکم ناپذیر آشفته در حالت دایم به همراه سه مدل آشفتگی رایج و یک مدل رینولدز پایین به همراه تصحیح کننده یاپ، در یک فضای محاسباتی سه بعدی حل شده‌اند. همچنین نتایج عددی با داده‌های تجربی موجود مورد مقایسه قرار گرفته است. استفاده از تصحیح یاپ در مدل رینولدز پایین، سبب شد تا خطا برای عدد ناسلت در نقطه برخورد به طور قابل ملاحظه‌ای کاهش یابد. اما بررسی‌ها نشان می‌دهد که مدل SST K- $\omega$  نسبت به سایر مدل‌های آشفتگی توانایی مناسبی در پیش-بینی تغییر شیب‌های موجود در توزیع عدد ناسلت و مقدار عدد ناسلت در ناحیه برخورد را دارا می‌باشد. اثر عدد رینولدز جت، انحنای نسبی، تعداد جت و فاصله مرکز جت‌ها تا لبه خروجی سطح مقعر در دو چیدمان خطی و جابه جا شده بر توزیع ناسلت روی سطح برخورد مورد مطالعه قرار گرفته است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که افزایش عدد رینولدز از ۱۰۰۰۰ به ۴۰۰۰۰ سبب افزایش عدد ناسلت در منطقه برخورد و حد فاصل بین جت‌ها شده است. این در حالی است که افزایش انحنای نسبی و تعداد جت تاثیر محسوسی بر عدد ناسلت در نقطه برخورد نداشته است. همچنین مشاهده شد که در اعداد رینولدز ۲۳۰۰۰ و ۴۰۰۰۰، در یک انحنای نسبی ثابت با کاهش فاصله مرکز جت تا لبه خروجی صفحه مقعر، ناسلت در نقطه برخورد افزایش یافته است.

## کلیدواژگان

انتقال حرارت بر خوردی، جریان آشفته، جت دایره‌ای، عدد ناسلت، تصحیح یاپ

## فهرست مطالب

### فصل ۱: خنک کاری

۱۴	..... ۱-۱- مقدمه
۱۴	..... ۲-۱- خنک سازی
۱۵	..... ۳-۱- انواع روش های خنک کاری با هوا
۱۵	..... ۱-۳-۱- خنک کاری جابه جایی یا همرفتی
۱۵	..... ۲-۳-۱- خنک کاری پاششی یا برخوردی
۱۶	..... ۳-۳-۱- خنک کاری لایه ای یا غشایی
۱۷	..... ۴-۱- خنک سازی با آب
۱۷	..... ۵-۱- جمع بندی

### فصل ۲: میدان جریان و انتقال حرارت در جت های برخوردی

۱۹	..... ۱-۲- مقدمه
۱۹	..... ۲-۲- تعریف جت
۱۹	..... ۳-۲- انواع جت
۲۲	..... ۴-۲- ملاحظات هیدرودینامیکی و هندسی
۲۴	..... ۵-۲- دسته بندی جت های برخوردی
۲۹	..... ۶-۲- جمع بندی

### فصل ۳: مروری بر پژوهش های دیگران

۳۱	..... ۱-۳- مقدمه
۳۱	..... ۲-۳- مروری بر پژوهش های انجام شده روی جت برخوردی با صفحه تخت
۴۰	..... ۳-۳- مروری بر پژوهش های انجام شده روی جت برخوردی با صفحه مقعر
۵۱	..... ۴-۳- مروری بر پژوهش های انجام شده روی جت برخوردی با صفحه محدب
۵۴	..... ۵-۳- مروری بر پژوهش های انجام شده روی جت نوسانی برخوردی با سطح
۵۵	..... ۶-۳- جمع بندی

## فصل ۴: معادلات حاکم و مدل سازی آشفته‌گی

۵۷	..... ۴-۱- مقدمه
۵۷	..... ۴-۲- معادلات حاکم
۶۱	..... ۴-۳- مدل سازی آشفته‌گی
۶۱	..... ۴-۳-۱- بیان کلی
۶۳	..... ۴-۳-۲- مدل آشفته‌گی $k-\varepsilon$ استاندارد
۶۴	..... ۴-۳-۳- مدل رینولدز پایین CHC
۶۶	..... ۴-۳-۴- مدل آشفته‌گی $k-\varepsilon$ RNG
۶۷	..... ۴-۳-۵- مدل آشفته‌گی $k-\varepsilon$ Realizable
۶۹	..... ۴-۳-۶- مدل انتقال تنش برشی $k-\omega$ SST
۷۱	..... ۴-۴- روش حجم محدود
۷۲	..... ۴-۴-۱- طرح اختلاف مرکزی
۷۳	..... ۴-۴-۲- طرح اختلاف بالادست
۷۵	..... ۴-۵- روش SIMPLE
۷۷	..... ۴-۶- جمع بندی

## فصل ۵: بحث و تحلیل نتایج

۷۹	..... ۵-۱- مقدمه
۷۹	..... ۵-۲- معرفی مسئله
۷۹	..... ۵-۲-۱- هندسه میدان حل
۸۲	..... ۵-۲-۲- شرایط مرزی
۸۳	..... ۵-۳- شبکه محاسباتی و استقلال حل از شبکه
۸۶	..... ۵-۴- روش حل عددی
۸۸	..... ۵-۵- اعتبار سنجی
۹۲	..... ۵-۶- بحث پیرامون نتایج
۹۲	..... ۵-۶-۱- میدان جریان
۹۵	..... ۵-۶-۲- تاثیر عدد رینولدز بر توزیع ناسلت
۱۰۱	..... ۵-۶-۳- تاثیر فاصله برخورد و تعداد جت بر توزیع ناسلت

- ۱۰۴ ..... ۴-۶-۵- تاثیر انحنای نسبی بر توزیع عدد ناسلت
- ۱۰۶ ..... ۵-۶-۵- تاثیر فاصله مرکز جت تا لبه خروجی و چیدمان جت‌ها بر توزیع ناسلت
- ۱۱۰ ..... ۷-۵- جمع بندی

## فصل ۶: نتیجه گیری و ارائه پیشنهادات

- ۱۱۲ ..... ۱-۶- مقدمه
- ۱۱۲ ..... ۲-۶- نتیجه گیری
- ۱۱۳ ..... ۳-۶- ارائه پیشنهادات و جمع بندی
- ۱۱۷ ..... مراجع

## فهرست شکل‌ها

### فصل ۱: خنک‌کاری

- شکل (۱-۱) خنک‌کاری جابه‌جایی ..... ۱۵
- شکل (۲-۱) خنک‌کاری برخوردی ..... ۱۶
- شکل (۳-۱) خنک‌کاری لایه‌ای ..... ۱۶

### فصل ۲: میدان جریان و انتقال حرارت در جت‌های برخوردی

- شکل (۱-۲) ناحیه در حال توسعه و توسعه یافته در جت آزاد ..... ۲۰
- شکل (۲-۲) نواحی مختلف پروفیل سرعت یک جت جداری ..... ۲۱
- شکل (۳-۲) نواحی فیزیکی میدان سیال در یک جت برخوردی ..... ۲۳
- شکل (۴-۲) شکل‌های مختلف هندسی سطح مقطع جت‌ها ..... ۲۵
- شکل (۵-۲) نمایی از زاویه برخورد در جت‌های برخوردی ..... ۲۶
- شکل (۶-۲) آرایه از جت‌های شپاری ..... ۲۷
- شکل (۷-۲) برهم‌کنش جت‌های مجاور ..... ۲۷
- شکل (۸-۲) نمایی از چیدمان جت‌های برخوردی ..... ۲۸

### فصل ۳: مروری بر پژوهش‌های دیگران

- شکل (۱-۳) توزیع عدد ناسلت برای صفحه تخت ..... ۳۲
- شکل (۲-۳) نمایی کلی از هندسه مورد مطالعه ..... ۳۳
- شکل (۳-۳) توزیع عدد ناسلت در راستای محوری  $x$  برای تک جت ..... ۳۴
- شکل (۴-۳) توزیع عدد ناسلت در دو راستای محوری  $x$  و  $y$  ..... ۳۵
- شکل (۵-۳) توزیع عدد ناسلت در دو راستای محوری  $x$  و  $y$  ..... ۳۶
- شکل (۶-۳) هندسه سطح مقطع جت‌ها ..... ۳۷
- شکل (۷-۳) الگوی جریان روی صفحه تخت ..... ۳۸
- شکل (۸-۳) توزیع عدد ناسلت روی صفحه تخت ..... ۳۹
- شکل (۹-۳) تاثیر عدد رینولدز و انحنای نسبی بر عدد ناسلت در نقطه برخورد ..... ۴۱
- شکل (۱۰-۳) توزیع عدد ناسلت در راستای محوری  $s$  ..... ۴۱
- شکل (۱۱-۳) مقایسه نسبت سرعت محوری جت به سرعت خروجی از جت با سه مدل آشفتگی مختلف ..... ۴۳



۴۴	..... شکل (۱۲-۳) توزیع عدد ناسلت روی خط برخورد.....
۴۶	..... شکل (۱۳-۳) توزیع عدد ناسلت در دماهای متفاوت ورودی به جت.....
۴۶	..... شکل (۱۴-۳) تاثیر تعداد جت بر توزیع ناسلت.....
۴۶	..... شکل (۱۵-۳) تاثیر انحنای نسبی بر عدد ناسلت.....
۴۷	..... شکل (۱۶-۳) تعریف عمق نسبی برای صفحه مقعر.....
۴۸	..... شکل (۱۷-۳) انواع جریان‌های عرضی.....
۴۹	..... شکل (۱۸-۳) توزیع ضریب فشار.....
۵۰	..... شکل (۱۹-۳) توزیع عدد ناسلت روی صفحه برخورد.....
۵۱	..... شکل (۲۰-۳) توزیع عدد ناسلت روی صفحه برخورد.....
۵۲	..... شکل (۲۱-۳) توزیع عدد ناسلت روی صفحه برخورد.....
۵۳	..... شکل (۲۲-۳) هندسه یک سطح محدب.....

#### فصل ۴: معادلات حاکم و مدل سازی آشفستگی

۷۱	..... شکل (۱-۴) حجم کنترل اطراف گره p.....
۷۴	..... شکل (۲-۴) جهت جریان غرب به شرق.....
۷۴	..... شکل (۳-۴) جهت جریان شرق به غرب.....

#### فصل ۵: بحث و تحلیل نتایج

۸۰	..... شکل (۱-۵) نمایی کلی از هندسه مرجع مورد مطالعه.....
۸۱	..... شکل (۲-۵) نمایی از بالا برای یک ردیف جت در چیدمان متفاوت.....
۸۳	..... شکل (۳-۵) شرایط مرزی اعمال شده به محدوده محاسباتی.....
۸۴	..... شکل (۴-۵) نمایی از شبکه محاسباتی برای یک گام از دامنه محاسباتی (یک جت).....
۸۵	..... شکل (۵-۵) افزایش تراکم شبکه نزدیک دیواره.....
۸۵	..... شکل (۶-۵) شبکه محاسباتی لوله جت.....
۸۵	..... شکل (۷-۵) مقدار $y^+$ روی سطح مقعر.....
۸۶	..... شکل (۸-۵) راستای محوری s و $y$ .....
۸۷	..... شکل (۹-۵) استقلال حل از شبکه.....
۸۹	..... شکل (۱۰-۵) اعتبار سنجی در راستای محوری s.....
۹۰	..... شکل (۱۱-۵) کانتور عدد ناسلت برای مدل رینولدز پایین CHC و CHC-Yap.....

- شکل (۵-۱۲) توزیع انرژی جنبشی آشفتگی در راستای محوری z ..... ۹۱
- شکل (۵-۱۳) میدان سرعت،  $H/d = 2$ ،  $Re = 23000$  ..... ۹۳
- شکل (۵-۱۴) میدان سرعت،  $H/d = 5$ ،  $Re = 23000$  ..... ۹۴
- شکل (۵-۱۵) توزیع عدد ناسلت در راستای محوری s،  $C_r = 0.1$ ،  $p/d = 4$  ..... ۹۷
- شکل (۵-۱۶) مقایسه توزیع عدد ناسلت برای صفحه مقعر و تخت،  $Re = 23000$  ..... ۹۸
- شکل (۵-۱۷) توزیع عدد ناسلت در راستای محور y،  $C_r = 0.1$ ،  $p/d = 4$  ..... ۹۹
- شکل (۵-۱۸) کانتور توزیع عدد ناسلت روی صفحه مقعر،  $H/d = 5$ ،  $C_r = 0.1$ ،  $p/d = 4$  ..... ۱۰۰
- شکل (۵-۱۹) کانتور توزیع شدت آشفتگی و انرژی جنبشی آشفتگی ..... ۱۰۰
- شکل (۵-۲۰) مقایسه توزیع عدد ناسلت بر حسب تعداد جت،  $C_r = 0.1$  ..... ۱۰۲
- شکل (۵-۲۱) مقایسه توزیع عدد ناسلت در راستای محوری y،  $C_r = 0.1$ ،  $p/d = 8$  ..... ۱۰۳
- شکل (۵-۲۲) کانتور توزیع عدد ناسلت بر روی صفحه مقعر،  $C_r = 0.1$ ،  $p/d = 8$  ..... ۱۰۴
- شکل (۵-۲۳) تاثیر انحنای نسبی بر توزیع عدد ناسلت،  $p/d = 4$  ..... ۱۰۶
- شکل (۵-۲۴) میدان جریان و انتقال نقطه سکون،  $Re = 40000$  ..... ۱۰۷
- شکل (۵-۲۵) توزیع عدد ناسلت در راستای محوری s، چیدمان خطی،  $C_r = 0.1$ ،  $p/d = 8$  ..... ۱۰۸
- شکل (۵-۲۶) توزیع ناسلت در حالت چیدمان جابه‌جا شده،  $Re = 23000$ ،  $C_r = 0.1$ ،  $p/d = 4$  ..... ۱۰۹

## فهرست جداول

### فصل ۳: مروری بر پژوهش‌های دیگران

جدول (۱-۳) مشخصات هندسی سطح مقطع جت‌ها..... ۳۷

### فصل ۴: معادلات حاکم و مدل‌سازی آشفتگی

جدول (۱-۴) ضرایب نیمه تجربی مدل آشفتگی  $k-\varepsilon$  استاندارد..... ۶۴

جدول (۲-۴) ضرایب نیمه تجربی مدل آشفتگی  $k-\varepsilon$  RNG..... ۶۷

جدول (۳-۴) ضرایب نیمه تجربی مدل آشفتگی  $k-\varepsilon$  Realizable..... ۶۸

جدول (۴-۴) ضرایب نیمه تجربی مدل آشفتگی  $k-\omega$  SST..... ۷۰

### فصل ۵: بحث و تحلیل نتایج

جدول (۱-۵) جزئیات هندسی مسئله..... ۸۱

جدول (۲-۵) خواص سیال در ورودی جت‌ها..... ۸۲

جدول (۳-۵)  $Re = 23000, H/d = 2, C_r = 0.1$ ..... ۹۱

جدول (۴-۵)  $Re = 23000, H/d = 5, C_r = 0.1$ ..... ۹۲

## فهرست علائم

$d$	قطر جت (mm)
$D$	قطر صفحه برخورد (mm)
$H$	فاصله برخورد (mm)
$T_{jet}$	دمای هوای ورودی جت (K)
$T_{\infty}$	دمای محیط (K)
$q''$	شار حرارتی ( $W m^{-2}$ )
$K_{jet}$	ضریب هدایت حرارتی هوا ( $W m^{-1} K^{-1}$ )
$u$	سرعت جت ( $m s^{-1}$ )
$C_r$	انحنای نسبی ( $d/D$ )
Re	عدد رینولدز ( $\rho u d / \mu$ )
Nu	عدد ناسلت
$C_p$	ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت
$\mu$	لزجت دینامیکی سیال ( $kg m^{-1} s^{-1}$ )
TI	شدت آشفستگی
TKE	انرژی جنبشی آشفستگی ( $m^2 s^{-2}$ )
$-\rho \overline{u_i u_j}$	تنش‌های رینولدز ( $kg m^{-1} s^{-2}$ )
$\delta_{ij}$	دلتای کرونیکر
$S_{ij}$	تانسور نرخ کرنش
$k$	انرژی جنبشی آشفستگی ( $m^2 s^{-2}$ )
$\delta$	عمق صفحه مقعر (mm)
$E$	فاصله مرکز جت تا لبه خروجی (mm)
$\mu_t$	ویسکوزیته آشفستگی ( $kg m^{-1} s^{-1}$ )

# فصل ۱

## خنک کاری

## ۱-۱- مقدمه

امروزه از سیستم‌های خنک کاری به منظور بهینه سازی و افزایش راندمان در نیروگاه‌های گازی استفاده می‌شود. بازده چرخه توربین گازی با افزایش دمای گازهای احتراق ورودی به توربین افزایش می‌یابد. امروزه این دما در حدود  $1100^{\circ}\text{C}$  تا  $1260^{\circ}\text{C}$  است. سازندگان توربین‌های گازی درگیر تحقیقات پرهزینه‌ای هستند تا بتوانند این دما را به  $1540$  درجه سانتیگراد برسانند و در آینده حتی رسیدن به دمای  $1650$  درجه سانتیگراد نیز مورد نظر است. برای این که دمای ورودی به توربین بسیار بالا می‌باشد می‌بایست شرایط خاصی را در توربین ایجاد کرد.

برای ساخت پره‌های توربین از مواد خاصی (سوپرآلیاژها) استفاده می‌کنند. با توجه به ایجاد تنش‌های حرارتی و بحث خستگی می‌بایست با ابعاد و سیستم‌های خنک کاری مناسب از خرابی و زوال پره‌ها جلوگیری کرد. در مجموع هدف، خنک کاری پره‌های توربین می‌باشد.

## ۱-۲- خنک سازی

توربین‌های قدیمی بدون خنک سازی کار می‌کردند در حالی که امروزه در بسیاری از توربین‌ها از خنک سازی پره‌ها استفاده می‌شود. در هر حال استفاده از دماهای بالا مستلزم خنک کاری است. همچنین استفاده از دماهای بالا موجب به وجود آمدن تنش‌های گرمایی در پره‌های متحرک و کاهش طول عمر پره می‌شود. به طور کلی دمای سطح پره باید در کمتر از  $900$  درجه سانتی گراد باشد تا خوردگی پره از حد مجاز تجاوز نکند. خنک سازی پره با خالی کردن داخل آن و جاری شدن شاره خنک کننده از فضای خالی شده امکان پذیر می‌باشد. پره توخالی سبک تر از پره توپر بوده و عدد بیو (Bi) در آن خیلی کوچکتر است و از این رو توزیع دما در آن نسبتاً یکنواخت می‌باشد. شاره‌های خنک کننده‌ای که مورد استفاده قرار می‌گیرند عبارتند از: هوا و آب.

از هوا تا دمای گاز  $1150^{\circ}\text{C}$  و از آب تا دمای گاز  $1315^{\circ}\text{C}$  استفاده می‌شود و همپنین در محدوده دو دمای فوق سیستم ترکیبی مورد استفاده قرار می‌گیرد. در سیستم‌های ترکیبی، از آب برای خنک سازی

قسمت‌های با دمای بالا، مانند پره‌های ثابت ورودی و از هوا برای خنک سازی بقیه قسمت‌های پره‌ها استفاده می‌شود.

### ۱-۳- انواع روش‌های خنک کاری با هوا

#### ۱-۳-۱- خنک کاری جابه جایی یا همرفتی

این فرم از خنک کاری با هدایت جریان هوا به داخل پره توربین و دفع حرارت از طریق دیواره‌ها انجام می‌گیرد. معمولاً جریان هوا در جهت شعاعی می‌باشد و از چند مسیر مارپیچ از ته تا نوک پره گذشته و خنک کاری صورت می‌گیرد. خنک کاری جابه جایی در اغلب توربین‌های گازی مرسوم می‌باشد.



شکل (۱-۱) خنک کاری جابه‌جایی

#### ۱-۳-۲- خنک کاری پاششی یا برخوردی

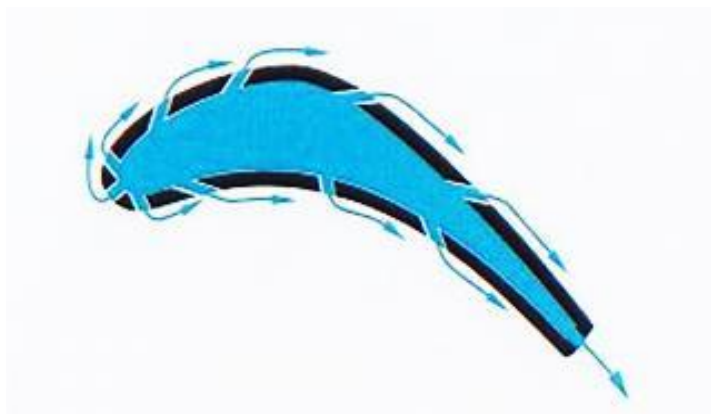
این نوع خنک کاری در واقع همان نوع جابه‌جایی ولی با شدت بسیار بالا می‌باشد که در آن هوا با سرعت بسیار زیاد به صورت فواره به سطح داخلی ایرفویل افشانده می‌گردد و باعث می‌شود که انتقال حرارت زیادی از سطح فلز به هوای خنک کن، صورت گیرد. این نوع خنک کاری همواره در قسمتی از پره صورت می‌گیرد، تا این که توزیع درجه حرارت را در پره یکسان نماید. مثلاً در لبه هدایت پره که درجه حرارت بالا می‌رود از افشاندن هوا استفاده می‌شود و در قسمت‌های دیگر پره، نوع جابه‌جایی معمولی می‌باشد.



شکل (۱-۲) خنک‌کاری برخوردی

### ۱-۳-۳- خنک‌کاری لایه ای یا غشایی

این نوع خنک‌کاری براین اساس کار می‌کند که یک لایه عایق هوا بین گاز داغ و پره برقرار می‌گردد و انتقال حرارت را به دیواره پره از طرف گاز داغ کم می‌کند. در واقع به همان روشی که اتاق‌های احتراق در مقابل گازهای داغ به وسیله ایجاد لایه عایق هوا حفاظت می‌شود در لبه پره‌ها نیز همین عمل انجام می‌گیرد. در واقع هوا از طریق سوراخ‌های ریزی از لبه پره عبور می‌کند و به بیرون پره می‌رسد و همین عمل، به علت ایجاد فیلم عایق، علاوه بر خنک‌کاری ضریب انتقال حرارت به پره را از سمت گاز داغ کم می‌کند. خنک‌سازی مرکب، همرفتی و غشایی برتر از سایر روش‌ها است و به دنبال آن خنک‌کاری برخوردی و سپس همرفتی قرار دارد.



شکل (۱-۳) خنک‌کاری لایه‌ای



## ۴-۱- خنک سازی با آب

خنک سازی با هوا وقتی که دمای گاز به بیشتر از  $1150^{\circ}\text{C}$  می‌رسد سود بخشی خود را سریعاً از دست می‌دهد زیرا نیاز به هوای خنک کن که طبعاً از اتاق احتراق نمی‌گذرد به شدت افزایش می‌یابد. در این موارد از خنک سازی مختلط و خنک سازی با آب خالص استفاده می‌شود. هرچند که این روش‌ها به وسایل بیشتری نیاز دارد. امید می‌رود که با استفاده از خنک سازی با آب بتوان به دمای گاز  $1315^{\circ}\text{C}$  و حتی بیشتر نیز رسید. ظرفیت گرمایی و قابلیت انتقال گرمای بالاتر آب این امکان را می‌دهد که دمای فلز پایین بیاید و در نتیجه مسائل خوردگی و رسوب بستن ناشی از ناخالصی‌ها کاهش پیدا می‌کند. خنک سازی با آب همچنین ما را از مجاری هوای تعبیه شده در میان پره‌ها که مثلاً در خنک سازی غشائی مورد نیاز هستند و در معرض گرفتگی قرار دارند، بی‌نیاز می‌کند.

## ۵-۱- جمع بندی

در مطالعه حاضر می‌خواهیم خنک‌کاری برخوردی را مورد بررسی قرار دهیم. در خنک‌کاری برخوردی چون نیاز به سرعت‌های بالا برای سیال می‌باشد از جت‌ها استفاده می‌شود. به کمک جت‌ها مومنوم اولیه بالایی به سیال وارد شده و این امر می‌تواند کمک در خور توجهی در امر خنک سازی داشته باشد. در فصل دوم ابتدا به بیان انواع جت‌ها و سپس بر روی جت‌های برخوردی و فیزیک انتقال حرارت برخوردی متمرکز می‌شویم.

## فصل ۲

میدان جریان و انتقال حرارت در جت‌های  
برخوردی

**۲-۱- مقدمه**

جت‌های برخوردی به طور ویژه برای دست یافتن به ضرایب انتقال حرارت بالا مطرح هستند و به این دلیل در بسیاری از فرایندهای مهندسی به کار گرفته می‌شوند. بنابراین طبیعی است که تحقیقات زیادی بر روی جت‌های برخوردی انجام شده باشد. تحقیق در مورد ویژگی‌های جریان در جت‌های آزاد و برخوردی به تنهایی زمینه مورد علاقه بسیاری از محققان می‌باشد. تحقیقات مستقل در مورد انتقال حرارت در جت‌های برخوردی، تغییرات وسیعی در ضرایب انتقال حرارت برای پارامترهای آزمایشی مشابه گزارش می‌دهد از همین رو فهمیده شده است که تغییرات کوچک در هندسه نازل و تنظیمات محدود کننده می‌تواند تأثیر عمده‌ای در توزیع انتقال حرارت داشته باشد. مطالعات عددی نسبتاً خوبی نیز در راستای مدل سازی و شبیه سازی جریان و انتقال حرارت در این زمینه انجام گردیده است که شامل بررسی انواع مدل‌های توربولانس و مزایا و معایب هر کدام می‌باشد. در این فصل قصد داریم ابتدا به تعریف جت و انواع آن بپردازیم و سپس بر روی جت‌های برخوردی متمرکز خواهیم شد.

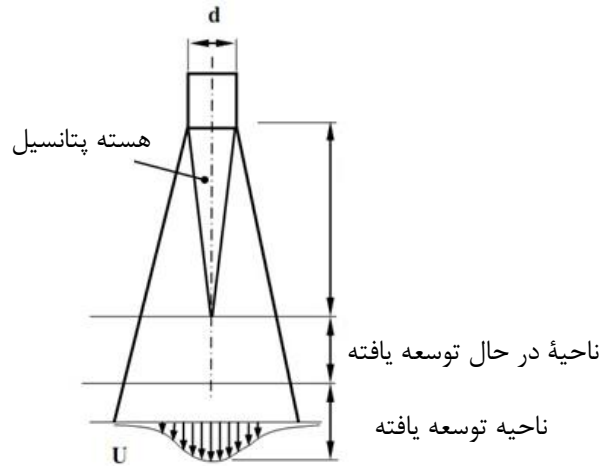
**۲-۲- تعریف جت**

جت در مکانیک شاره‌ها به معنی جریانی است که از تخلیه شاره از درون یک روزنه به فضای آزاد ناشی می‌شود. به عبارت دیگر جریان جت عبارت است از تخلیه سیال به درون محیطی از جنس همان سیال که در حالت سکون یا حرکت با سرعتی به غیر از سرعت جت می‌باشد. برهم کنش سیال تخلیه شونده و محیط منجر به ناپایداری بسیار شدید و تشکیل گردابه‌های فراوان حتی در رینولدزهای پایین می‌گردد.

**۲-۳- انواع جت****۱- جت آزاد**

در این نوع از جت‌ها جریان از یک نازل یا شیار در محیطی بزرگ و ساکن تخلیه می‌شود. بر اثر برهم کنش سیال خروجی از جت و محیط ممکن است جریان آشفته شود و گردابه‌هایی ایجاد شوند. سیال خروجی از

جت تا جایی در فضا پیش روی می‌کند که دیگر کاملاً در محیط پراکنده شود. مطابق شکل (۱-۲) یک جت آزاد دارای سه ناحیه اصلی می‌باشد: ۱- هسته پتانسیل. ۲- ناحیه در حال توسعه یافته. ۳- ناحیه توسعه یافته.



شکل (۱-۲) ناحیه در حال توسعه و توسعه یافته در جت آزاد

## ۲- جت شناور

در این دسته از جت‌ها آن چه سبب حرکت سیال می‌شود نیروی شناوری و یا نیروی انتقال یافته به سیال می‌باشد. اگر نیرویی به سیال وارد نشود آن گاه تنها دلیل حرکت سیال نیروی شناوری بوده که این اتفاق در دودکش‌ها می‌افتد. به دسته‌ای دیگر از جت‌ها که مومنتومی به سیال وارد شده اما سیال خروجی از جت بر روی سطحی شناور می‌شود نیز جت شناور گویند.

## ۳- جت دیواره یا جداری

اگر یک جت از یک سمت با یک دیوار محدود شود به عنوان جت دیواره یا جت جداری شناخته می‌شود. این دسته از جت‌ها کاربردهای مختلفی در صنعت دارند. برای مثال جریان در بالای یک ایرفویل یا پره‌های یک توربین، فیزیکی همانند جت‌های جداری دارند. تفاوت اصلی جت آزاد با یک جت دیواره در این است که در جت‌های دیواره به دلیل تماس سیال با یک سطح جامد تنش‌های ایجاد شده بزرگتر از تنش‌های ایجاد شده