

مدل سازی محفظه احتراق توربین گاز با استفاده از روش شبکه

اصغر عظیمی^۱، حجت قاسمی^۲

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه علم و صنعت ایران

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۵/۲۶؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۱۲/۰۵)

چکیده

هدف از این مقاله، به کارگیری روش شبکه برای تحلیل سریع محفظه احتراق توربین های گاز می باشد. این روش یک محفظه احتراق به وسیله گره ها و المان های متصل به آن ها، به شبکه ای از جریان های مستقل از هم تقسیم می شود. معادلات اساسی که در روش شبکه باید ارضا شوند معادلات بقای جرم و انرژی برای هر گره و رابطه افت فشار - دبی برای هر المان می باشد. این معادلات یک دستگاه معادلات متشکل از دبی جرمی و افت فشارها را تشکیل می دهند که با حل آن در گره ها مقادیر جدید برای فشار، دبی و چگالی به دست می آید. این روند تا رسیدن به شرط همگرایی تکرار می شود. برای مدل سازی جریان از روابط متداول برای لوله ها و ارفیس ها استفاده شده است. برای مدل سازی اثر احتراق نیز، از احتراق تعادلی در نواحی احتراق اولیه و ثانویه استفاده شده است. اثر ترقیق جریان نیز با ورود هوا به جریان محصولات ناحیه احتراق ثانویه منظور شده است. دمای لاینر نیز با در نظر گرفتن آثار انتقال حرارت جابجایی و تشعشع محاسبه شده است. با این روش در یک محفظه احتراق قوطی، ابتدا جریان سرد تحلیل شده و طی آن دبی جرمی و افت فشارها در المان ها به دست آمده است. سپس با در نظر گرفتن احتراق کروسین، توزیع دبی جرمی، فشار، دما، و اجزا محصولات احتراق به دست آمده است. نتایج به دست آمده با نتایج تجربی موجود مقایسه شده است و همسویی بسیار خوبی نشان داده شده است. کیفیت نتایج و روند حل مسئله، نشان می دهند که روش شبکه قادر است تحلیل مناسبی را در زمان بسیار کمی به طراحان محفظه ارائه کند.

واژه های کلیدی: محفظه احتراق، روش شبکه، احتراق، انتقال حرارت

Modeling of Gas Turbine Combustion Chamber; By Using Network Method

A. Azimi and H. Ghassemi

Mechanical Engineering Department
Iran University of Science and Technology

(Received: 16/August/2016 ; Accepted: 23/February/2017)

ABSTRACT

This paper deals with utilization of the network method to fast analysis of the gas turbine combustors. In this method, a combustor is divided into several independent flows by some nodes and interconnecting elements. The fundamental equations which should be satisfied in the network method are conservation equations of mass and energy at each node and the pressure drop-flow rate correlation for each element. These equations constitute a system of equations of flow rate and pressure drop. Solving this system using a set of initial value gives pressure, flow rate, and density at each node that finally leads to a converging solution. The conventional relations for pipes and orifices are used for flow modeling. In order to combustion modeling, equilibrium assumption is applied in the primary and secondary combustion zones. The dilution effect is considered by entering the air from dilution holes into the flow of combustion products. The liner temperature is calculated by considering the effects of convection and radiation in the combustor. By the network method in a can type combustor, at the first step a cold flow analysis is performed and the flow rate and the pressure drop in each element are obtained. In the next step by including the combustion of kerosene and heat transfer, the distribution of flow rates, pressure, temperature, and species concentration of combustion products are calculated. The computation results are compared with the existing experimental data and an excellent agreement is seen. The quality of results and the solution procedure of the problem show that the network method is able to present a costly and accurate analysis to help the combustor designers

Keywords: Combustor, Network method, Combustion, Heat transfer

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد: a_azimi@mecheng.iust.ac.ir

۲- دانشیار (نویسنده پاسخگو): h_ghassemi@iust.ac.ir

فهرست علائم و اختصارات

A	مساحت (m^2)
A_r	نسبت مساحت سوراخ
C	عناصر ماتریس ضرایب
C_1	همرفت داخلی (W/m^2)
C_2	همرفت خارجی (W/m^2)
C_d	ضریب تخلیه
C_p	ظرفیت گرمایی ویژه ($J/kg.K$)
d	دبی جرمی خارجی به گره (kg/s)
D	قطر هیدرولیک (m)
E	ماتریس المان
e	زبری دیواره
f	ضریب اصطکاک یا تابعی از دبی، تابعی از چگالی
g	مشقت تابع g بر حسب چگالی
H	درصد جرمی هیدروژن
H_{ij}	Q/Q_{ij}
$ h_i _{max}$	بیشترین دبی باقی مانده در گره (kg/s)
I	تعداد گره‌ها
J	تعداد همسایه‌های هر گره
k	ضریب هدایت حرارتی ($W/m.K$)
K_{1-2}	انتقال حرارت هدایت در راستای شعاعی
L	طول یا ضریب درخشندگی یا ماتریس پایین‌مثنی
l_b	طول پرتو (m)
L^T	ماتریس بالامثنی
M	ماتریس ضرایب
\dot{m}	دبی جرمی (kg/s)
N	ماتریس گره
P	فشار (Pa)
Q	دبی (m^3/s)
q	نسبت جرمی سوخت به هوا (W/m^2)
R	ثابت گاز ($kJ/kg.K$)
R_1	تشعشع داخلی (W/m^2)
R	تشعشع خارجی (W/m^2)
Re	رینولدز
Re	رینولدز
s	ضخامت شکاف خنک‌کاری (m)
s	تابع علامت
t	ضخامت دیواره لاینر (m)
T	دما (K)
V	سرعت (m/s)
${}_rW$	دیواره خارجی لاینر
${}_iW$	دیواره خارجی لاینر
x	فاصله پایین‌دست از شکاف خنک‌کاری (m)

علائم یونانی

ε	ضریب صدور تشعشع یا پارامتر همگرایی
η	اثر بخشی خنک‌کاری
μ	لزجت دینامیکی ($kgm^{-1}s^{-1}$)
ρ	چگالی (kgm^{-3})
σ	ثابت استفان-بولتزمان ($W/m.K^4$) (5.67×10^{-8})
ω	ضریب تخفیف
α	نسبت دبی جرمی
$\varphi = \frac{\alpha}{A_r}$	φ

بالانویس‌ها

'	مقدار اصلاحی
*	مقدار ابتدایی

زیرنویس‌ها

a	هوای خنک
ad	آدیاباتیک
an	انولوس
g	گاز داغ
h	سوراخ
i	شماره گره
ij	مربوط به المان بین گره i و j
j	شماره گره همسایه
l	لاینر
$mean$	میانگین
n	گره
w	دیواره
w_1	دیواره داخلی لاینر
w_2	دیواره خارجی لاینر

۱- مقدمه

صنعت توربین گاز به یک روش ساده‌تر و سریع‌تر به‌منظور تسهیل طراحی محفظه احتراق‌های توربین گاز نیاز دارد. به همین دلیل، در این کار از روش شبکه برای تحلیل محفظه احتراق استفاده شده است. طراحی محفظه احتراق توربین گاز باید نیازهای اساسی زیر را در نظر داشته باشد: احتراق کامل، افت فشار کل در حد متوسط، پایداری فرآیند احتراق، توزیع دمای مناسب در خروج بدون نقاط داغ، طول کوتاه و سطح مقطع کوچک، محدوده کارکرد گسترده‌ای از دبی جرمی، فشار

محاسبه می‌کرد. ژوبرت و هاتینگ روش مشابهی را برای محاسبه افت فشار و تجزیه جریان در محفظه احتراق جریان معکوس شرح دادند. در تحلیل‌های یک‌بعدی معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی به صورت گام به گام استفاده می‌شوند [۶]. همچنین مانژیا از مدل یک‌بعدی برای پیش‌بینی توزیع دبی جرمی استفاده کرد که می‌توانست به عنوان شرایط مرزی برای مدل سه‌بعدی استفاده شود [۷]. با وجود این، روش‌های یک بعدی توصیف شده نمی‌توانند بسیار متنوع باشند؛ زیرا هنگامی که هندسه پیچیده می‌شود پیاده‌سازی این روش‌ها مشکل است.

از سوی دیگر، مدل شبکه یک‌بعدی توانایی مدل کردن هندسه‌های پیچیده را به‌طور موثر و بدون مشکل، و در عین حال سریع دارا می‌باشد. استاتفورد و روبینی مدل شبکه را تعریف نمودند که شامل زیرجریان‌های مستقل می‌شود [۸]. فرآیند شبکه بوسیله قرار دادن شبکه روی هندسه سیستم تعریف می‌شود، شبکه شامل المان‌هایی است که به‌وسیله گره‌ها به یکدیگر متصل هستند. المان‌ها با توجه به ویژگی واقعی در بخش مورد نظر مدل می‌شوند و سپس بوسیله گره‌ها به یکدیگر متصل می‌شوند تا یک ساختار معناداری به‌وجود آید. در حالی که معادلات کلی حاکم داخل گره‌ها حل می‌شوند ولی برای توصیف جریان در هر المان از فرمول‌های نیمه‌تجربی استفاده می‌شود. معادلات حاکم شامل معادله پیوستگی و معادله افت فشار- دبی می‌باشد. در این روش افت فشار و توزیع جریان می‌تواند به‌دست آید. انتقال حرارت در این استراتژی می‌تواند با محاسبه تاثیر هدایت، جابجایی و تشعشع در نظر گرفته شود [۸-۱۱]. شارما روش‌های عددی پیش‌بینی دمای لاینر محفظه احتراق را مورد بررسی قرار داده است [۱۲].

حل روش شبکه به صورت کد تجاری آماده، به‌وسیله هیکز و ویلسون (۱۹۹۹) برای پیش‌بینی انتقال حرارت به لاینر محفظه احتراق و بررسی تاثیر خنک‌کاری بر دیواره لاینر استفاده شده است. زیرمدل‌های نیمه‌تجربی برای نشان دادن ویژگی‌های مختلف محفظه احتراق توربین گاز به مدل اصلی اضافه شده‌اند. برخی از این ویژگی‌ها عبارتند از سوراخ‌های خنک‌کاری، رقیق‌سازی و دیفیوزر. برای پیش‌بینی محصولات احتراق در سطوح بازده متفاوت، یک مدل خاصیت گاز به

و دما و میزان آلاینده‌گی در محدوده زیست محیطی در نظر گرفته شده.

برای طراحی اولیه محفظه احتراق توربین گاز که گام مهمی برای توسعه محفظه احتراق‌های جدید یا برای ایجاد تغییرات روی طراحی‌های موجود می‌باشد، پیش‌بینی دبی جرمی ورودی از سوراخ‌های مختلف هوا، افت فشار در محفظه احتراق و دمای گاز خروجی، ضروری است. در ابتدا از روش‌های تجربی برای تحلیل محفظه احتراق استفاده می‌کردند که هزینه زیادی داشته و برای طراحی‌های جدید مناسب نبودند. کروس با استفاده از روش تجربی، تاثیر فشار بر روی انتشار آلاینده‌ها را مورد بررسی قرار داده است [۱]. به علت پیشرفت‌های قابل توجه در دینامیک سیالات محاسباتی، در شبیه‌سازی محفظه احتراق از آن استفاده کردند. تایلرزاک و همکاران با استفاده از این روش به تحلیل محفظه احتراق در شرایط کاری مختلف پرداخته‌اند [۲]. اندرینی و همکاران نیز با استفاده از مدل LES مشخصات جریان را مورد مطالعه قرار داده‌اند [۳]. این روش به علت مدت زمان زیاد تولید شبکه، پیچیدگی خصوصیات شرایط مرزی و زمان محاسبات بیش از حد برای طراحی اولیه محفظه احتراق نامطلوب است. به همین دلیل به روش‌های یک بعدی روی آوردند که جزییات روش‌های سه‌بعدی را نداشتند، اما دقت مناسبی را ارائه می‌دهند. یکی از معایب روش‌های یک بعدی دینامیک سیالات محاسباتی در نظر نگرفتن هندسه محفظه احتراق می‌باشد. ولی در تحلیل شبکه می‌توان هندسه‌های پیچیده را به راحتی مدل کرد و بسیاری از محدودیت‌های روش‌های یک‌بعدی معمولی را حذف کرد. در روش شبکه با ترکیب زیرمدل‌های مختلف می‌توان به طور کامل محفظه احتراق را مدل‌سازی کرد. از مزیت‌های مهم این روش، اجرای سریع در حد چند ثانیه می‌باشد.

در گذشته، کدهای یک‌بعدی برای طراحی اولیه محفظه احتراق استفاده می‌شدند، اگرچه بوسیله روابط تجربی به هندسه خاص محدود بودند [۴]. ساموئل [۵] روش تحلیلی یک‌بعدی را توصیف کرد، که بر اساس ترتیب فرآیندهای واقعی هنگام عبور جریان از محفظه احتراق بود. این روش وقتی که شرایط ورودی جریان و هندسه سیستم معلوم می‌باشند، توزیع فشار و دبی جرمی در محفظه را احتراق

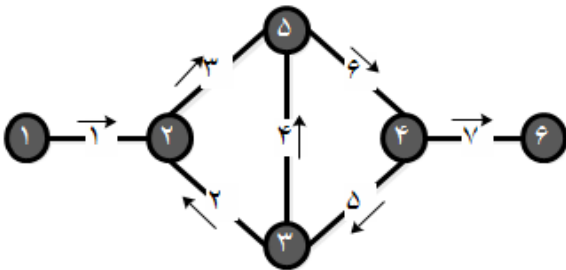
همچنین استفاده از روابط تجربی برای عملکرد المان‌ها، نتایج به دست آمده را برای مقایسه کارهای آتی مناسب می‌کند.

۲- مدل سازی شبکه

شرایط لازم برای تحلیل جزییات جریان و فشار در حالت پایدار در سیستم‌های لوله‌کشی، نیاز به روش‌های شبکه دارد. اولین راه‌برد برای حل شبکه لوله توسط هاردی کراس^۲ (۱۹۳۶) توسعه پیدا کرد. در یکی از روش‌ها، موسوم به روش حلقه، شبکه به چند حلقه تقسیم شده و برای هر لوله، دبی فرض می‌شود. سپس با توجه به روابط، اصلاح دبی هر لوله انجام می‌گیرد. این روند آن قدر تکرار می‌شود تا افت فشار در حلقه‌های بسته به تعادل برسد. در روشی دیگر موسوم به روش گره، فشار در هر گره شبکه تنظیم می‌شود تا معادله پیوستگی را ارضاء کند. چون که تصحیح‌های فشار و دبی مستقل از یکدیگر بودند همگرایی بسیار کند یا در اغلب موارد به دست نمی‌آمد [۱۶]. در این کار از روش گره با الگوریتم سیمپل^۳ که توسط پاتانکار و اسپالدینگ توسعه داده شده، استفاده شده است [۱۷-۱۸]. همچنین استوارت با استفاده از این روش، جریان پایا چندفازی در شبکه لوله‌ها را مورد بررسی قرار داده است [۱۹].

۲-۱- ساختار شبکه

همان‌طور که در شکل ۱ نشان داده شده یک شبکه شامل تعدادی المان جهت‌دار می‌باشد که به گره‌ها متصل می‌شوند. المان‌ها توسط گره‌ها به یکدیگر متصل می‌شوند و در بالادست و پایین دست هر المان گره وجود دارد.



شکل (۱): طرحی از یک شبکه لوله

برنامه اضافه شده است. تاثیر خنک‌کاری پوششی در مدل جابجایی انتقال حرارت در نظر گرفته شده است. مدل تشعشع با استفاده از روابط نیمه تجربی ساده که براساس ضریب تابندگی به وسیله لفیور مشخص شده‌اند، در نظر گرفته شده است. ثابت شده که این مدل با داده‌های آزمایشگاهی تطابق دارد. لازم به ذکر است که دقت روش شبکه، به علت استفاده از روابط تجربی (ممکن است به طور خاص برای مسئله مورد نظر مناسب نباشد) تحت تاثیر قرار می‌گیرد. با این حال که ثابت شده این مدل در فرآیند طراحی محفظه احتراق مفید می‌باشد، برخی محدودیت‌هایی دارد. این مدل نمی‌تواند لکه‌های گرم محلی، توزیع دمای خروجی، پدیده‌های جریان داخل محفظه احتراق، پایداری شعله و خواص احتراق را پیش‌بینی کند [۱۳]. در سال‌های اخیر مطالعاتی با استفاده از روش شبکه انجام شده است. گوس تحلیل محفظه احتراق توربین گاز T56 را با استفاده از این مدل مورد بررسی قرار داد [۹]. تیتز و برنات نرم‌افزاری براساس مدل شبکه به منظور طراحی، تحلیل و بهینه‌سازی محفظه احتراق موتور هواپیما توسعه داده‌اند. وارول و همکاران با استفاده از دو روش شبکه جریان و شبکه راکتور شیمیایی^۱، تولید آلاینده‌ها در محفظه احتراق جریان معکوس را پیش‌بینی کرده‌اند [۱۴]. ژانگ و همکاران با استفاده از مدل شبکه به بهینه‌سازی طراحی محفظه احتراق پرداخته‌اند [۱۵].

با توجه به مطالعات فوق، یکی از مشکلات اساسی در تحلیل محفظه احتراق به روش عددی زمان‌بر بودن محاسبات می‌باشد. از این رو، در این مقاله مدل شبکه توسعه داده شده است. در این مدل به کمک روابط تجربی می‌توان در مدت بسیار کوتاهی به تحلیل محفظه احتراق پرداخت. اگرچه در بسیاری از مطالعات فقط به تحلیل جریان در محفظه احتراق پرداخته شده است، در این مطالعه علاوه بر تحلیل جریان در محفظه احتراق، تحلیل احتراق و انتقال حرارت نیز صورت گرفته است. مهمترین مزیت مطالعه حاضر متن باز بودن آن است، طوری که می‌توان به راحتی تغییرات لازم جهت ارتقاء و همچنین به کارگیری المان‌های جدید را اعمال کرد. مزیت دیگر کار حاضر در نظر گرفتن انتشار آلاینده‌ها می‌باشد.

2- Hardy Cross
3- SIMPLE

1- Chemical Reactor Network

روابطی که به صورت تجربی به دست آمده‌اند. به‌طور کلی رابطه افت فشار و دبی برای هر شاخه المان شکل ۱ می‌تواند به صورت زیر بیان شود [۲۰]:

$$\Delta p_{ij} = p_{n_{ij}} - p_i = s_{ij} H_{ij} g_{ij} f_{ij} \quad (2)$$

که در آن، g تابعی از چگالی و f تابعی از قدرمطلق دبی می‌باشند.

برای جریان تراکم‌پذیر چگالی المان ρ_{ij} می‌تواند با استفاده از معادله حالت به فشار المان مربوط شود. برای یک گاز ایده‌آل، رابطه این چنین است:

$$\rho_{ij} = \frac{p_{ij}}{R_{ij} T_{ij}} \quad (3)$$

که در این رابطه، T_{ij} دمای المان و R ثابت گاز می‌باشد. رابطه (۳) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\rho_{ij} = \alpha_{ij} (p_i + p_{n_{ij}}) \quad (4)$$

i شماره گره و n_{ij} گره همسایه متصل شده به گره i می‌باشد.

$$\alpha_{ij} = \frac{1}{2R_{ij} T_{ij}} \quad (5)$$

۳-۳- المان‌های محفظه احتراق

در این کار اجزای مشخصه محفظه احتراق به دو صورت مدل شده‌اند.

۳-۳-۱- لوله یا کانال

لوله به عنوان پرکاربردترین المان در محفظه احتراق شناخته و افت فشار آن توسط رابطه داریسی- ویسباخ [۲۱] مدل می‌شود.

$$\Delta P = \frac{fL}{D} \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (6)$$

ضریب اصطکاک به صورت رابطه (۷) برای جریان آرام و (۸) برای جریان آشفته [۲۲] محاسبه می‌شود.

$$f = \frac{64}{Re} \quad (7)$$

$$f = \frac{0.25}{\left[\log \left(\frac{e}{3.7 D_{hm}} + \frac{5.74}{Re^{0.9}} \right) \right]^2} \quad (8)$$

برای هر شبکه ۲ ماتریس ارتباط تعریف می‌شود، ماتریس ارتباط المان‌ها و ماتریس ارتباط گره‌ها. ماتریس ارتباط المان‌ها نشان‌دهنده شاخه‌های متصل به گره می‌باشد، در حالی که ماتریس ارتباط گره‌ها نشان‌دهنده گره‌های مجاور گره موردنظر می‌باشد. به عنوان مثال، ماتریس‌های ارتباط گره و المان برای شبکه نشان داده شده در شکل ۱ به صورت زیر نوشته می‌شوند:

$$N = [n_{ij}] = \begin{pmatrix} 2 & 0 & 0 \\ 1 & 3 & 5 \\ 2 & 4 & 5 \\ 3 & 5 & 6 \\ 2 & 3 & 4 \\ 4 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad E = [e_{ij}] = \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 1 & 2 & -3 \\ -2 & -4 & 5 \\ 3 & 4 & -6 \\ -5 & 6 & -7 \\ 7 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

۳- معادلات حاکم بر جریان سرد

معادله پیوستگی در هر گره و معادله افت فشار- دبی در هر المان بین دو گره، معادلاتی هستند که باید در شبکه ارضا شوند.

۳-۱- معادله پیوستگی

مجموع دبی جرمی در غیاب جریان خارجی صفر می‌باشد. در حالتی که دبی جرمی خارجی به گره وارد یا از آن خارج شود، مجموع دبی جرمی برابر با دبی جرمی خارجی خواهد بود. به طور ریاضی می‌توان نشان داد:

$$\sum_{j=1}^J \rho_{ij} Q_{ij} s_{ij} = d_i \quad i = 1, 2, \dots, I \quad (1)$$

که در آن، i شماره گره و J تعداد گره‌های متصل به گره i می‌باشند. Q دبی گذری از المان و ρ چگالی در المان و d دبی جرمی خارجی به گره می‌باشند و s تابع علامت بوده و هنگامی که جریان به گره وارد شود (+۱) و اگر از آن خارج شود (-۱) خواهد بود.

۳-۲- معادله افت فشار- دبی

روابط مختلفی می‌توانند برای بیان افت فشار به عنوان تابعی از دبی استفاده شوند. به عنوان مثال معادله داریسی- ویسباخ^۱، معادله هازن- ویلیامز^۲، معادله مانینگ^۳، معادله نمایی یا

1- Darcy-Weisbach Equation
2- Hazen-Williams Equation

۳-۳-۲- سوراخ

برای مدل کردن المان‌های غیرمعمول محفظه احتراق از ضرایب تخلیه استفاده می‌شود. این مدل‌ها شامل نمایش ساده‌ی ویژگی‌های سویلر^۱، اتمایزر، و سوراخ‌های نواحی مختلف مانند سوراخ‌های خنک‌کاری و ترفیق می‌شود. معادله اساسی برای جریانی که از یک سوراخ یا اریفیس می‌گذرد به صورت رابطه (۹) بیان می‌شود [۹]:

$$\dot{m}_h = C_D A_{h_geom} [2\rho_3 (P_1 - p_j)]^{0.5} \quad (9)$$

که در آن، P_1 فشار کلی جریان بالادست سوراخ و p_j فشار استاتیک

جریان پایین‌دست سوراخ می‌باشند. ضریب C_D با استفاده از معادلات (۱۰) (سوراخ غوطه‌ور) و (۱۱) (سوراخ ساده) محاسبه می‌شوند.

$$C_d = \frac{1.25(K-1)}{\sqrt{4K^2 - K(2-\alpha)^2}} \quad (10)$$

$$C_d = \frac{1.65(K-1)}{\sqrt{4K^2 - K(2-\alpha)^2}} \quad (11)$$

که در آن، ضریب K به صورت رابطه ۱۲ تعریف می‌شود.

$$K = 1 + 0.64[2\phi^2 + \sqrt{4\phi^4 + 1.56\phi^2(4\alpha - \alpha^2)}] \quad (12)$$

که در آن، نسبت دبی $\alpha = \dot{m}_h / \dot{m}_{am}$ ، جرمی، $A_r = A_h / A_{am}$ نسبت مساحت سوراخ و $\phi = \alpha / A_r$ از تقسیم این دو نسبت به دست می‌آید.

ابتدا دبی جرمی حدس زده شده و به ترتیب α ، A_r ، ϕ و K محاسبه می‌شوند. سپس با توجه به روابط ۱۰ و ۱۱، ضریب تخلیه محاسبه می‌شود. در هر تکرار دبی جرمی جدید در این رابطه جایگزین می‌شود. این روند تا زمانی ادامه پیدا می‌کند که معیار همگرایی فشار ارضا شود.

۴- معادلات حاکم بر جریان گرم

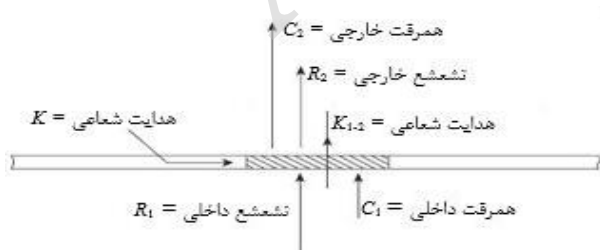
در این بخش اثرات احتراق با در نظر گرفتن ورود سوخت و انتقال حرارت به لاینر مدل‌سازی شده است.

۴-۱- احتراق

برای محاسبه افزایش دمای ناشی از احتراق سوخت و هوا در ناحیه اول محفظه احتراق از برنامه سی‌ای‌ای^۲ استفاده شده است. در این برنامه با وارد کردن شرایط اولیه محیط (فشار و دمای اولیه)، انتخاب واکنش‌دهنده‌ها، و تعیین مقدار واکنش‌دهنده‌ها به عنوان ورودی، می‌توان حداکثر دمای حاصل از احتراق تعادلی در شرایط آدیاباتیک را به دست آورد. احتراق در ناحیه دوم، متشکل از واکنش‌های محصولات احتراق ناحیه اول با هوای ورودی به این ناحیه می‌باشد. این واکنش‌های تعادلی نیز به کمک نرم‌افزار سی‌ای‌ای در نظر گرفته می‌شوند. در این برنامه واکنش شیمیایی به صورت تعادلی در نظر گرفته می‌شود. تعادل شیمیایی معمولاً توسط دو فرمول‌بندی معادل توصیف می‌شود: استفاده از ثابت‌های تعادل و حداقل کردن انرژی آزاد گیبس. در برنامه سی‌ای‌ای از روش حداقل کردن انرژی آزاد استفاده شده است [۲۲-۲۳].

۴-۲- فرآیند انتقال حرارت

برای تجزیه و تحلیل انتقال حرارت، لاینر به عنوان محفظه‌ای که داخل آن جریان گازهای داغ وجود دارد و توسط پوسته احاطه شده، در نظر گرفته می‌شود و هوا بین لاینر و پوسته در جریان است. به‌طور کلی، لاینر توسط تشعشع و همرفت گازهای داغ داخل آن گرم شده و با تشعشع به پوسته خارجی و همرفت هوای داخل انولوس^۳ خنک می‌شود. انتقال گرما در امتداد لاینر نسبتاً کوچک است، و در مدل‌سازی انتقال حرارت از آن صرف‌نظر شده است. مدل انتقال حرارت در لاینر در شکل ۲ نشان داده شده است [۲۴].



شکل (۲): مدل انتقال حرارت در لاینر، برگرفته از [۲۴]

تحت شرایط پایدار، نرخ انتقال حرارتی که وارد المان دیواره می‌شود باید برابر با نرخ انتقال حرارتی باشد که از آن خارج

2- CEA
3- Annulus

1- Swirlers

۴-۲-۴- همرفت خارجی

اثر همرفت هوای داخل انولوس از طریق رابطه (۲۱) به دست می‌آید [۲۴].

$$C_2 = 0.020 \frac{k_a}{D_{an}^{0.2}} \left(\frac{\dot{m}_{an}}{A_{an} \mu_a} \right)^{0.8} (T_{w_2} - T_{an}) \quad (21)$$

خواص سیال در درجه حرارت هوای انولوس T_{an} محاسبه می‌شود.

۴-۲-۵- روابط لایه خنک‌کاری

با وجود شیار خنک‌کاری، رابطه (۲۰) نمی‌تواند برای همرفت داخلی استفاده شود و باید از رابطه مناسب خنک‌کاری لایه‌ای (۲۲) و (۲۳) استفاده شود [۲۴].

$$C_1 = 0.10 \frac{k_a}{X} \text{Re}_x^{0.8} \left(\frac{X}{S} \right)^{-0.36} (T_{w,ad} - T_{w_1}) \quad (22)$$

$$\eta = \frac{T_g - T_{w,ad}}{T_g - T_a} \quad (23)$$

η اثربخشی لایه خنک‌کاری و S عمق شکاف خنک‌کاری می‌باشد.

۴-۳- معادله انرژی

با توجه به برابری آنتالپی‌های ورودی و خروجی در هر گره، دمای هر المان به دست آورده می‌شود. ابتدا در یک گره احتراق در نظر گرفته شده و دمای المان خروجی از آن به دست آورده می‌شود. سپس با توجه به برابری آنتالپی المان‌های ورودی و خروجی هر گره، دمای سایر المان‌ها به دست می‌آید. در این کار برای محاسبه آنتالپی از روابط موجود [۲۵] برحسب دما استفاده شده است. در ضمن برای به دست آوردن دما هر المان انتقال حرارت نیز در نظر گرفته شده است [۸].

$$T_n = \frac{(\sum Q_{external} + \sum \dot{m}_p T_{adjacent_node})_{inflows}}{(\sum \dot{m}_p)_{inflows}} \quad (24)$$

۵- طرح کلی محاسبات

در مرحله اول حل معادلات، فشار همه گره‌ها حدس زده می‌شوند. این مقادیر به عنوان مقادیر ابتدایی رفتار می‌کنند و با p^*_{ij} مشخص شده‌اند. اگر جریان تراکم‌پذیر باشد با استفاده از معادله (۴) و فشارهای ابتدایی، چگالی‌های ابتدایی ρ^*_{ij}

می‌شود. بنابراین، با صرف نظر کردن از انتقال حرارت محوری و نازک در نظر گرفتن لاینر خواهیم داشت:

$$(R_1 + C_1) = (R_2 + C_2) = K_{1-2} \quad (13)$$

که در آن، K_{1-2} انتقال حرارت هدایتی در راستای شعاعی به علت اختلاف درجه حرارت در دو طرف آن می‌باشد.

$$K_{1-2} = \frac{k_w}{t_w} (T_{w_1} - T_{w_2}) \quad (14)$$

۴-۲-۱- تشعشع داخلی

تشعشع ناشی از گازهای داغ داخل لاینر از طریق روابط (۱۵) و (۱۶) در نظر گرفته می‌شوند [۲۴].

$$R_1 = 0.5\sigma(1 + \varepsilon_w) \varepsilon_g T_g^{1.5} (T_g^{2.5} - T_{w_1}^{2.5}) \quad (15)$$

$$\varepsilon_g = 1 - \exp[-290PL(q l_b)^{0.5} T_g^{-1.5}] \quad (16)$$

که P فشار گاز بر حسب کیلوپاسکال، T_g دمای گاز بر حسب کلونین، l_b طول پرتو (متر) و q نسبت جرمی سوخت به هوا می‌باشد. طول پرتو l_b توسط اندازه و شکل حجم گاز تعیین می‌شود [۲۴]:

$$l_b = 3.4(\text{volume}) / (\text{surface area}) \quad (17)$$

L با فرمول ارائه شده توسط لیبور [۲۴] تعیین می‌شود:

$$L = \frac{336}{H^2} \quad (18)$$

که H درصد جرمی هیدروژن موجود در سوخت می‌باشد.

۴-۲-۲- تشعشع خارجی

تشعشع لاینر به پوسته خارجی فولادی از رابطه (۱۹) تعیین می‌شود [۲۴].

$$R_2 = 0.6\sigma(T_{w_2}^4 - T_{an}^4) \quad (19)$$

۴-۲-۳- همرفت داخلی

همرفت گازهای داغ داخل لاینر توسط رابطه (۲۰) تعیین می‌شود [۲۴].

$$C_1 = 0.020 \frac{k_g}{d_{h1}^{0.2}} \left(\frac{\dot{m}}{A_L \mu_g} \right)^{0.8} (T_g - T_{w_1}) \quad (20)$$

در ناحیه اولیه ثابت 0.02 به 0.017 تبدیل می‌شود.

معادله‌ای به دست خواهد آمد که اگر براساس p'_i حل شود در نتیجه رابطه (۳۰) حاصل می‌شود. در مرحله بعدی در الگوریتم، معادله (۳۰) به طور همزمان برای همه گره‌ها در شبکه حل شده، سپس مقادیر به روز شده جدید برای فشار، دبی و چگالی با استفاده از معادلات (۲۵)، (۲۶) و (۲۷)، محاسبه می‌شوند. مقادیر به روز شده جدید به عنوان مقادیر ابتدایی برای مرحله بعد انتخاب می‌شوند، و این روند تا زمانی که همگرایی حاصل شود تکرار می‌شود [۱۷].

$$p'_i = \frac{\left[\sum_{j=1}^I c_{ij} p'_{n_j} + b_i \right]}{c_{ii}}, i = 1, 2, \dots, I \quad (30)$$

$$c_{ij} = \sum_{j=1}^I \left[\frac{\rho_{ij}^*}{g_{ij}^* f_{ij}^*} + s_{ij} H_{ij} \alpha_{ij} \left(\frac{\rho_{ij}^* f_{ij}^* G_{ij}^*}{g_{ij}^* F_{ij}^*} - |Q_{ij}^*| \right) \right] \quad (31)$$

$$c_{ij} = \left[\frac{\rho_{ij}^*}{g_{ij}^* f_{ij}^*} - s_{ij} H_{ij} \alpha_{ij} \left(\frac{\rho_{ij}^* f_{ij}^* G_{ij}^*}{g_{ij}^* F_{ij}^*} - |Q_{ij}^*| \right) \right] \quad (32)$$

$$b_i = d_i + \sum_{j=1}^I (\rho_{ij}^* Q_{ij}^* s_{ij}) \quad (33)$$

۵-۱- حل معادله فشار اصلاحی

وود و ریس [۱۹] متوجه شدند که روش گره مورد استفاده برای تحلیل لوله‌کشی بسیار غیر قابل اطمینان می‌باشد. همچنین آن‌ها گزارش دادند که این روش بسیار حساس به مقادیر اولیه می‌باشد و در خطوط با مقاومت کم مشکل دارد. برای خطوط با مقاومت کم، خطاهای کوچک موجود در محاسبه فشار، خطاهای بسیار بزرگی در محاسبه دبی تولید می‌کند. در این الگوریتم با حل معادلات گره، معادله پیوستگی ارضا نمی‌شود [۱۶]. مشکلات مشابهی در الگوریتم سیمپل^۲ متداول در دینامیک سیالات محاسباتی تجربه شدند. برای حل این مشکل باید معادله فشار اصلاحی به طور دقیق حل شود، قبل از این‌که الگوریتم حل ادامه پیدا کند و به تکرار بعدی برسد. بنابراین، اگر معادله (۳۰) دقیقاً حل شود قابلیت اطمینان روش تا حد زیادی افزایش خواهد یافت. روش استفاده شده برای حل معادله (۳۰) روش پاکت^۳ می‌باشد که توسط جرج و

به دست می‌آیند. سپس با استفاده از معادله (۲) و فشارها و چگالی‌های Q_{ij} المان‌های مختلف به دست می‌آیند. همچنین این مقادیر به عنوان مقادیر ابتدایی شناخته شده و با Q_{ij}^* مشخص شده است چرا که به وسیله فشار و چگالی ابتدایی تعیین شده‌اند. در حال حاضر مقادیر اصلاحی فشار، چگالی و دبی به گونه‌ای تعیین می‌شوند تا معادلات (۱) و (۲) ارضا شوند. مقادیر اصلاح شده به صورت زیر محاسبه می‌شوند [۱۷]:

$$p = p^* + \omega p' \quad (25)$$

$$Q = Q^* + Q' \quad (26)$$

$$\rho = \rho^* + \rho' \quad (27)$$

که در آن، p' ، Q' و ρ' به ترتیب فشار، دبی و چگالی اصلاحی هستند. ω نیز نشان‌دهنده ضریب تخفیف^۱ در اصلاح فشار می‌باشد. ابتدا رابطه بین فشار اصلاحی و دبی اصلاحی، تعیین می‌شود [۱۷].

$$Q'_{ij} = p'_{n_j} \left[\frac{1}{s_{ij} g_{ij}^* f_{ij}^*} - \frac{H_{ij} \alpha_{ij} f_{ij}^* G_{ij}^*}{g_{ij}^* F_{ij}^*} \right] - p'_i \left[\frac{1}{s_{ij} g_{ij}^* f_{ij}^*} - \frac{H_{ij} \alpha_{ij} f_{ij}^* G_{ij}^*}{g_{ij}^* F_{ij}^*} \right] \quad (28)$$

که در این معادله:

$$G_{ij} = \frac{\partial g_{ij}}{\partial \rho_{ij}}, F_{ij} = \frac{\partial f_{ij}}{\partial |Q_{ij}|}$$

در رابطه (۲۸)، از بالانویس* استفاده شده که نشان می‌دهد مقادیر ابتدایی ρ و Q ، برای به دست آوردن توابع g ، G ، f و F استفاده شده‌اند. حال به معادله پیوستگی توجه می‌شود. اگر Q و ρ معادله (۱) توسط معادلات (۲۶) و (۲۷) جایگزین شوند معادله زیر به دست می‌آید:

$$\sum_{j=1}^I (\rho_{ij}^* Q'_{ij} + \rho'_{ij} Q_{ij}^* + \rho_{ij}^* Q'_{ij} + \rho'_{ij} Q_{ij}^*) s_{ij} = -d_i \quad (29)$$

از ترم $\rho'_{ij} Q'_{ij}$ در معادله (۲۹) می‌توان صرف‌نظر کرد. واقعیت این است که ترم $\rho'_{ij} Q'_{ij}$ که از معادله (۲۹) حذف شده است تاثیری روی دقت حل نمی‌گذارد؛ چون هر دو مقدار ρ'_{ij} و Q'_{ij} وقتی که همگرایی به دست می‌آید به صفر میل می‌کنند. اگر معادله حالت و (۲۸) در معادله (۲۹) جاگذاری شوند؛

2- SIMPLE Algorithm
3- Envelope Method

1- Under-relaxation Factor

$$\varepsilon_m = \frac{|h_i|_{\max}}{m_{\text{mean}}} \quad (38)$$

که در رابطه (۳۸)، m_{mean} میانگین دبی‌های جرمی همه المان‌ها و $|h_i|_{\max}$ بیشترین دبی جرمی باقی‌مانده در گره‌ها می‌باشد. دبی جرمی باقی‌مانده در هر گره به صورت رابطه (۳۹) تعریف می‌شود:

$$h_i = \sum_{j=1}^I (\rho_{ij} Q_{ij} s_{ij}) + d_i \quad (39)$$

معیار همگرایی برای معادله افت فشار به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۷]:

$$\varepsilon_p = \sum_{e=1}^E \left| \frac{\Delta p_1 - \Delta p_2}{\Delta p_1} \right| \quad (40)$$

که در آن، Δp_1 افت فشاری است که از طریق رابطه (۲) محاسبه شده و Δp_2 اختلاف فشار گره‌ها می‌باشد. حل دقیق زمانی به دست می‌آید که هر دو معیار همگرایی ε_m و ε_p به اندازه کافی کوچک شوند. در این کار معیارهای همگرایی به صورت معادله (۴۱) تعریف شده‌اند.

$$\begin{aligned} \varepsilon_p &\leq 10^{-3} \\ \varepsilon_m &\leq 10^{-3} \end{aligned} \quad (41)$$

۵-۲- محاسبات دمای لاینر

R_1 به صورت تابعی از T_{w_1} (معادلات (۱۵) و (۱۶))، R_2 به صورت تابعی از T_{w_2} (معادله (۱۹))، C_1 با استفاده از مقادیر μ و k محصولات احتراق در دمای T_g به صورت تابعی از T_{w_1} (معادله (۲۰) یا (۲۲)) و C_2 با استفاده از مقادیر μ و k هوا در دمای T_3 به صورت تابعی از T_{w_2} (معادله (۲۱)) به دست آورده می‌شوند. سپس معادله (۱۳) برای به دست آوردن T_{w_2} و T_{w_1} حل می‌شود [۱۷]. ضریب هدایت و لزجت از روابط موجود [۲۸] براساس دما به دست می‌آیند.

۵-۳- الگوریتم حل

در شکل ۳ الگوریتم کلی حل آورده شده است. ابتدا هندسه توسط گره و المان و ابعاد آن‌ها مشخص می‌شود. بر اساس شرایط مرزی، فشار و دمای اولیه حدس زده شده، و با استفاده از این مقادیر دبی محاسبه می‌شود. سپس معادلات فشار اصلاحی حل شده، و فشار و چگالی و دبی به روز می‌شوند. بعد

لی [۲۶] شرح داده شده است. وقتی که معادله (۳۰) به صورت ماتریسی نوشته شود خواهیم داشت [۱۷]:

$$Mp' = b \quad (34)$$

با عناصر ماتریسی زیر:

$$m_{ii} = C_{ii} \quad (35)$$

$$m_{i,n_{ij}} = -C_{ij} \quad (36)$$

و دیگر عناصر ماتریس برابر صفر هستند.

۵-۱-۱- روش حل معادله

با توجه به خطی بودن دستگاه معادلات، می‌توان آن را به صورت مستقیم حل نمود. روش‌های مستقیم شامل روش حذفی گوسی، روش تجزیه ال یو^۱، روش تجزیه ال دی ال^۲، روش چولسکی^۳، روش تجزیه کروت^۴ برای سیستم‌های خطی سه قطری و روش پاکت [۲۶] می‌باشد. در روش‌های مستقیم، ضرایب دستگاه معادلات به سیستم‌های قطری، پایین مثلثی و بالا مثلثی تبدیل می‌شوند تا جواب‌ها به طور همزمان به دست آید [۲۷]. در این کار از روش مستقیم ال یو برای حل معادله (۳۴) استفاده شده است. براساس نظر جرج و لیو برای ماتریس M می‌توان نوشت [۲۰]:

$$M = LL^T \quad (37)$$

که در آن، L و L^T به ترتیب ماتریس‌های پایین مثلثی و بالامثلثی هستند. P' (فشار اصلاحی) توسط روش‌های جایگزینی از بالا و جایگزینی از پایین به ترتیب برای ماتریس پایین مثلثی و ماتریس بالامثلثی به دست می‌آید.

۵-۱-۲- پارامترهای همگرایی

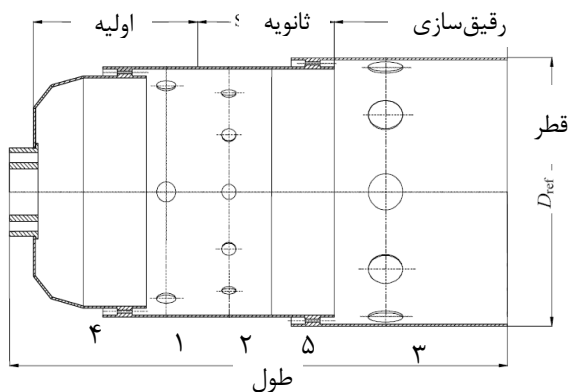
در روش حاضر دو پارامتر همگرایی مورد استفاده قرار می‌گیرد: یکی بررسی کردن دقت معادله پیوستگی، و دیگری بررسی دقت رابطه افت فشار و دبی.

پارامتر همگرایی برای معادله پیوستگی به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۷]:

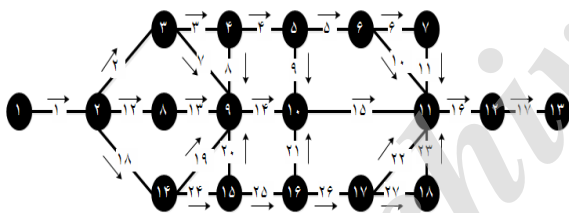
- 1- LU Factorization Method
- 2- LDL Factorization Method
- 3- Cholesky Method
- 4- Crout Factorization

ناحیه رقیق‌سازی (۳) قرار دارند. هوای لایه خنک‌کاری به وسیله ۴۰ شیار در ناحیه‌های اولیه (۴) و ثانویه (۵) به داخل لاینر تزریق می‌شود [۲۹].

در شکل ۵ محفظه احتراق تحقیقاتی (شکل ۴) به صورت شبکه مدل شده است. سوراخ‌های جریان جت هوا در ناحیه‌های اولیه، ثانویه و رقیق‌سازی به دو سوراخ ورودی در هر منطقه کاهش پیدا کرده‌اند. مساحت سوراخ‌ها برای هر منطقه خاص با تقسیم مجموع مساحت‌ها بر ۲ به دست می‌آید.



شکل (۴): محفظه احتراق تحقیقاتی قوطی، برگرفته از [۲۹]



شکل (۵): مدل شبکه محفظه احتراق

هر مسیر جریان در محفظه احتراق، توسط یک المان با ویژگی خاص نشان داده شده، و این المان‌ها از طریق گره‌ها به یکدیگر متصل شده‌اند. در جدول ۱ ویژگی هر المان، قطر و طول و نوع افت هر المان (اصطکاک یا ضریب تخلیه) آورده شده است.

این محفظه در چهار شرایط مختلف تحت آزمایش قرار گرفته است. یکی از موارد آزمایش مربوط به حالت جریان سرد (بدون معرفی سوخت) بوده و در سه مورد دیگر، نسبت‌های مختلف هوا به سوخت استفاده شده است. شرایط این آزمایش‌ها در جدول ۲ ارائه شده‌اند. در این جدول شماره آزمایش ۰ متناظر با جریان سرد می‌باشد.

از این که همگرایی فشار برای حالت هم‌دما ارضا شد، با حل معادله انرژی دمای المان‌های مختلف به دست می‌آیند. این روند تا رسیدن به همگرایی فشار و دما ادامه پیدا می‌کند.



شکل (۳): الگوریتم حل

۶- اعتبار سنجی و تحلیل نتایج

محفظه‌ها به دو طریق می‌توانند از یکدیگر متمایز شوند: شرایط عملکردی و هندسه. تغییرات شرایط عملکردی مانند فشار، دما، ترکیب هوای ورودی و همچنین مشخصات سوخت را می‌توان برای یک هندسه ثابت نیز تغییر داد. از این رو تمایز هندسی محفظه‌ها مهمترین عامل تغییرات آن‌هاست.

به منظور اعتبارسنجی این مدل، دمای خروجی، افت فشار، و تقسیم دبی جرمی در یک محفظه احتراق قوطی با نتایج تجربی موجود مقایسه شده است. این محفظه احتراق قوطی در شکل ۴ نشان داده شده است. محفظه احتراق از فولاد ضدزنگ ساخته شده و داخل لاینر، پوشش سد حرارت وجود دارد. محفظه احتراق به سه ناحیه احتراقی مختلف اولیه، ثانویه، و رقیق‌سازی تقسیم شده است. شش سوراخ در ناحیه اولیه (۱)، دوازده سوراخ در ناحیه ثانویه (۲) و ده سوراخ در

جدول (۱): مشخصات المان‌های محفظه احتراق

المان‌ها	توضیح المان	مساحت کل (mm^2)	مساحت موثر المان (mm^2)	قطر موثر المان (m)	نوع افت	مقدار	طول (m)
۱	ورودی	۳۱۴۱۵,۹۳	۳۱۴۱۵,۹۳	۰,۲۰۰۰۰۰	اصطکاک	-	۰,۱۰۰۰
۲,۱۸	ورودی انولوس	۲۷۸۷۸,۰۰	۱۳۹۳۹,۰۰	۰,۱۳۳۲۰۰	اصطکاک	-	۰,۰۲۳۷
۳,۲۴	انولوس	۲۶۲۷۵,۶۴	۱۳۱۳۷,۸۲	۰,۱۲۹۳۰۰	اصطکاک	-	۰,۰۲۲۰
۴,۲۵	انولوس	۲۶۲۷۵,۶۴	۱۳۱۳۷,۸۲	۰,۱۲۹۳۰۰	اصطکاک	-	۰,۰۲۲۰
۵,۲۶	انولوس	۲۶۲۷۵,۶۴	۱۳۱۳۷,۸۲	۰,۱۲۹۳۰۰	اصطکاک	-	۰,۰۲۲۰
۶,۲۷	انولوس	۲۵۵۵۶,۵۲	۱۲۷۸۳,۲۶	۰,۱۲۷۶۰۰	اصطکاک	-	۰,۰۳۳۸
۷,۱۹	خنک‌کاری ۱	۲۵,۴۵	۱۲,۷۲۵	۰,۰۰۴۰۲۵	ضریب تخلیه	۰,۸۰	-
۸,۲۰	سوراخ اولیه	۲۰,۵۲۷	۱۰,۲۶۴	۰,۰۱۱۴۳۰	ضریب تخلیه	۰,۷۳	-
۹,۲۱	سوراخ ثانویه	۲۳۵,۶۲	۱۱۷/۸۱	۰,۰۱۲۲۵۰	ضریب تخلیه	۰,۷۶	-
۱۰,۲۲	خنک‌کاری ۲	۲۵,۴۵	۱۲,۷۲۵	۰,۰۰۴۰۲۵	ضریب تخلیه	۰,۸۰	-
۱۱,۲۳	رقیق‌سازی سوراخ	۱۱۳,۹۷	۵۶,۴۹	۰,۰۲۶۸۳۰	ضریب تخلیه	۰,۶۸	-
۱۲	سویلر	۱۹,۱۸۴	۱۸۴,۱۹	۰,۰۱۵۳۱۰	ضریب تخلیه	۰,۵۴	-
۱۳	محفظه سویلر	۴۴۷۶,۹۷	۴۴۷۶,۹۷	۰,۰۷۵۵۰۰	اصطکاک	-	۰,۰۴۵۷
۱۴	ناحیه اولیه	۵۱۴۰,۲۸	۵۱۴۰,۲۸	۰,۰۸۰۹۰۰	اصطکاک	-	۰,۰۲۲۰
۱۵	ناحیه ثانویه	۵۱۴۰,۲۸	۵۱۴۰,۲۸	۰,۰۸۰۹۰۰	اصطکاک	-	۰,۰۵۵۸
۱۶	ناحیه رقیق‌سازی	۵۸۴۹,۴۰	۵۸۴۹,۴۰	۰,۰۸۰۹۰۰	اصطکاک	-	۰,۰۴۳۷
۱۷	خروجی	۹۸۵۲,۰۳	۹۸۵۲,۰۳	۰,۱۱۲۰۰۰	اصطکاک	-	۰,۳۰۰۰

جدول (۲): شرایط آزمایش

شماره آزمایش	۰	۱	۲	۳
نسبت هوا به سوخت	بی‌نهایت	۱۲۰	۱۳۰	۱۴۰
فشار ورودی (kPa)	۹۴	۹۴	۹۴	۹۴
دمای ورودی (K)	۳۰۱,۰۵	۳۰۹,۴۵	۳۰۴,۵۵	۳۰۱,۰۵
دبی جرمی هوا (kg/s)	۰,۱	۰,۱	۰,۱	۰,۱
دبی جرمی سوخت (g/s)	۰,۰	۰,۸۳۳	۰,۷۶۹	۰,۷۱۴

۶-۱- تحلیل جریان سرد

دبی جرمی ورودی $0,1 \text{ kg/s}$ ، فشار ورودی 94 kPa و دمای ورودی $301,05 \text{ K}$ می‌باشد. دبی جرمی سوراخ‌های مختلف به‌دست‌آمده از مدل شبکه به صورت درصدی از دبی جرمی ورودی به همراه نتایج تجربی در جدول ۳ آورده شده‌اند. افت فشار در محفظه احتراق در کار تجربی $2,45$ درصد اندازه‌گیری شده [۲۹] و در مدل شبکه، $3,22$ درصد محاسبه شده است.

در شکل ۵ مقدار دبی جرمی داخل لاینر و انولوس بر حسب طول محفظه در تحلیل سرد آورده شده است. در هر مرحله از هوای انولوس کاسته شده و به هوای لاینر اضافه می‌شود، چون از طریق سوراخ‌ها، هوا به داخل لاینر تخلیه می‌شود.

از آن جایی که نتایج تجربی گزارش شده به صورت گسسته موجود بوده است، در خلال بررسی نتایج مطالعه حاضر از آن‌ها استفاده شده است. کلیه نتایج ارائه‌شده در کار حاضر منحصر به این محفظه احتراق و شرایط آزمایش شده در آن می‌باشد.

جدول (۴): مقایسه نتایج روش شبکه با نتایج آزمایشگاهی

شماره آزمایش	۱	۲	۳
روش	آزمایه	آزمایه	آزمایش
اندازه گی	ش	ش	ش
ری	ش	ش	ش
افت فشار (%)	۳,۱۱	۳,۵۲	۳,۰۷
دمای خروجی	۶۷۰	۶۹۶	۶۴۱,۹۶
	۸۰	۴۴	۷۰
	۶۷۰	۶۶۷	۶۱۷

جدول (۵): محصولات احتراق در المان ۱۳

جزء	O/F	۱۲۰	۱۳۰	۱۴۰
کسر مولی اجزاء عمده در محصولات				
CO		۰,۱۲۳۹۱	۰,۱۰۴۵۹	۰,۰۸۵۰۱
CO ₂		۰,۰۵۳۶۸	۰,۰۶۳۸۹	۰,۰۷۵۲۱
H ₂ O		۰,۱۱۳۴۶	۰,۱۲۱۷۲	۰,۱۲۹۶۰
NO		۰,۰۰۰۰۱	۰,۰۰۰۰۲	۰,۰۰۰۰۷
N ₂		۰,۶۴۱۴۶	۰,۶۵۹۲۸	۰,۶۷۵۱۵

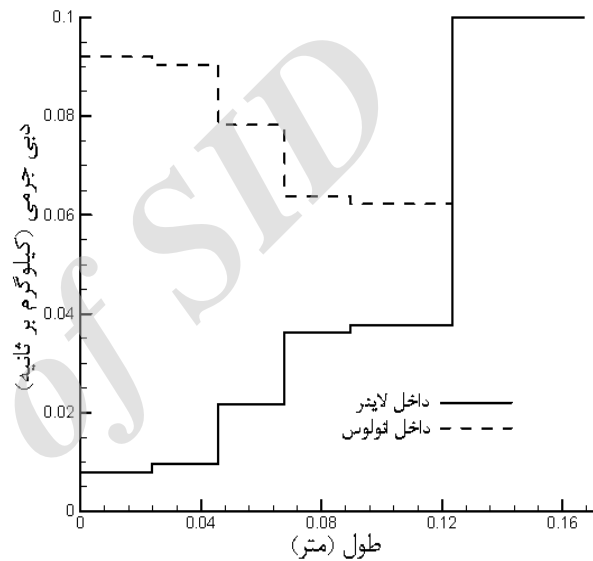
جدول (۶): محصولات احتراق در المان ۱۴

جزء	O/F	۱۲۰	۱۳۰	۱۴۰
کسر مولی اجزاء عمده در محصولات				
CO ₂		۰,۰۷۶۵۴	۰,۰۷۰۸۹	۰,۰۶۶۰۱
H ₂ O		۰,۰۷۴۲۴	۰,۰۶۸۷۷	۰,۰۶۴۰۳
NO		۰,۰۰۱۴۳	۰,۰۰۱۰۵	۰,۰۰۰۷۷
N ₂		۰,۷۵۱۰۶	۰,۷۵۳۴۲	۰,۷۵۵۴۳
O ₂		۰,۰۸۷۵۰	۰,۰۹۶۷۱	۰,۱۰۴۶۳

چون با شرایط المان ۱۴، احتراق کامل می‌شود، در المان‌های بعدی احتراق در نظر گرفته نشده است. در شکل ۶ دمای گاز برحسب طول محفظه احتراق در نسبت‌های هوا به سوخت مختلف به نمایش درآمده است. نسبت هوا به سوخت استوکیومتری برای سوخت مورد استفاده ۱۴/۷ می‌باشد. با توجه به دبی جرمی هوا در المان ۱۳ (از تحلیل جریان سرد) و دبی جرمی سوخت (جدول ۲) می‌توان نسبت هوا به سوخت را محاسبه کرد. نسبت هوا به سوخت در این المان در آزمایش‌های ۱، ۲ و ۳ به ترتیب ۹,۶۳، ۱۰,۴۴ و ۱۱,۲۴ می‌باشد.

جدول (۳): مقایسه نتایج روش شبکه با نتایج تجربی

نوع سوراخ	مساحت (mm ²)	دبی جرمی (%)
سویلر	۱۸۴,۱۹	۸,۳۵
اولیه	۲۰۷,۲۷	۱۲,۵۰
ثانویه	۲۳۵,۶۲	۱۵,۲۶
رقیق‌سازی	۱۰۸۴,۳۴	۶۰,۵۲
خنک‌کاری ۱	۲۵,۴۵	۱,۷۳
خنک‌کاری ۲	۲۵,۴۵	۱,۷۴

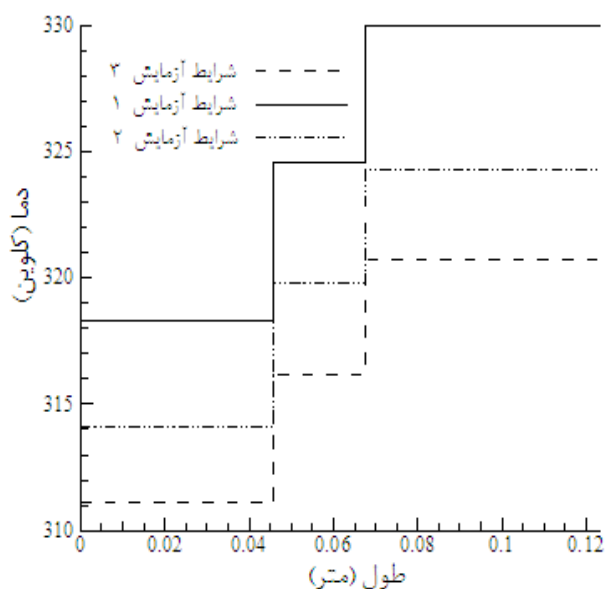


شکل (۵): دبی جرمی در لاینر و انولوس در تحلیل جریان سرد

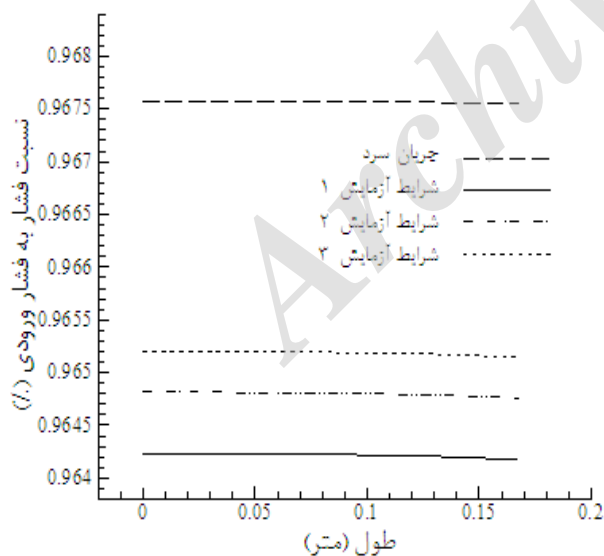
۶-۲- تحلیل جریان گرم

در این محفظه احتراق از نفت سفید^۱ به عنوان سوخت استفاده شده است. شرایط سه آزمایش مختلف گرم در جدول ۲ ذکر شده و نتایج روش شبکه به همراه نتایج تجربی در جدول ۴ آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، نتایج روش شبکه اختلاف کمی با نتایج آزمایش [۲۹] دارد. در این کار فرض شده که تمام سوخت در المان ۱۳ وارد می‌شود. در این المان احتراق ناقص بوده و محصولات احتراق در جدول ۵ آورده شده‌اند. مونواکسیدکربن موجود در محصولات احتراق با هوای ورودی از سوراخ ناحیه اولیه (۱) واکنش داده و احتراق در المان ۱۴ کامل می‌شود؛ یعنی محصولات احتراق عمدتاً حاوی دی‌اکسیدکربن، بخار آب می‌باشد. محصولات عمده احتراق در المان ۱۴ در جدول ۶ نشان داده شده است.

جریان گرم 0.58 kPa بیشتر از حالت جریان سرد می‌باشد. در تحلیل روش شبکه این مقدار 0.32 kPa می‌باشد. در نتایج تجربی، تغییر فشار داخل محفظه احتراق 3.07% درصد بوده و در تحلیل شبکه این مقدار 3.47% درصد می‌باشد.



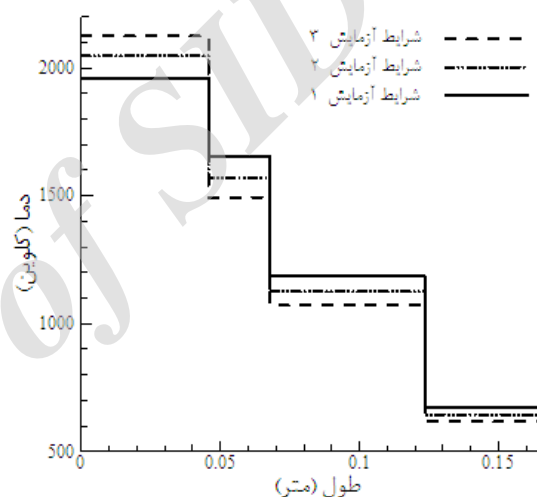
شکل (۷): دمای هوای انولوس در حالت‌های مختلف



شکل (۸): فشار گاز در حالت‌های مختلف

در شکل ۹ معیار همگرایی براساس تعداد تکرار در ضرایب تخفیف مختلف رسم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در ضریب تخفیف 0.7 ، همگرایی سریع‌تر و در ضریب تخفیف

چون این نسبت در شرایط آزمایش ۳ به نسبت استوکیومتری نزدیک‌تر است دمای بیشتری نسبت به دو حالت دیگر دارد. با در نظر گرفتن احتراق در المان 14 ، دمای شرایط آزمایش ۱ نسبت به دو حالت دیگر بیشتر می‌شود. روند کاهش دما از المان 14 به بعد، به علت ورود هوای سرد انولوس از سوراخ‌های قسمت‌های مختلف به داخل لاینر می‌باشد. همان‌طور که پیش‌بینی می‌شد در انتهای محفظه احتراق دمای گاز خروجی در شرایط آزمایش ۱ (نسبت هوا به سوخت 120) از دو حالت دیگر بیشتر است.

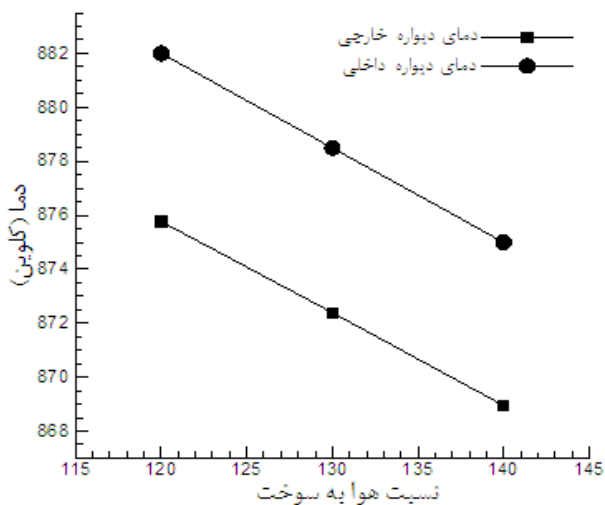


شکل (۹): دمای گاز در حالت‌های مختلف

در شکل ۷ افزایش دمای هوای انولوس در نسبت‌های هوا به سوخت مختلف را می‌توان مشاهده کرد. با توجه به احتراق در المان 13 انتقال حرارت به المان‌های انولوس انجام شده و دمای هوای انولوس را افزایش می‌دهد. با توجه به این شکل می‌توان نتیجه گرفت که افزایش دمای هوای انولوس از ابتدا تا انتهای محفظه احتراق تغییر قابل توجهی ندارد. به همین دلیل در بعضی از تحلیل‌ها از افزایش دمای هوای انولوس صرف‌نظر می‌کنند.

در شکل ۸ نسبت فشار گاز به فشار ورودی بعد از سویلر مشاهده می‌شود. همان‌طور که مشاهده می‌شود، افت فشار ناشی از سویلر بوده و در ادامه محفظه احتراق فشار تقریباً ثابت می‌ماند. همچنین می‌توان گفت افت فشار در کل محفظه احتراق کم بوده و با افزایش دما، افت فشار بیشتری حاصل می‌شود. نتایج تجربی نشان می‌دهد که افت فشار در حالت

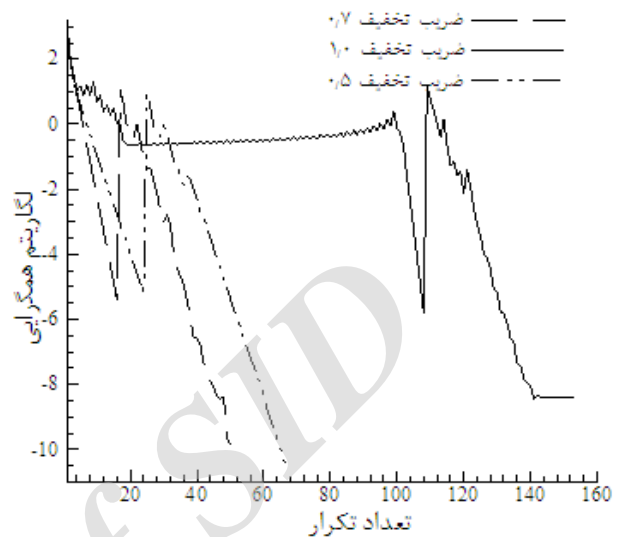
در شکل ۱۱ دمای داخلی و خارجی دیواره برحسب نسبت‌های مختلف هوا به سوخت آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود دمای لاینر با افزایش نسبت هوا به سوخت به صورت خطی کاهش می‌یابد. دما در تمام مساحت المان ۱۳ برابر دمای احتراق در نظر گرفته شده، در حالی که در واقعیت این طور نیست. به همین دلیل، از میانگین دمای دیواره اطراف المان ۱۳ و ۱۴ استفاده شده است.



شکل (۱۱): دمای دیواره لاینر برحسب نسبت هوا به سوخت

در این کار برای سهولت از مدل واکنش‌های تعادلی استفاده شده است. به منظور افزایش دقت، بهتر است از مدل غیرتعادلی استفاده شود. در شکل ۱۲ کسر جرمی اکسید نیتروژن بر حسب طول در نسبت‌های مختلف هوا به سوخت ترسیم شده است. با توجه به این‌که در نسبت هوا به سوخت ۱۴۰ (شرایط آزمایش ۳)، المان ۱۳ دمای شعله بیشتری نسبت به دو حالت دیگر دارد، اکسید نیتروژن بیشتری تولید می‌شود. با توجه به ناقص بودن احتراق در المان ۱۳، احتراق در المان ۱۴ نیز در نظر گرفته می‌شود. به همین دلیل، در هر سه شرایط آزمایش احتراق کامل می‌شود. در شرایط آزمایش ۱، دمای المان ۱۴ بیشتر بوده و در نتیجه کسر جرمی اکسید نیتروژن بیشتر می‌باشد. همان‌طور که گفته شد در المان ۱۴ احتراق کامل می‌شود، بنابراین کسر جرمی اکسید نیتروژن از المان ۱۴ به بعد، با توجه به تزریق هوا از سوراخ‌ها به لاینر، در طول محفظه احتراق کاهش می‌یابد.

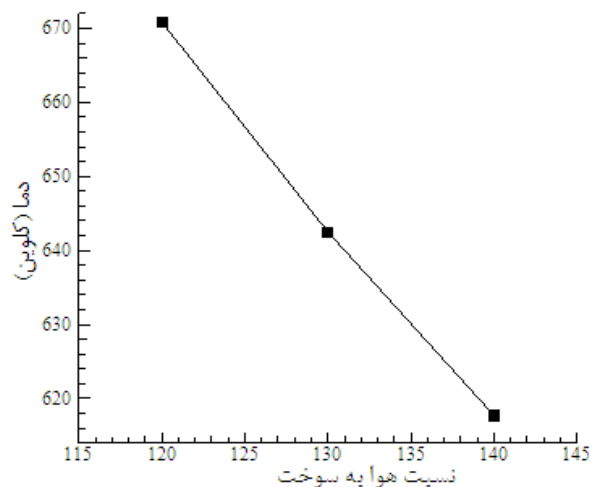
۱، همگرایی کندتر حاصل می‌شود. در ضریب تخفیف ۰٫۷، در تکرار ۱۶ حالت جریان سرد همگرا شده و در تکرار ۱۷ محاسبه دما آغاز می‌شود.



شکل (۹): معیار همگرایی براساس تعداد تکرار

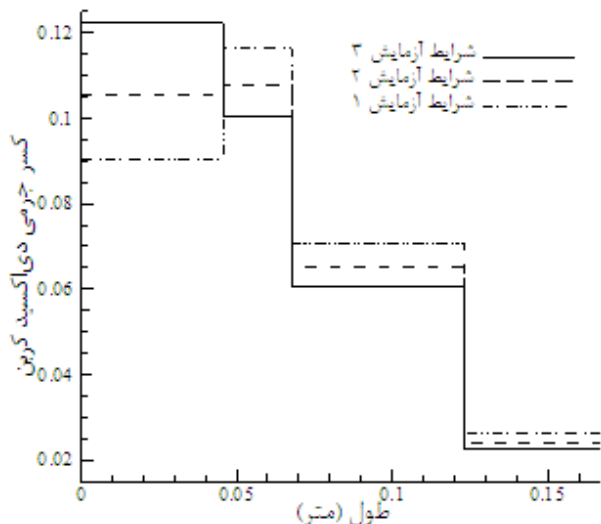
با تکرار این روند، در تکرار ۴۴ همگرایی جریان گرم (همگرایی فشار و دما) بدست می‌آید. در دو ضریب دیگر هم این روند وجود دارد.

در شکل ۱۰ دمای گاز خروجی برحسب نسبت هوا به سوخت نشان داده شده است. در این شکل، دمای گاز خروجی با افزایش نسبت هوا به سوخت صورت خطی کاهش پیدا می‌کند.



شکل (۱۰): دمای گاز خروجی برحسب نسبت هوا سوخت

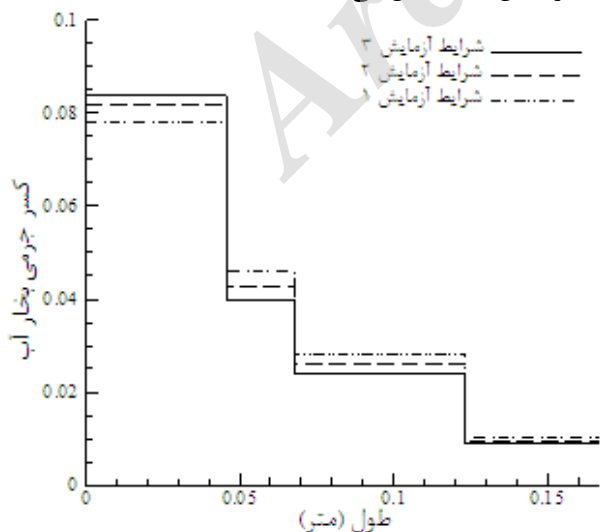
در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ به ترتیب کسر جرمی کربن دی‌اکسید و بخار آب برحسب طول در نسبت‌های مختلف هوا به سوخت ترسیم شده‌اند.



شکل (۱۴): کسر جرمی کربن دی‌اکسید برحسب طول در

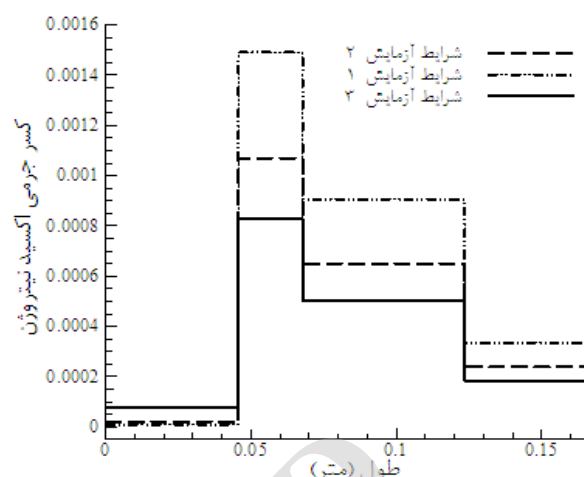
نسبت‌های مختلف سوخت به هوا

در ابتدا این شکل‌ها یعنی المان ۱۳ دمای شعله برای نسبت هوا به سوخت ۱۴۰ بیشتر از دو حالت دیگر می‌باشد. بنابراین، کسر جرمی تولید شده کربن دی‌اکسید و بخار آب در این حالت بیشتر می‌باشد. ولی در المان ۱۴ برای نسبت هوا به سوخت ۱۲۰، دمای بیشتری حاصل شده، به همین دلیل کسر جرمی این دو جزء در این حالت بیشتر است. به دلیل تزریق هوا از سوراخ‌ها به داخل لاینر کسر جرمی این دو جزء بعد از المان ۱۴ کاهش می‌یابد.



شکل (۱۵): کسر جرمی بخار آب برحسب طول در

نسبت‌های مختلف سوخت به هوا

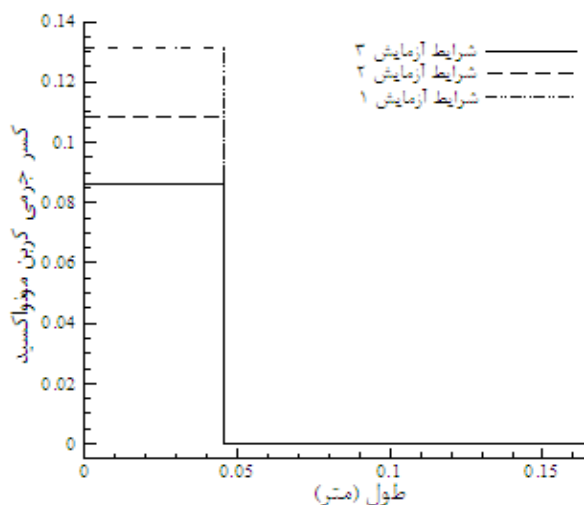


شکل (۱۲): کسر جرمی اکسید نیتروژن برحسب طول در

نسبت‌های مختلف سوخت به هوا

در شکل ۱۳ کسر جرمی کربن مونواکسید برحسب طول در نسبت‌های مختلف هوا به سوخت ترسیم شده است. در نسبت هوا به سوخت ۱۴۰، در المان ۱۳، دمای بیشتری به دست می‌آید و کسر جرمی کربن مونواکسید تولید شده در این حالت از دو حالت دیگر کمتر می‌باشد. با توجه به این که در المان ۱۴ احتراق کامل می‌شود مقدار کربن مونواکسید تولیدی برای هر سه حالت نسبت سوخت به هوا، در این المان و المان‌های بعدی تقریباً صفر می‌باشد.

با مقایسه المان ۱۳، در دو شکل ۱۲ و ۱۳ می‌توان متوجه شد که تولید اکسید نیتروژن و کربن مونواکسید برخلاف یکدیگر می‌باشند. اکسید نیتروژن با افزایش دما، افزایش یافته ولی، کربن مونواکسید کاهش می‌یابد.



شکل (۱۳): کسر جرمی کربن مونواکسید طول در نسبت‌های

مختلف سوخت به هوا

۷- نتیجه گیری

روش شبکه برای تحلیل اولیه جریان و دما در یک محفظه احتراق توربین گاز از نوع قوطی اعمال شد. برای اعتبارسنجی نتایج این روش با نتایج تجربی مقایسه شده است. ابتدا تحلیل جریان سرد در محفظه احتراق مورد توجه قرار گرفته و نتیجه تحلیل به صورت تقسیمات دبی جرمی و افت فشار با نتایج تجربی مقایسه شده‌اند و همسویی خوبی مشاهده شده است. سپس جریان گرم محفظه، با در نظر گرفتن احتراق و انتقال حرارت تحلیل شده است. مقایسه دمای خروجی و افت فشار محاسبه شده با نتایج تجربی از همسویی بسیار خوبی خبر می‌دهند.

با این که در شبیه‌سازی سی اف دی جزئیات بیشتر و دقیق‌تری بدست می‌آید، ولی زمان زیادی برای تولید شبکه و انجام محاسبات صرف می‌شود. این در حالی است که در روش شبکه، زمان محاسباتی بسیار کم بوده و نتایج با دقت خوبی پاسخگوی نیازمندی‌های اولیه طراحی محفظه می‌باشند.

از طریق روش شبکه می‌توان تحلیل جریان و انتقال حرارت محفظه احتراق را به سرعت بدست آورد. با روش شبکه هندسه‌های پیچیده و مشکل را می‌توان به راحتی مدل کرد و در زمان بسیار کمی جواب‌ها را به دست آورد. با تحلیل محفظه احتراق توربین گاز به وسیله روش شبکه می‌توان تغییرات معیارهای مختلف محفظه احتراق را به سرعت بررسی کرد. دقت حل روش شبکه به دقت بیان هندسه از طریق روش شبکه و به دقت روابط تجربی استفاده شده مانند ضریب اصطکاک جریان و ضرایب انتقال حرارت استفاده شده بستگی دارد.

۸- مراجع

- Large Eddy Simulation Models”, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 138, No. 5. pp. 051504, 2016.
- McGuirk, J.J. and Spencer, A. “Coupled and Uncoupled CFD Prediction of the Characteristics of Jets from Combustor Air Admission Ports”, Proc ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air, American Society of Mechanical Engineers, Munich, Germany, 2000.
- Samuel, B. “A Jet Engine Combustor Design Analysis Suitable for Electronic Computers”, ASME Paper, Vol. 1, No. 61, pp. 305-310, 1961.
- Gouws, J., Morris, R. and Visser, J. “Modelling of a Gas Turbine Combustor Using a Network Solver”, South African journal of science, Vol. 102, No.11/12. pp. 533-536, 2006.
- Mongia, H.C., Reynolds, R.S. and Srinivasan, R. “Multidimensional Gas Turbine Combustion Modeling Applications and Limitations”, AIAA journal, Vol. 24, No.6, pp. 890-904, 1986.
- Stuttaford, P.J. “Preliminary Gas Turbine Combustor Design Using a Network Approach”, PhD Dissertation, Cranfield University, Faculty of Engineering and Applied Science 1997.
- Gouws, J.J. “Combining a One-Dimensional Empirical and Network Solver with Computational Fluid Dynamics to Investigate Possible Modifications to a Commercial Gas turbine Combustor”, PhD Dissertation, -University of Pretoria, Faculty of Mechanical Engineering 2008.
- Stuttaford, P.J. and Rubini, P.A. “Assessment of a Radiative Heat Transfer Model for Gas Turbine Combustor Preliminary Design”, Journal of propulsion and power, Vol. 14, No.1. pp. 66-73, 1998.
- Stuttaford, P.J. and Rubini, P.A. “Preliminary Gas Turbine Combustor Design Using a Network Approach”, in ASME 1996 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, American Society of Mechanical Engineers, 1996.
- Sharma, N., “Heat Transfer Analysis for Preliminary Design of Gas Turbine Combustion Chamber Liners”, PhD Dissertation, University of Toronto, Faculty of Aerospace Science and Engineering 2015.
- Pretorius, J.J. “a Network Approach for the Prediction of Flow and Flow Splits within a Gas Turbine Combustor”, PhD Dissertation, University of Pretoria, Faculty of Mechanical Engineering, 2006.
- Varol, G., Sarıkaya, G., Tunçer, O. and Öztarlık, G. “Emissions Prediction of a Reverse Flow
- Kruse, S., Kerschgens, B., Berger, L., Varea, E. and Pitsch, H. “Experimental and Numerical Study of MILD Combustion for Gas Turbine Applications”, Applied Energy, Vol. 148. pp. 456-465, 2015.
- Tyliszczak, A., Boguslawski, A. and Nowak, D. “Numerical Simulations of Combustion Process in a Gas Turbine with a Single and Multi-Point Fuel Injection System”, Applied Energy, Vol. 174. pp. 153-165, 2016.
- Mazzei, L., Andreini, A., Facchini, B. and Turrini, F. “Impact of Swirl Flow on Combustor Liner Heat Transfer and Cooling: A Numerical Investigation with Hybrid Reynolds-Averaged Navier-Stokes

26. A.George and J.W.Liu. "Computer Solution of Sparse Linear Systems", Oak Ridge National Laboratory, 1994.
27. Rashidinia, J. "Numerical Analysis", Iran University of Science & Technology, Tehran, Iran 2005. (In Persian)
28. J.McBride, B., Gordon, S. and Reno, M.A. "Coefficients for Calculating Thermodynamic and Transport Properties of Individual Species", ed. NASA, NASA, 1993.
29. Morris, R.M. "An Experimental and Numerical Investigation of A Gas Turbine Research Combustor", PhD Dissertation, University of Pretoria, Faculty of Mechanical Engineering, 2007.
- Combustor Using Network Models", ed, ed., Vol. Springer, No's. 167-175, 2016.
15. Zhang, X., Toal, D.J., Keane, A.J., Witham, F., Gregory, J., Ravikanti, M., Aurifeille, E., Stow, S., Rogers, M. and Zedda, M. "Isothermal Combustor Prediffuser and Fuel Injector Feed Arm Design Optimization Using the Prometheus Design System", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 138, No.6. pp. 061504, 2016.
16. Wood, D.J. and Rayes, A. "Reliability of Algorithms for Pipe Network Analysis", Journal of the Hydraulics Division, Vol. 107, No.10. pp. 1145-1161, 1981.
17. Greyvenstein, G. and Laurie, D. "A Segregated CFD Approach to Pipe Network Analysis", Int. Journal for Numerical Methods in Engineering, Vol. 37, No.21. pp. 3685-3705, 1994.
18. Patankar, S. "Numerical Heat Transfer and Fluid Flow", CRC press, Florida, United States, 1980.
19. Stewart, J.R., "Pipe Fractional Flow through Branched Conduits", PhD Dissertation, University of Texas at Austin, Faculty of Petroleum and Geosystems Engineering 2015.
20. White, F.M. "Fluid Mechanics, WCB", ed: McGraw-Hill, Boston, United States, 1999.
21. Fang, X., Xu, Y. and Zhou, Z. "New Correlations of Single-Phase Friction Factor for Turbulent Pipe Flow and Evaluation of Existing Single-Phase Friction Factor Correlations", Nuclear Engineering and Design, Vol. 241, No.3. pp. 897-902, 2011.
22. Gordon, S. and McBride, B.J. "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", National Aeronautics and Space Administration, Ohio, United States, 1996.
23. McBride, B.J. and Gordon, S. "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications II. Users Manual and Program Description. 2; Users Manual and Program Description", National Aeronautics and Space Administration, Ohio, United States, 1996.
24. Lefebvre, A.H. and Ballal, D.R. "Gas Turbine Combustion", CRC Press, Florida, United States, 2010.
25. McBride, B.J., Zehe, M.J. and Gordon, S. "NASA Glenn Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species", Aeronautics and Space Administration, Ohio, United States, 2002.