شبیه‌سازی فرایند شبه همدما جهت بررسی کاربرد آن در سیکلهای توانی

مجتبی مأموریان [1]، سید محمدرضا مدرس‌رضوی [2]

مشهد - دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکدهٔ‌مهندسی، گروه‌مکانیک

صندوق‌پستی۱۱۱۱ - ۹۱۷۷۵۴۸۹۴۴
mamourian@ferdowsi.um.ac.ir

چکیده

هدف از این مقاله ارائهٔ برنامهٔ کامپیوتری توسعه داده شده درمورد تجزیه وتحلیل یک فرایند شبه همدما و نشان دادن قابلیت کاربردآن درسیکلهای توانی است.اساس این برنامهٔ کامپیوتری، شبیه سازی فرایند شبه همدما درحالت دائم ویک بعدی درکانال همگرائی با درنظرگرفتن اصطکاک و انتقال حرارت می باشد. دراین مطالعه معادلات بقاء جرم، بقاء ممنتوم و بقاء انرژی همراه با معادلهٔ حالت گاز ایده‌آل و مدل انتخابی برای چگونگی توزیع شارحرارتی حل شده اند. قابلیت کاربرد این فرایند برای سیکلهای توربین‌گاز و توربین‌جت بررسی شده و با سیکل سادهٔ‌مربوطه شان مقایسه گردیده‌اند. مطالعه و بررسی صورت‌گرفته نشان‌داد که ایده بخدمت‌گرفتن دو محفظه‌احتراق سری که یکی در فشار نسبتاً ثابت و دیگری در دمای نسبتاً ثابتی کارکنند، می‌تواند قابلیت سیکلهای‌توانی را افزایش دهد.

واژه‌های کلیدی: "شبه‌همدما"، "تراکم‌پذیر"، "ایزنتروپیک"، "یک‌بعدی"، "سیکل توانی"

مقدمه

بالاترین بازدهٔ سیکلها مربوط به سیکل کارنو(Carnot Cycle) است که از فرایند حرارت دادن در دمای ثابت دربالاترین درجهٔ‌حرارت مجاز استفاده می‌کند. ازچنین فرایندی دربعضی ازکاربردهای خاص جهت افزایش بازده استفاده می شود. برای مثال در بعضی از واحدهای توربین گازی ازتعدادی فرایند بازگرم(معمولاً۲تا۳ مرحله) استفاده می کنند. هرچه این تعداد افزایش یابد تقریب بهتری برای فرایند همدما حاصل می شود که منجر به افزایش بازده می گردد. اگرچه هرمرحلهٔ بازگرم، به تجهیزات اضافی نیاز دارد که باعث پیچیده شدن سیستم شده و هزینهٔ تولید آن را افزایش می دهد[۱]. این خود نشان می‌دهد که چگونه ملاحظات عملی باعث جایگزینی فرایند تقریباً همدما (Approximate Isothermal) به جای فرایندهای حرارت دادن در دمای ثابت می‌گردد.

استفاده از فرایند دماثابت و یا شبه‌همدما کاربردهای زیادی [۲ - ۷] دارد. هدف از این پژوهش ارائه یک مکانیزم عملی برای بوجودآوردن فرایند شبه‌همدما بوده و توسعه برنامه‌ایکه بوسیله آن بتوان با تحقیقات پارامتریک، حساسیت عوامل مختلف برروی این فرایند را نشان‌داد و بالاخره با بخدمت‌گرفتن چنین فرایندی در سیکلهای توانی امکان بهبود عملکرد آنها را ارزیابی نمود.

فرایند شبه‌همدما

مفهوم این فرایند براساس اصل روی هم گذاری دوجریان رایلی‌وآیزنتروپیک قرار دارد. گازتراکم پذیر مادون صوتی را درنظرمی گیریم که ازداخل کانال بدون اصطکاک وبدون تغییرسطح مقطع عبورکرده وحرارت به آن اضافه می‌شود،

---

۱ - دانشجوی دکتری مکانیک

۲ - دانشیار

درطول این کانال دمای گاز افزایش می یابد. حال همین گاز رافرض کنید که ازداخل کانال عایق بدون اصطکاکی که سطح مقطع آن کاهش می یابد عبور می کند، دراینحالت دمای گازدرطول کانال کاهش خواهدیافت. باتوجه به اینکه عبور گاز از داخل کانال با اصطکاک همراه است، بنابراین با توجه به اصطکاک و ترکیب دونوع جریان می‌توان یک فرایندشبه‌همدما را بوجود آورد.

بطورکلی، فرایند همدمای ایده آل را می‌توان برای هرنوع گاز قابل تراکمی که ازداخل کانالی باشیب کم عبورکرده وحرارت ازخارج دریافت می‌کند بوجودآورد، هرچند که این کار با مشکلات عملی مواجه است. اگر از هوا بعنوان گاز قابل تراکم استفاده شود و حرارت دادن بصورت تزریق واحتراق سوخت در داخل کانال صورت گیرد، طراحی وساخت کانال خیلی ساده ترخواهد شد. به‌این ترتیب کاربرد این فرایند بیشتر برای توربین های گاز یا موتورجت مناسب خواهدبود. از آنجائیکه موقعیت و توزیع شارحرارتی احتراق در کانال عملاً ثابت درنظرگرفته می شود حصول یک فرایند همدما غیرممکن است. اما تعداد، انتخاب محلهای تزریق سوخت درکانال و همچنین توزیع شارحرارتی می‌تواند علاوه‌بر عوامل هندسهٔ کانال واصطکاک دیواره بر روی فرایند شبه همدما اثر بگذارد.

تحلیل ترمودینامیکی سیکل برایتونی که با فرایند ایده آل شبه همدما اصلاح شده است انجام گرفت. دراین تحلیل دو محدودیت عملی اعمال شد ۱- دما از حد دمای متالورژیکی نبایستی تجاوز نماید ۲- جریان باید مادون صوت باشد. توجه شود که دراین بررسی فرایند همدما در دمائی پائین تراز حد متالورژیکی درنظر گرفته شده است. این مسأله به این علت حائز اهمیت است که جزء دینامیکی دمای سکون در نقطهٔ سکون ورودی به پره های توربین به دمای استاتیک اضافه می شود. جزء دینامیکی دما به شکل هندسی پره های توربین بستگی داشته و با فاکتور بازیابی سنجیده می شود.

تجزیه و تحلیل فرایند شبه همدما

طرحوارهٔ کانالی که درآن فرایند شبه همدما اتفاق می افتد در شکل ۱ نشان داده شده است. دراین کانال فرض شده است که حرارت در دو قسمت بصورت تزریق سوخت به سیستم اضافه شود. مدل فیزیکی جریان در شکل ۲ رسم شده است. باتوجه به این شکل وفرضیات زیرمعادلات حاکم برجریان بدست خواهندآمد. ۱ - جریان قابل تراکم ویک بعدی است. ۲ - جریان دائمی است. ۳ - جریان گازی است ایده آل (باگرمای ویژه ثابت یا متغیر نسبت به دما). ۴ - کانال عایق بوده وبامحیط اطراف انتقال حرارت انجام نمی دهد. ۵ - ضریب اصطکاک ثابت است. ۶ - ازافزایش جرم سوخت صرفنظر شده است. ۷ - ازنیروی درگ درسطوح داخلی صرفنظرشده است.

معادلهٔ حالت:

$$P = \rho RT \qquad (1)$$

در رابطه بالا R [kJ/kg.K] عددثابت گازها، P [kPa] فشار، ρ [kg/m^3] دانسیته‌سیال و T [K] درجه‌حرارت می‌باشند.

معادلهٔ پیوستگی:

$$\frac{dA}{A} + \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dV}{V} = 0 \qquad (2)$$

که A [m^2] سطح‌مقطع عبورجریان و V [m/s] سرعت جریان است.

معادلهٔ‌ممنتوم:

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{\gamma M^2}{2}\frac{4fdx}{D} + \gamma M^2 \frac{dV}{V} = 0 \qquad (3)$$

که γ نسبت گرماهای‌ویژه، M عددماخ، f ضریب اصطکاک کانال و D [m] قطرکانال است.

معادلهٔ انرژی:

$$\delta q = c_p\, dT_0 \qquad (4)$$

$$\delta q = q'.dx \qquad (5)$$

که q [kJ/kg$_{air}$] شارحرارتی آزادشده سوخت، c_p [kJ/kg.K] گرمای‌ویژه در فشارثابت، q' [kJ/kg$_{air}$.m] شارحرارتی آزادشده سوخت در واحدطول و T_0 [K] دمای‌سکون می‌باشند.

تغییرات انتروپی:

$$\frac{ds}{c_p} = -\frac{\gamma-1}{\gamma}\frac{dP}{P} \qquad (6)$$

در معادله فوق s [kJ/kg.K] انتروپی مخصوص می‌باشد.

با ادغام روابط فوق معادلات حاکم برجریان بصورت زیر بدست می آیند [۲].

ISME 2003 ISME 2003 ISME 2003

$$\frac{1 - M^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2M^2}} \frac{dM^2}{\gamma M^4} = \left(- \frac{4}{\gamma M^2} - \frac{2f}{\tan \theta} \right) \frac{dD}{D} + \left(1 + \frac{1}{\gamma M^2} \right) \frac{dT_0}{T_0} \qquad (۷)$$

$$ds = c_p \left[\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \frac{dT_0}{T_0} - \frac{2 \frac{\gamma - 1}{2} M^2 f}{\tan \theta} \frac{dD}{D} \right] \qquad (۸)$$

که θ [deg] زاویه شیب کانال است.

انتگرال گیری ازمعادلات (۷) و (۸) بصورت تحلیلی امکان پذیرنیست وبایستی بصورت عددی حل شوند. برای حل معادلات فوق می توان c_p را ثابت فرض نمود ویا اینکه تغییرات آن را با دما درنظرگرفت [۸]. دراین مقاله سه موردبررسی شده ونتایج جهت مقایسه درج شده اند(سیال عامل هوا با c_p ثابت، هوا با c_p متغیر، ترکیب واقعی سیال عامل با c_p متغیر). همچنین توزیع شارحرارتی بصورت سهمی فرض شده است [۹ و ۱۰]. سمت چپ معادلهٔ (۷) را از M_n تا M_{n+1} ($dM << 1$) $= M_n + dM$ انتگرال گیری کرده ودرسمت راست بجای M مقدارمتوسط آن را قرارمی دهیم:

$$M_{av} = \frac{M_n + M_{n+1}}{2}$$

درنتیجه معادلهٔ (۷) بصورت زیر تبدیل خواهد شد:

$$A_1 \ln \left[\frac{A(1 + BB_1)}{B(1 + B_1 A)} \right] + \left(\frac{1}{A} - \frac{1}{B} \right) / \gamma = \left(- \frac{4}{\gamma C} - \frac{2f}{\tan \theta} \right) \ln \frac{D_{n+1}}{D_n} + \left(1 + \frac{1}{\gamma C} \right) \ln \frac{T_{0n+1}}{T_{0n}} \qquad (۹)$$

درمعادله‌فوق:

$$A_1 = \frac{\gamma + 1}{2\gamma} \ , \ B_1 = \frac{\gamma - 1}{2}$$

$$A = M^2_n \ , \ B = M^2_{n+1} \ , \ C = M^2_{av}$$

ونیز:

$$D_{n+1} = D_n - 2 (X_{n+1} - X_n) \tan \theta$$

برای حل معادلهٔ (۹) فرض می کنیم c_p درهرمقطع ثابت بوده ودر دمای همان مقطع محاسبه می شود.

$$s_{n+1} - s_n = c_p \left[(1 + B_1 C) \ln \frac{T_{0n+1}}{T_{0n}} - \frac{2B_1 C f}{\tan \theta} \ln \frac{D_{n+1}}{D_n} \right] \qquad (۱۰)$$

سایرخصوصیات جریان را می توان از رابطهٔ پیوستگی و شرایط سکون را از روابط مربوط به جریان ایزنتروپیک بدست آورد. انحراف ازفرایندشبه همدما در T_{iso} را می توان ازتعریف "مقدارمتوسط انحراف دما" طبق رابطهٔ زیر بدست آورد [۲]:

$$E = \left[\sum 0.5(|T_n - T_{iso}| + |T_{n+1} - T_{iso}|)(s_{n+1} - s_n) \right] / (s_{out} - s_{in}) \qquad (۱۱)$$

که T_{iso} [K] دمای ثابت اعمال شده و E [K] مقدارمتوسط انحراف دما

برای فرایند شبه همدمای پیش‌بینی‌شده دراین پژوهش مقدار $\frac{E}{T_{iso}} = ٪ ۲/۶۳$ بدست آمده است[۱۱]. این عدد مقدار قابل قبولی است که می توان با تغییردادن مراحل تزریق سوخت آن را به کمتراز این حد نیز رساند.

تحقیقات پارامتریک

برنامهٔ کامپیوتری برای شبیه سازی یک فرایند شبه همدما (که دراین مطالعه دمای آن درحدود ۱۰۰۰K اختیارشده است) توسعه داده شده‌است. با استفاده از این برنامه قابلیت کاربرد این فرایند در سیکلهای توربین گاز و توربین جت بررسی شده است. این برنامه قابلیت بررسی فرایندهای خاصی که حل تحلیلی نیزدارندمانند جریان ایزنتروپیک، جریان رایلی، جریان فانو وجریان همدما درلوله های طویل را دارد. به این ترتیب می‌توان صحت برنامهٔ کامپیوتری توسعه یافته را ارزیابی نمود.

در شکلهای ۳ توزیع دما در طول کانال برای سه حالت سیال عامل (هوا با گرماهای ویژه ثابت، هوا با گرماهای ویژه متغیر ومحصولات احتراق با گرماهای ویژه متغیر) رسم شده است. درقسمت ورودی قبل ازاینکه اولین تزریق سوخت انجام شود دما بتدریج کاهش می یابد(جمع دوائرفانو وایزنتروپیک)، پس ازتزریق سوخت ودرمحدودهٔ توزیع شارحرارتی دما افزایش یافته ومجدداً تا قبل از دومین مرحلهٔ تزریق سوخت بمیزان اندکی کاهش می یابد و همین نتیجه نیزبرای مرحلهٔ دوم سوخت اتفاق می افتد. به این ترتیب می توان یک جریان تقریباً همدما را درکانال بوجودآورد. باتوجه به این شکل وانجام یک سری تحقیقات پارامتریک نتایج زیر حاصل شده اند: ۱- فرض ثابت بودن گرماهای ویژه حتی برای حرارتهای ورودی

نسبتاً زیاد فرض قابل قبولی است . ۲- فرض درنظرگرفتن هوا بعنوان سیال عامل بجای مخلوط سوخت وهوا ویا محصولات احتراق فرض مناسبی است .

درشکلهای ۴ اثر تغییرات زاویهٔ شیب کانال نشان داده شده است . ملاحظه می شود که با افزایش زاویه، جریان سریعاً به ماخ خروجی پیش بینی شده رسیده وتجزیه وتحلیل فرایند شبه همدما در مورد آن صدق نمی کند. چنانچه زاویهٔ کانال از مقدار پیش بینی شده کمتر شود طول مورد نیاز کانال افزایش می یابد. بنابراین بایستی کانال مورد نیاز با یک شیب نسبتاً کم وملایم طراحی شود.

درشکهای ۵ اثر تغییرات حرارت ورودی رسم شده است . مشاهده می شود که در اثر تزریق بیش از حد سوخت مورد نیاز، تغییرات دما زیاد شده وفرایند از حالت شبه دما خارج می شود. با توجه به تعداد محلهای انتخاب شده برای تزریق سوخت می توان میزان حرارت ورودی را تعیین نمود.

پس از انجام تحقیقات پارامتریک بر روی عوامل مؤثر بر فرایندشبه همدما از قبیل ماخ ورودی، ماخ خروجی، ضریب اصطکاک کانال، حرارت ورودی در مرحلهٔ اوّل و دوّم تزریق سوخت، زاویهٔ شیب کانال، قطر ورودی، فاصلهٔ دهانهٔ سهمی در احتراق اوّل و دوّم، فاصلهٔ محل تزریق سوخت از ابتدای کانال و انتخاب پارامترهای قابل قبول، قابلیت استفاده از آن در سیکلهای توربین‌گازی و توربین‌جت موردبررسی قرارگرفت.

کاربرد فرایند شبه‌همدما در سیکلهای توانی

درشکل ۶ منحنی T−s مربوط به سه سیکل توربین گاز رسم شده است . سطح(۱-۴-۳-۲-۱) مربوط به سیکل ساده (سیکل ۱)، سطح (۱-۴'-۳'-۳-۲-۱) مربوط به سیکل اصلاح شده (سیکل ۲ ، سیکلی که درآن یک فرایندشبه همدمادرقبل ازورودگازهابه توربین‌استفاده شده است) و سطح (۱-۴'-۳"-۲-۱) مربوط به سیکلی است که دمای ماکزیمم آن درفشارثابت افزایش یافته است (سیکل ۳). مقدارکارخروجی مخصوص وبازدهٔ حرارتی برای این سیکلها از روابط مربوطه بدست می آیند[۱۱] .

درشکل ۷ منحنی T−s سیکل توربین جت رسم شده است. سطح (۵-۴-۳-۲-۱) مربوط به سیکل سادهٔ جت وسطح (۸-۷-۶-۳-۲-۱) مربوط به سیکل اصلاح شده می باشد. مقدارنیروی رانش مخصوص وبازدهٔ پیش برندگی از روابط مربوطه بدست می آیند[۱۱]. برای مقایسهٔ دوسیکل فوق فرضیات زیر در نظرگرفته شده است. ۱- بازدهٔ ایزنتروپیک سایرقسمتها از قبیل کمپرسور، توربین، شیپورهٔ پیش برنده و ورودی دستگاه ۱۰۰٪ می باشد. ۲- بازدهٔ مکانیکی و بازدهٔاحتراق ۱۰۰٪ است . ۳- افت فشاردرمحفظهٔ احتراق وجودندارد. ۴- کارتوربین در سیکل توربین جت برابر کار کمپرسوراست . ۵- درسیکل اصلاح شده فرض می کنیم توربین فرایند انبساطی همدما را طی کند. ۶-فشار خروجی برابر فشار محیط است مگر درحالت بحرانی که خفگی اتفاق افتاده باشد.

درشکلهای ۸ "کارخروجی مخصوص" و "بازدهٔ حرارتی" توربین گاز براساس سه سیکل ذکرشده درقبل نشان داده شده است . ملاحظه می شود که استفاده ازفرایندشبه همدما، باعث افزایش کارخروجی مخصوص وکاهش جزئی بازدهٔ حرارتی می شود. کاهش بازده به علت استفاده ازحرارت اضافی درفرایند شبه همدما بوجودآمده است، درصورتیکه کارخروجی مخصوص بمقدارقابل ملاحظه‌ای افزایش یافته است، بدون اینکه دمای ماکزیمم سیکل زیاد شود. این نتیجه استفاده از فرایندشبه همدما را در توربین گاز بخوبی توجیه می کند.

درشکلهای ۹ "نیروی رانش مخصوص" و "بازدهٔ پیش برندگی" برحسب ماخ خروجی از کانال شبه همدما برای سیکل توربین جت رسم شده است .درابتدا با افزایش عددماخ خروجی مقدارنیروی رانش مخصوص افزایش می یابد، علت آنرا می‌توان چنین بیان نمود که دراین محدوده شیپورهٔ پیش برنده درخفگی قراردارد، بنابراین چون دمای سکون ورودی به این شیپوره افزایش یافته است (به علت فرایندشبه همدما) دمای خروجی از آن نیز افزایش می یابد و این عمل باعث افزایش سرعت خروجی ازشیپوره نسبت به حالت قبل شده ودرنتیجه نیروی رانش مخصوص را افزایش می دهد.این افزایش سرعت باعث کاهش جزئی دربازدهٔ پیش برندگی می شود. در اثر افزایش ماخ خروجی از کانال شبه همدما فشار سکون آن کاهش یافته و این عمل باعث می شود که شیپورهٔ پیش برنده از خفگی

ISME 2003 ISME 2003 ISME 2003

خارج شده و درنتیجه سرعت خروجی از شیپوره نیز کاهش می یابد و باعث کم شدن نیروی رانش مخصوص به مقدار جزئی می شود. ملاحظه می شود که نیروی رانش مخصوص تقریباً به میزان ۳۰٪ افزایش یافته درحالیکه بازدهٔ پیش برندگی درحدود ۱۲٪ کاهش داشته است.

نتیجه گیری

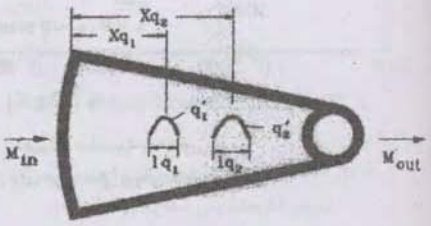
در این مقاله یک روش عملی برای بوجودآوردن و تجزیه و تحلیل فرایندشبه‌همدما ارائه گردیده‌است و تحقیقات پارامتریک بر روی عملکرد این فرایند به کمک برنامه‌توسعه داده‌شده، انجام‌گردید.

درضمن بررسی صورت گرفته نشان می دهد که ایده بخدمت گرفتن دو محفظهٔ احتراق سری که یکی در فشار نسبتاً ثابت ودیگری در دمای نسبتاً ثابت کار کنند می تواند قابلیت سیکلهای توانی را افزایش دهد. هر چند نتایج این مطالعه یعنی استفاده از فرایندشبه همدما در سیکل توربین گازی و توربین جت نسبتاً رضایتبخش بوده امّا نیاز به تحقیقات تئوری و تجربی بیشتری را طلب می کند (به خصوص از نظر مشکلات عملی).

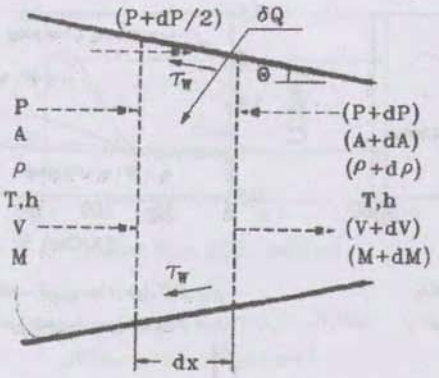
مراجع

1. Wood, D.B.," Application Of Thermodynamic" ,2nd ed., Addison–Wesley Publishing Company (1983).
2. Vecchiare, J., Kawall, J.G. and Wallace, J.S., " One Dimensional Analysis Of An Approximate Isothermal Heat Addition Problem, Proceeding of Thirteenth Canadian Congress of Applied Mechanics, CANCAM'91, pp. 586–587 (1991).
3. Madsen, N. and Ramamoorthy, P. " Isothermal compressible gas flow in horizontal pipes with an imperfect gas ", J. Fluid Eng. Trans ASME Vol. 101, No 1, pp. 76–78, 1979.
4. sturgess, G.j. "Isothermal flow fields in a research combustor for lean blow out studies" , J. Eng. Gas Turbine Power Trans ASME, Vol. 114, No. 2, pp. 435–444, 1992
5. E.l.Berrin, G.Selahattin, Y.Hasbi "Optimal design of the regenerative gas turbine engine with isothermal heat addition", J. Applied Energy, vol. 68, no. 3, pp. 249–268, 2001
6. N.Stevanove, V.D.Djordjevi, "Low mach number, high order rarefield gas flow in micro-channels", J. Mechanics, Automitics Control & Robotics, Vol. 3, pp. 365–370, 2002.
7. C.Knowlen, J.williams, A.T.Mattick, H.Deparis, A.Hertzberg, "quasi Isothermal Expansion Engines For Liquid Nitrogen Automotive Propultion", Aerospace and Energetics Research Program, University Of Washington, Seattle, Wa.
8. Zucrow, Maurice J. and Hoffman, Joe D., Gas Dynamic Volume 1, John Wiley and Sons, New York (1976).
9. Lefebver, Arthur H., Gas Turbine Combustion, McGraw–Hill Book Company, New York (1983).
10. Al–MAMAR, F.N.A.A. , Hynes, J. and Sheppard, C.G.W. Combustion Rate In A Dual Chamber SI Engine, Combustion Science and Technology, 45 No 3, pp. 85–100 (1986).
۱۱. مجتبی مأموریان، " مطالعه وبررسی فرایندشبه همدما و کاربردآن درسیکلهای توانی "، پایان نامهٔ کارشناسی‌ارشد، دانشکدهٔ مهندسی دانشگاه فردوسی مشهد.

ISME 2003 ISME 2003 ISME 2003 ISME 2003



شکل ۱- طرحوارهٔ کانال

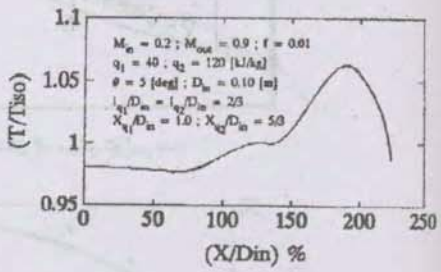


شکل ۲- حجم کنترلی برای یک المان کوچک

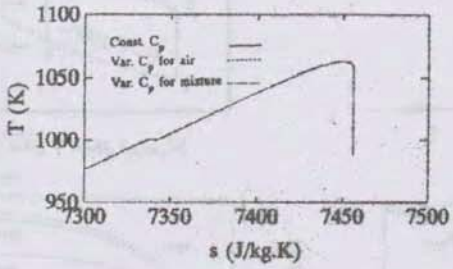
lq [m] فاصله دهانه سهمی توزیع شار حرارتی

M_{in} دبی ورودی به کانال . M_{out} دبی خروجی از کانال

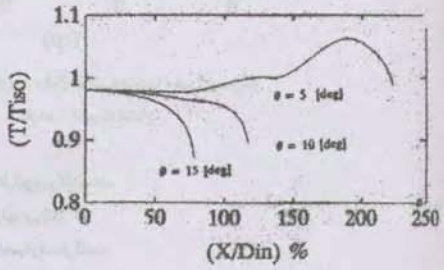
X_q [m] فاصله قله سهمی توزیع شار حرارتی از دهانه ورودی



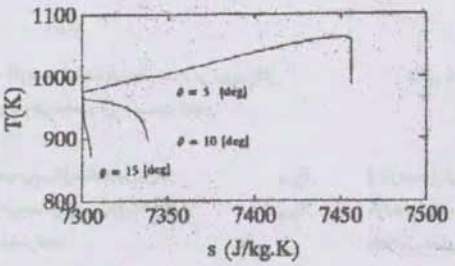
شکل ۳الف- توزیع دما در طول کانال برای سیالهای عامل متفاوت



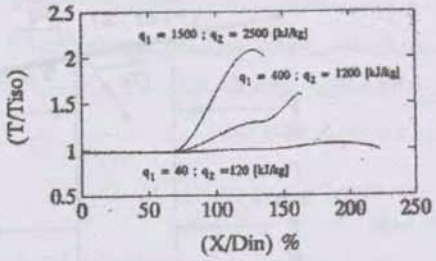
شکل ۳ ب- تغییرات دمانسبت به انتروپی در طول کانال برای سیالهای عامل متفاوت



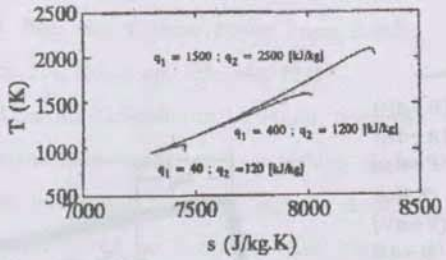
شکل ۴الف- توزیع دما در طول کانال برای زاویه‌های مختلف شیب کانال



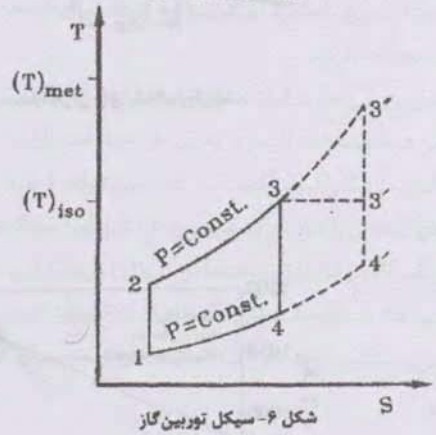
شکل ۴ ب- تغییرات دمانسبت به انتروپی در طول کانال برای زاویه‌های مختلف شیب کانال



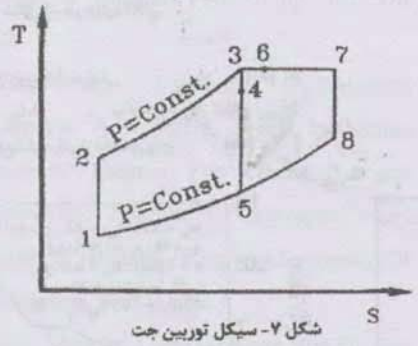
شکل ۵الف- توزیع دما درطول کانال برای حرارت‌های ورودی متفاوت



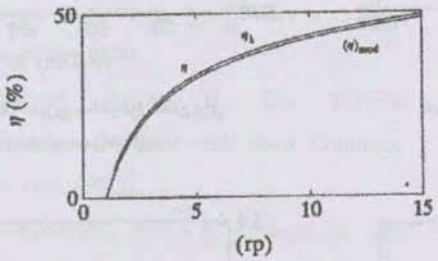
شکل ۵ ب- تغییرات دمانسبت به انتروپی در طول‌کانال برای حرارت‌های ورودی متفاوت



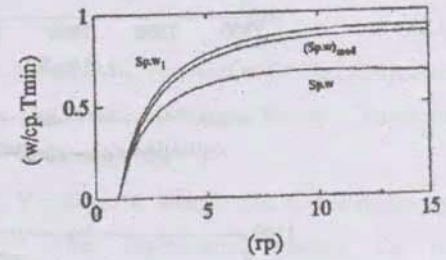
شکل ۶- سیکل توربین گاز



شکل ۷- سیکل توربین جت



شکل ۸ب -کاربرد « فرایند شبه‌هم‌دما » در توربین‌گاز بازده - نسبت فشار



شکل ۸الف- کاربرد « فرایند شبه‌هم‌دما » در توربین‌گاز کارخروجی‌مخصوص - نسبت فشار

[کارخروجی‌مخصوص‌سیکل‌ساده‌توربین‌گاز $S_{p.w}$

کارخروجی‌مخصوص‌سیکل‌توربین‌گازبا افزایش دمای‌ماکزیمم در فشارثابت $S_{p.w1}$

کارخروجی‌مخصوص‌سیکل‌توربین‌گازاصلاح‌شده $(S_{p.w})_{mod}$

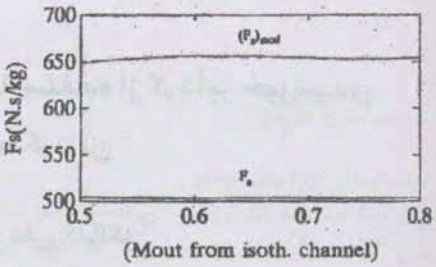
دمای حداقل سیکل $[\ T_{min}\ [K]$

[بازده‌حرارتی‌سیکل‌توربین‌گازساده η

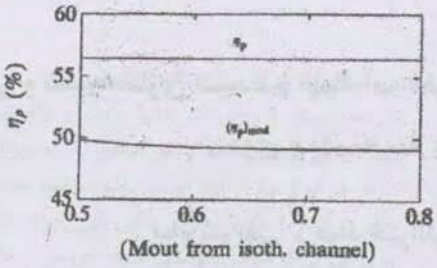
بازده‌حرارتی‌سیکل‌توربین‌گاز بالافزایش دمای‌ماکزیمم‌درفشارثابت η_1

بازده‌حرارتی‌سیکل‌توربین‌گازاصلاح‌شده $[\ (\eta)_{mod}$

ISME 2003 ISME 2003 ISME 2003 ISME 2003



شکل ۹الف-کاربرد « فرایند شبه‌هم‌دما » در توربین‌گاز
نیروی رانش مخصوص - ماخ خروجی از کانال



شکل ۹ب-کاربرد « فرایند شبه‌هم‌دما » در توربین‌گاز
بازده پیش برندگی - ماخ خروجی از کانال

[نیروی رانش مخصوص سیکل توربین جت [N.s/Kg] F_s
نیروی رانش مخصوص سیکل توربین جت اصلاح شده] $(F_s)_{mod}$

[بازده پیش برندگی سیکل توربین جت η_p
بازده پیش برندگی سیکل توربین جت اصلاح شده] $(\eta_p)_{mod}$