

طراحی آزمایش معکوس برای تخمین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی جت برخوردی شیاری

سمیه داودآبادی فراهانی* (دانشجوی دکتری)

فرشاد کونری (استاد)

گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۳۹۳)
دربی ۲ - ۳، شماره ۲/۲، ص. ۳۸-۳۱

در این مقاله ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی محلی در جت برخوردی شیاری با استفاده از دماهای اندازه‌گیری شده در صفحه‌ی برخورد و روش انتقال حرارت هدایتی معکوس تخمین زده شده است. روش معکوس استفاده شده در این مقاله روش دنباله‌ی تخمین متوالی توابع یک است. در این مطالعه تأثیر پارامترهای مهمی مانند گام زمانی، پارامتر تنظیم، مقدار شار حرارتی تولیدی هیتر، ضخامت صفحه‌ی برخورد، تعداد ترموکوپل‌ها در نتایج بررسی شده است. برای تخمین دقیق‌تر ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی یک سری شبیه‌سازی‌های عددی انجام شده تا مقدار بهینه‌ی پارامترهای اثرگذار در این روش با توجه به خطای بایاس و واریانس و مجذور میانگین مربع خطا تعیین و آزمایش بهینه طراحی شود. مشاهده می‌شود که با استفاده از این روش با توجه به ساده و ارزان بودن آن، ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی با دقت خوب و با خطای کمی تخمین زده شده است.

واژگان کلیدی: جت برخوردی شیاری، ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی، روش انتقال حرارت معکوس.

۱. مقدمه

جابه‌جایی محاسبه می‌شود. در بعضی از تکنیک‌ها از انتقال جرم^[۳] استفاده می‌شود و با استفاده از آنالوژی جرم و حرارت، ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی محاسبه می‌شود.

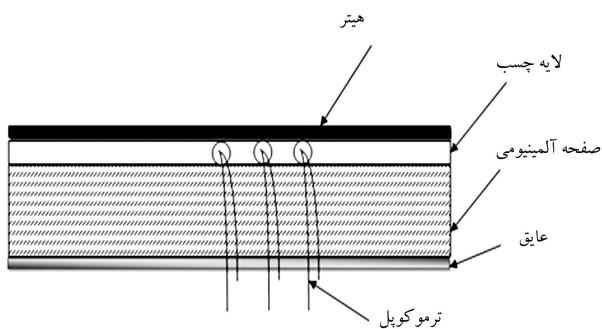
اندازه‌گیری‌های اِپتیکی در تخمین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی کاربرد وسیعی دارد و همچنین بیشتر کارهای تجربی انجام شده در زمینه‌ی بررسی انتقال حرارت در جت‌های برخوردی نوسانی با استفاده از روش اینترفرومتری^[۲] است. مهم‌ترین المان در این روش دوربین است. دوربین‌های مدرن عموماً دارای نرخ فریم ۵۰ هرتز هستند. این روش خیلی پرهزینه است و اجرای آن نیز سخت است. نارایانان^[۱] با استفاده از اندازه‌گیری‌های اِپتیکی و استفاده از عکس‌های اینترفرومتری ضریب انتقال حرارت جت برخوردی شیاری با عدد رینولدز بالا در حدود ۲۳۰۰۰ را تخمین زده است. استریگل^[۵] از سنسور شار حرارتی برای محاسبه‌ی ضریب انتقال حرارت جت برخوردی استفاده کرده است. روش‌های ذکر شده یا گران‌اند یا محدودیت‌هایی برای کاربرد در دماهای بالا یا شدت بالای توربولانس در جریان دارند؛ همچنین با این روش‌ها فقط توزیع دما به دست می‌آید. برای تعیین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی جت با این روش‌ها وسایل اندازه‌گیری توزیع دما در داخل سیال را اندازه‌گیری می‌کنند در حالی که گاهی به خاطر توربولانس بالا یا دمای بالا قادر به انجام این کار نیستند. از آنجا که ترموکوپل‌ها وسیله‌ی عمومی برای اندازه‌گیری دما هستند و نیز با توجه به کم‌هزینه بودن و غیر قابل تغییر بودن در محدوده‌ی وسیع دمایی ۲۰۰- تا ۲۶۰۰ درجه سانتی‌گراد، این ایده ایجاد شد که با استفاده از ترموکوپل و با استفاده از الگوریتم معکوس ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی برآورد شود.

جت‌های برخوردی به دلیل افزایش در نرخ انتقال حرارت و جرم مورد توجه قرار دارند. یکی از مزیت‌های قابل توجه در جت‌های برخوردی تغییر نوع رژیم جریان و پارامترهای هندسی نظیر شکل نازل، آرایش جت‌ها، فاصله‌ی نازل تا صفحه و... برای دست‌یابی به میزان انتقال حرارت مورد نظر است. جت‌های برخوردی کاربردهای بسیاری در صنایع مختلف نظیر گرمایش، سرماایش و خشک‌کردن دارند؛ این مزیت‌ها برای پکیج‌های الکترونیکی مدرن که به لحاظ ابعاد کوچک انتقال حرارت زیادی دارند مناسب‌اند. معمولاً جت‌های برخوردی در فرایند خشک‌کردن برای از بین بردن رطوبت سطح کاربرد دارند. یکی از این کاربردها مرتبط با خنک‌کاری در توربین‌های گازی است. جت‌های شیاری توربولانسی نمونه‌ی از جت‌های مورد علاقه در صنعت است. در شکل ۱ شماتیکی از یک جت شیاری دوبعدی همراه با نواحی مختلف آن نشان داده شده است.^[۱]

برای ارزیابی ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی محلی از شیوه‌های مختلف، نظیر: کانوکا^[۲] استفاده می‌شود. برای بررسی انتقال حرارت از جت شیاری در محدوده‌ی عدد رینولدز ۳۰۰۰ تا ۶۰۰۰ از روش کریستال ترموکرومیک مایع^[۱] استفاده شده که در آن تهیه‌ی نقشه‌ی دمایی از کریستال‌های مایع استفاده می‌شود. از این روش در سطوح با شار حرارتی ثابت استفاده می‌شود که با استفاده از قانون سرماایش نیوتن و نقشه‌ی دمایی که از کریستال‌های مایع به دست آمده، ضریب انتقال حرارت

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۱/۸/۲۹، اصلاحیه ۱۳۹۲/۷/۱۴، پذیرش ۱۳۹۲/۷/۲۰.



شکل ۲. شماتیکی از صفحه‌ی برخوردی.

شکل ۲ در نظر گرفته و در ادامه ضمن بررسی اثر پارامترهای مهمی چون گام زمانی، پارامتر تنظیم، مقدار شار حرارتی تولیدی هیتر، ضخامت صفحه‌ی برخوردی، تعداد ترموکوپل‌ها و... در طراحی آزمایش معکوس، نهایتاً با توجه به مقدار خطای متوسط میانگین مقدار بهینه‌ی پارامترهای اثرگذار انتخاب شد. برای حالت معکوس از دماهای شبیه‌سازی شده - شامل نویز با توزیع گاوسی - استفاده شده است. همچنین برای حل مستقیم مسئله از محیط گرافیکی ANSYS و برای حل معکوس از محیط برنامه‌نویسی APDL این نرم‌افزار استفاده شده است.

۲. تعریف مسئله

هدف از این بررسی‌ها اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی محلی جت‌های برخوردی شیباری با استفاده از روش انتقال حرارت معکوس است. طراحی آزمایش یک جزء ضروری برای تمامی آزمایش‌هایی است که از تکنیک‌های معکوس استفاده می‌کند. ابتدا باید مسئله‌ی مستقیم شکل‌دهی شود و سپس با استفاده از دماهای اندازه‌گیری شده در محل تعیین شده برای سنسورها شار حرارتی تخمین زده شود.

۳. روش دنباله‌ی تخمین توابع متوالی بک^۴

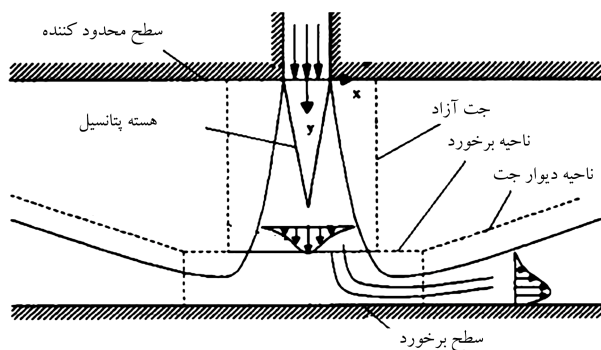
الگوریتم معکوس مورد نظر یک روش دنباله‌ی و بسیار کاربردی است. در این روش هدف تخمین P تابع برای $q^1(t), q^2(t), \dots, q^P(t)$ با استفاده از روش دنباله‌ی بک است. فرض شده است که هر یک از توابع ترکیبی، از M جزء گسسته شده بر زمان تشکیل شده است و در هر مرحله فرض می‌شود جزء $M - 1$ تخمین زده شده و توزیع دما در داخل جسم در زمان t_{m-1} مشخص است. در روش دنباله‌ی بک موقتاً فرض می‌شود (شکل ۳):

$$q_M = q_{M+i-1} = cte \quad i = 1, 2, \dots, r$$

باید توجه داشت که در مسائل هدایت حرارتی معکوس دقت و پایداری دو موضوع کاملاً متضادند. در مقادیر بالای r ، تخمین پایدار و خطای بایاس آن زیاد است. تابع مجموع مربعات خطا (رابطه‌ی ۱) باید کمینه شود.

$$f = \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^J (Y_{m+i-1,j} - T_{m+i-1,j})^2 \quad (1)$$

که در آن J تعداد سنسورها، Y دماهای اندازه‌گیری شده با سنسور زام در زمان $M + i - 1$ ، T دمای محاسبه شده با استفاده از حل مستقیم مدل گرمایی



شکل ۱. شماتیکی از یک جت برخوردی.

روش پیشنهادی استفاده از روش‌های انتقال حرارت معکوس^۳ است. روش‌های معکوس، کاربرد بسیاری در صنایع و مهندسی دارند، و در میان آنها روش‌های هدایت حرارتی معکوس، شاخه‌ی جداگانه‌ی به خود اختصاص داده است. مسئله‌ی هدایت حرارتی مستقیم به مسئله‌ی گفته می‌شود که با معلوم بودن شرایط مرزی، خواص ترموفیزیکی، هندسه‌ی جسم و منبع حرارتی درون جسم، علاوه بر حل معادله‌ی هدایت حرارتی درون جسم، توزیع دما درون جسم مشخص شود. در مقابل، مسئله‌ی هدایت حرارتی معکوس، مسئله‌ی است که شرایط مرزی (مانند شار حرارتی یا دما،^[۸-۶] خواص ترموفیزیکی^[۱۰-۹])، بخشی از هندسه‌ی جسم^[۱۱] و همچنین منبع حرارتی درون جسم^[۱۲] نامعلوم است و به جای آنها با استفاده از دمای اندازه‌گیری شده‌ی برخی از نقاط جسم، مجهولات تخمین زده می‌شود. از نقطه‌نظر ریاضی اثبات شده که مسئله‌ی هدایت حرارتی معکوس یک مسئله‌ی بدو ضلع است، چرا که خطاهای کوچک در داده‌ها باعث ایجاد خطاهای بزرگ در تاریخچه‌ی شار حرارتی محاسبه شده می‌شود. بنابراین برای مهارکردن این خطاها از روش‌های مرتب‌سازی استفاده می‌شود.^[۷-۶] روش‌های حل مسائل هدایت حرارتی معکوس، عموماً به دو دسته تقسیم می‌شود: روش‌های دنباله‌ی و روش‌های تمام‌دامنه. به لحاظ تاریخی روش‌های دنباله‌ی در ایالات متحده گسترش یافته‌اند، در حالی که روش‌های تمام‌دامنه در روسیه بسط داده شدند. مهم‌ترین مزیت روش‌های دنباله‌ی بر روش‌های تمام‌دامنه عبارت است از:

۱. از روش‌های دنباله‌ی می‌توان به‌طور هم‌زمان استفاده کرد؛

۲. در مسائل غیرخطی به دلیل وابستگی خواص حرارتی به دما، روش دنباله‌ی امکان خطی‌سازی مسئله را فراهم می‌کند؛

۳. روش دنباله‌ی نیاز به حافظه و زمان محاسباتی کم‌تری دارد.

این در حالی است که دقت روش‌های تمام‌دامنه بیشتر از روش‌های دنباله‌ی نظیر روش‌های تمام‌دامنه‌ی تنظیم تیخونو و روش گرادیان مزدوج است؛ روش گرادیان مزدوج همچنان به‌عنوان یک الگوریتم تمام‌دامنه با موفقیت تمام برای مسائلی که شرط مرزی قسمت بزرگی از مرز را پوشش می‌دهد، استفاده می‌شود.^[۷] هدف این مطالعه اندازه‌گیری دما در صفحه‌ی مورد نظر (در جت‌های برخوردی منظور صفحه‌ی برخورد است) با استفاده از روش انتقال حرارت معکوس کافی است. برای این منظور می‌توان گرماسنج‌ها را در مکانی که محل نصب آن آسان باشد بر روی صفحه‌ی برخورد قرار داد بدون آن که به اندازه‌گیری دما در داخل سیال (میدان جریان) نیازی باشد. در این روش که بسیار ساده و ارزان است ابتدا دما در محل‌های مناسب سنسورها اندازه‌گیری می‌شود و سپس با استفاده از یک الگوریتم معکوس ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی تخمین زده می‌شود. صفحه‌ی برخورد را به صورت

۴. الگوریتم حل عددی

۱. ابتدا برای مشخص کردن جزء m ام شار حرارتی در زمان t_m ، ضرایب حساسیت پله‌یی نسبت به هر یک از مؤلفه‌های شار حرارتی \vec{q} محاسبه می‌شود:

$$[X]_{r \times P} = \begin{bmatrix} \frac{\partial T_m}{\partial q_m^1} & \frac{\partial T_m}{\partial q_m^2} & \dots & \frac{\partial T_m}{\partial q_m^P} \\ \frac{\partial T_{m+1}}{\partial q_m^1} & \frac{\partial T_{m+1}}{\partial q_m^2} & \dots & \frac{\partial T_{m+1}}{\partial q_m^P} \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \frac{\partial T_{m+r-1}}{\partial q_m^1} & \frac{\partial T_{m+r-1}}{\partial q_m^2} & \dots & \frac{\partial T_{m+r-1}}{\partial q_m^P} \end{bmatrix}$$

۲. شروع از زمان $t = 0$ ؛

۳. انتخاب مقدار اختیاری برای (q^1, q^2, \dots, q^P) ؛

۴. حل معادله‌ی مستقیم مدل با مقادیر اختیاری q و محاسبه‌ی $[T]$ برای زمان r بعد؛

۵. محاسبه‌ی مقدار مؤلفه‌های شار حرارتی در زمان M ام با استفاده از رابطه‌ی ۵؛

۶. حل مستقیم مدل و یافتن توزیع دمای جسم در زمان M ام که به‌عنوان شرط اولیه در زمان بعد استفاده می‌شود؛

۷. رفتن به مرحله‌ی ۴ برای زمان بعد.

۵. مدل ریاضی مسئله

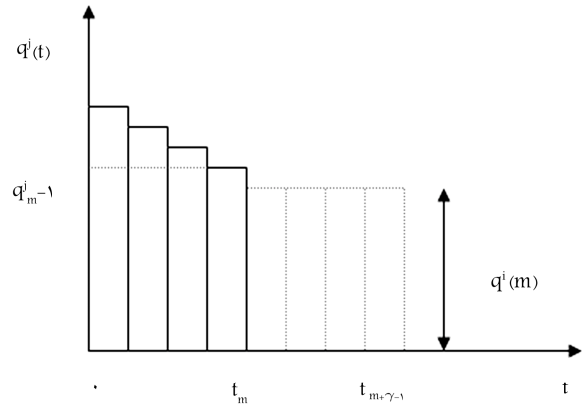
معادله‌ی انتقال حرارت حاکم بر صفحه‌ی برخورد (شکل ۳) عبارت است از:

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} &= \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t} \\ \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=0} &= \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=L_1} = \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{y=L_2} = 0 \\ -k \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{y=0} &= q(x, t) \quad \text{and} \quad T \Big|_{t=0} = T_0 \end{aligned} \quad (7)$$

به‌دلیل متقارن بودن جت‌های برخوردی، نیمی از صفحه‌ی برخورد در نظر گرفته می‌شود. T_0 دمای اولیه، L_1 طول نیم‌صفحه‌ی برخورد، و L_2 ضخامت صفحه‌ی برخورد است.

برای به دست آوردن معادله‌ی ضریب حساسیت باید از یک متغیر مستقل نظیر دما، نسبت به پارامترهای مجهول مشتق بگیریم. ضریب حساسیت از آنجا که مستقل از پارامتر مجهول است، خطی است و در تمام محاسبات ثابت است. معادله‌ی حساسیت عبارت است از:

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 X}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 X}{\partial y^2} &= \frac{1}{\alpha} \frac{\partial X}{\partial t} \\ \frac{\partial X}{\partial x} \Big|_{x=0} &= \frac{\partial X}{\partial x} \Big|_{x=L_1} = \frac{\partial X}{\partial y} \Big|_{y=L_2} = 0 \\ -k \frac{\partial X}{\partial y} \Big|_{y=0} &= \begin{cases} 1 & x_n < x < x_{n+1} \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases}, X \Big|_{t=0} = 0 \end{aligned} \quad (8)$$



شکل ۳. ثابت فرض کردن شار حرارتی برای زمان بعد.

و مقادیر ثابت فرضی برای q است. با فرض $[Y]_{r \times 1}$ ، $[T]_{r \times 1}$ و $[\beta]_{p \times 1}$ که به‌صورت ماتریس‌های ستونی تعریف می‌شوند به‌ترتیب دماهای اندازه‌گیری شده، دماهای محاسبه شده و شار حرارتی در زمان m ام می‌باشند. تابع f را می‌توان چنین نوشت:

$$f = \sum_{j=1}^J ([Y] - [T])_{1 \times r}^j ([Y] - [T])_{r \times 1} \quad (2)$$

به‌منظور کمینه‌کردن تابع f ، از آن نسبت به مؤلفه‌های شار حرارتی مشتق گرفته و برابر با صفر قرار می‌دهند.

$$[\partial_{\beta}]_{p \times 1} f = \sum_{j=1}^J (-2([\partial_{\beta}]_{p \times 1} [T]_{1 \times r}^j)([Y] - [T])_{r \times 1}) = 0 \quad (3)$$

اپراتور مشتق $[\partial_{\beta}]_{p \times 1}$ یک بردار ستونی شامل اپراتور مشتق $i = 1, 2, \dots, n$ است. تابع $[T]_{r \times 1}$ با استفاده از تقریب مرتبه اول بسط تیلور حول $[\beta^*]$ که مقدار آن حدسی است، چنین نوشته می‌شود:

$$[T]_{r \times 1} = [T^*]_{r \times 1} + [X]_{r \times p}([\beta] - [\beta^*])_{p \times 1} \quad (4)$$

$[T^*]_{r \times 1}$ دمای به دست آمده از مدل گرمایی با استفاده از مقدار فرضی $[\beta^*]$ در محل سنسورهاست.

مسئله‌ی تخمین شار حرارتی یک مسئله‌ی انتقال هدایت حرارتی معکوس خطی است و مشتقات مرتبه بالاتر در معادله‌ی ۴ معادل صفر هستند. بنابراین مشتق ضریب حساسیت نسبت به مؤلفه‌ی شار حرارتی صفر است. با قرار دادن معادله‌ی ۴ در معادله‌ی ۲ و انجام عملیات جبری مقادیر مجهولات از رابطه‌ی ۵ به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} [q]_{p \times 1} &= [q^*]_{p \times 1} + \left(\sum_{j=1}^J [P^j] \right)_{p \times p}^{-1} \\ &\times \sum_{j=1}^J [X]_{p \times r}^j ([Y^m] - [T^*])_{r \times 1} \end{aligned} \quad (5)$$

در جایی که ماتریس P^j مطابق رابطه‌ی ۶ تعریف می‌شود:

$$[P^j]_{p \times p} = [X]_{p \times r}^{-1} [X]_{r \times p} \quad (6)$$

دیگر نیاز به هیچگونه تکراری برای تصحیح مقادیر به دست آمده نیست.

۶. بحث پیرامون نتایج

برای تخمین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی می‌توان از دو تقریب استفاده کرد: تخمین مستقیم و تخمین غیر مستقیم که ابتدا شار حرارتی تخمین زده می‌شود و با استفاده از قانون سرمایش نیوتن ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی محاسبه می‌شود. تقریب اول غیرخطی است اما تقریب دوم یک مسئله‌ی خطی است. تخمین مستقیم به‌خاطر غیرخطی بودن مسئله‌ی معکوس زمان‌بر است، اما تخمین حاصل از این روش به‌خاطر تکرار در حل دارای نوسان کم‌تری است. در این بررسی از تقریب دوم که به مدت زمان کم‌تری نیازمند است، استفاده شده است. باید توجه داشت که هیترها شار حرارتی را با نرخ ثابتی تولید می‌کنند و قسمتی از شار حرارتی که از طریق رسانایی در جامدات با استفاده از انتقال هدایت حرارتی معکوس تخمین زده می‌شود. ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی با استفاده از جزء باقی‌مانده و با استفاده از قانون سرمایش نیوتن به دست می‌آید:

$$h(x) = \frac{Q_s - q(x, t)}{T_{surf}(x, t) - T_{jet}} \quad (9)$$

البته در این شبیه‌سازی عددی از انتقال حرارت تشعشع صرف نظر شده است. یک سری آزمایش‌های شبیه‌سازی برای بررسی توانایی حالت معکوس در تخمین ضریب انتقال حرارت و یافتن شکل بهینه‌ی آزمایش انجام می‌شود. شکل تابع توزیع ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی در جت‌های برخوردی، که از پیش معلوم نیست، بررسی می‌شود. دمای سیال T_{jet} به‌عنوان ورودی معلوم جریان به حالت پایداری هیدرودینامیکی در حالت معکوس است. عوامل مهمی در طراحی آزمایش باید بررسی شود، نظیر: ضخامت صفحه، مقدار شار حرارتی که توسط هیترها تولید می‌شود، چیدمان سنسورها، تعداد پارامترها و سنسورها، گام زمانی و مقدار بهینه‌ی پارامتر تنظیم. برای سهولت در مقایسه، ریشه‌ی دوم میانگین مربع خطا برای مقایسه‌ی مقادیر تخمین زده شده با مقادیر واقعی از رابطه‌ی ۱۰ محاسبه می‌شود.

$$RMS = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\hat{h}_{i, noisydata} - h_{i, true})^2} \quad (10)$$

همچنین برای مقایسه‌ی بهتر مقادیر برآورد شده از روش معکوس، مقادیر خطای بایاس و مقادیر خطای واریانس را به‌ترتیب از رابطه‌ی ۱۱ و ۱۲ محاسبه می‌کنیم.

$$D = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\hat{h}_{i, nonoise} - h_{i, true})^2} \quad (11)$$

$$V = RMS^2 - D^2 \quad (12)$$

توجه شود که برای مقایسه‌ی آسان‌تر خطاها از مجذور خطای واریانس استفاده شده است. در ادامه عوامل اثرگذار بر طراحی آزمایش برای یک جت برخوردی نیمه‌محدود بررسی شده است.

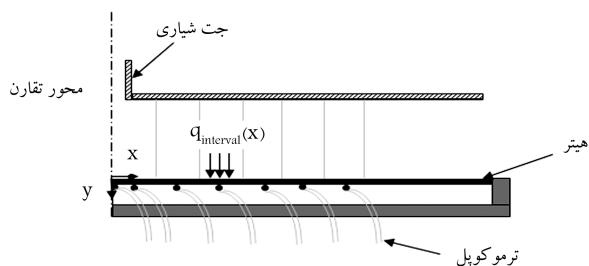
برای شبیه‌سازی دماهای اندازه‌گیری شده در مدل مستقیم از نتایج آزمایشگاهی^[۱۳] برای یک جت برخوردی نیمه‌محدود با $Re = 13600$ و نسبت فاصله‌ی بین صفحات محدودکننده به صفحه‌ی برخورد $H/w = 6$ و نازلی با پهنای $w = 7.5$ mm استفاده شده است. از آنجا که در بیشتر اندازه‌گیری‌هایی که در جت‌های برخوردی انجام می‌شود در ۶-۷ برابر پهنای نازل از خط سکون را در نظر می‌گیرند و بررسی‌ها را انجام می‌دهند.

برای حل مستقیم مدل از نرم‌افزار تجاری ANSYS میتنی بر روش المان محدود استفاده شده است. با آماده‌سازی حل مستقیم مسئله در محیط گرافیکی نرم‌افزار و ذخیره‌ی آن به‌صورت تابعی که توانایی حل عددی مسئله را دارد، تنها تابع مورد نظر فراخوانی می‌شود و دیگر نیازی به کدنویسی برای تولید شبکه و حل عددی مسئله نیست. برای حل از المان Plane55 استفاده شده و با فرض ثابت بودن خواص حرارتی، صفحه‌ی تخت مورد نظر از جنس آلومینیوم است. در ابتدای بررسی‌ها سطح مقطع برابر $5 \text{ mm} \times 300$ است اما بعد از انجام مش‌بندی، اندازه‌ی تقسیمات در نزدیکی مرزها معادل $1/10$ اندازه تقسیمات داخلی است (پادآور می‌شود باید آن‌قدر شبکه را ریز کرد که توزیع دمای جسم مستقل از اندازه‌ی شبکه شود). برای ایجاد شبکه درون جسم با استفاده از ابزار مش و شبکه‌های چهارضلعی هندسه‌ی مورد نظر شبکه‌بندی می‌شود. شرایط مرزی مطابق معادله‌ی ۷ اعمال شده و در نهایت مسئله مستقیماً حل می‌شود.

منظور از کلمه «دقیق» در نمودارهای ترسیمی همان ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی جت برخوردی واقعی است که در شبیه‌سازی عددی داده‌های اندازه‌گیری در نظر گرفته شده است و در مسئله‌ی معکوس باید تخمین زده شود. منظور از خطای تخمین در مسائل معکوس اختلاف (خطای بایاس) و مقدار نوسانات موجود در برآورد مقدار و شکل پارامتر مورد نظر با استفاده از روش‌های معکوس است. معمولاً منبع خطا در مسائل معکوس، نویز موجود در دماهای اندازه‌گیری شده به‌وسیله‌ی ترموکوپل است. هر چه این خطاها کم‌تر باشد برآورد پارامتر مورد نظر دقیق‌تر خواهد بود و به سمت شکل و مقدار واقعی میل می‌کند و معمولاً در مسائل معکوس برای ارزیابی دقت روش و تأثیر پارامترهای اثرگذار در برآورد پارامتر مورد نظر از خطای تخمین استفاده می‌شود.

۱.۶. اثر ضخامت صفحه

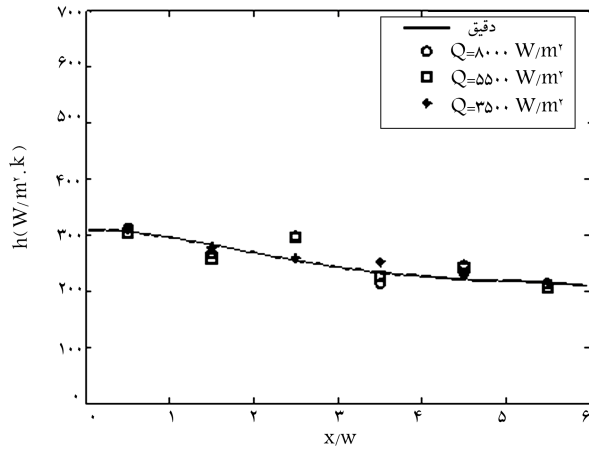
صفحه‌ی برخورد از جنس آلومینیوم و با خواص ثابت در نظر گرفته شده، و طول و پهنای آن به‌ترتیب 300 و 40 میلی‌متر است. تعداد پارامترهای مجهول ۶ و تعداد سنسورها برای اندازه‌گیری دما ۶ است که در سطح فعال در فواصل مساوی (شکل ۴) قرار دارند. در این حالت سه مقدار برای ضخامت صفحه در نظر گرفته می‌شود که به ترتیب عبارت‌اند از 10 و 7 و 5 میلی‌متر. الگوریتم معکوس استفاده شده الگوریتم دنباله‌ی بک با پارامتر تنظیم 5 و گام زمانی 1 ثانیه و نویز 0.5% است. مقدار شار حرارتی یکی از پارامترهایی است که در ادامه باید به بررسی اثر آن پرداخت، اما در این قسمت برای انجام بررسی اثر ضخامت صفحه بر آزمایش مقدار آن ثابت و برابر با 8000 W/m^2 در نظر گرفته شده است. نتایج در جدول ۱ و شکل ۵ نشان داده شده است. چنان‌که مشاهده می‌شود برای حالتی که ضخامت صفحه 10 میلی‌متر است خطا کم‌تر است. چون آلومینیوم ضریب رسانایی بالایی



شکل ۴. شماتیکی از مدل مورد نظر.

جدول ۲. آنالیز خطای متوسط واریانس و بایاس در صفحه برخورد در تخمین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی با تغییر مقدار شار حرارتی سطحی.

خطا (%)	واریانس	بایاس	R.M.S	Q_s (W/m^2)
۰٫۰۲۶	۱۵٫۸۷۱	۰٫۵۶۶۲	۱۵٫۹۱۶	۳۵۰۰
۰٫۰۱۵۵	۲۲٫۵۸۱	۰٫۵۶۶۲	۲۲٫۵۹۷	۵۵۰۰
۰٫۰۲۶۴	۷٫۴۹۲۹	۰٫۵۷۱۲	۷٫۵۲۳۱	۸۰۰۰



شکل ۶. تخمین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی جت برخوردی با استفاده از روش دنباله‌ی برای مقادیر مختلف شار حرارتی سطحی.

دارد و در ضخامت ۵ میلی‌متر ضرایب حساسیت به هم نزدیک می‌شوند، هنگامی که ضخامت آن افزایش می‌یابد ضرایب حساسیت با سرعت کم‌تری به خاطر اثرات توزیع و تأخیر زمانی به هم نزدیک می‌شوند. بنابراین با افزایش ضخامت خطای تخمین کاهش می‌یابد.

۲.۶. اثر مقدار گرمای تولید شده توسط هیتر

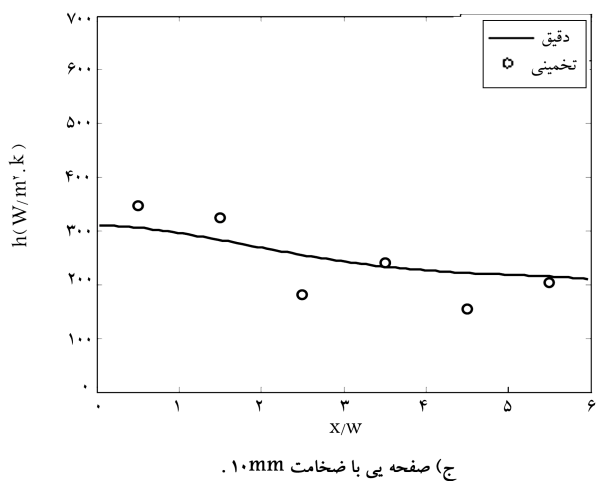
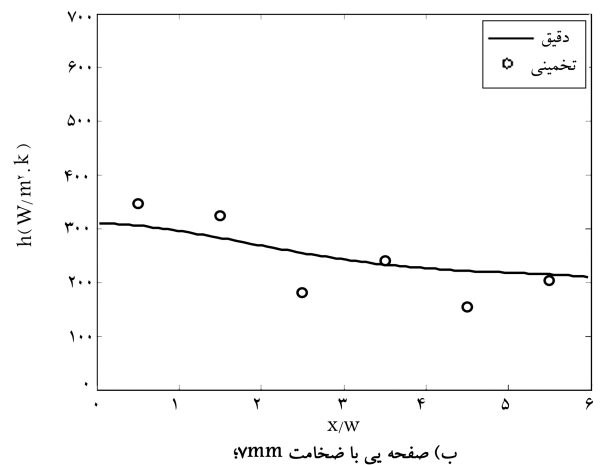
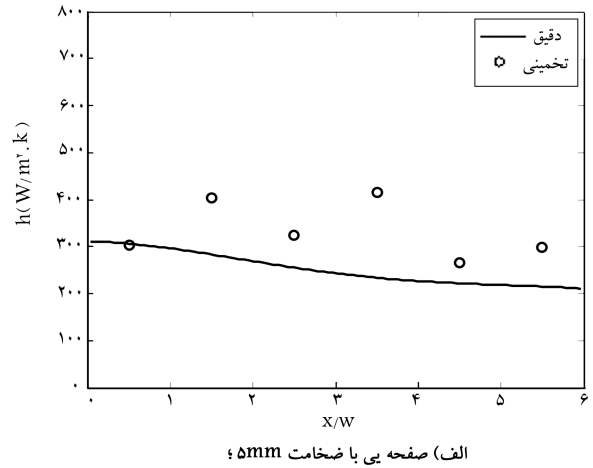
این بررسی مانند حالت قبل است با این تفاوت که ضخامت صفحه ۱۰ میلی‌متر است و برای شار حرارتی تولید شده توسط هیتر مقادیر ۳۵۰۰ و ۵۵۰۰ و ۸۵۰۰ وات بر مترمربع در نظر گرفته شده است. نتایج حاصله (جدول ۲ و شکل ۶) نشان می‌دهد که شار حرارتی تولید شده توسط هیترها تأثیر زیادی بر نتایج ندارد و تقریباً ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی مستقل از مقدار شار حرارتی سطحی است. بنابراین در ادامه‌ی بررسی‌ها مقدار شار حرارتی برابر با $8000 W/m^2$ در نظر گرفته شده است.

۳.۶. اثر تعداد پارامترها

در این بخش اثر تعداد مؤلفه‌های شار حرارتی بر فواصل که برابر با تعداد سنسورهاست بررسی می‌شود. تعداد سنسورها که به صورت یک‌نواخت و در فواصل مساوی روی سطح قرار دارند برابر ۶ تا ۱۲ سنسور در نظر گرفته شده است. در جدول ۳ دیده می‌شود که وقتی تعداد پارامترها برابر ۷ است خطای تخمین کمینه است. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش تعداد پارامترها خطای اندازه‌گیری افزایش می‌یابد، و هرچه تعداد پارامترها بیشتر باشد رزولوشن خوبی از توزیع مکانی ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی خواهیم داشت. اما اگر در مسئله‌ی مورد نظر رزولوشن پارامتر مهم باشد می‌توان تعداد پارامترها را برابر ۱۰ در نظر گرفت. بنابراین تعداد ۷ پارامتر برای ادامه‌ی بررسی‌ها انتخاب می‌شود.

جدول ۱. آنالیز خطای متوسط واریانس و بایاس در صفحه برخورد با تغییر ضخامت صفحه.

خطا (%)	واریانس	بایاس	R.M.S (mm)	ضخامت صفحه
۰٫۳۴۰۵	۲۸٫۸۶۰	۱٫۰۰۷۹	۲۸٫۸۸۸	۵
۰٫۰۵۶	۱۱٫۴۸۸۷	۱٫۰۰۷۹۴	۱۱٫۵۵۰۱	۷
۰٫۰۲۲۷	۱۱٫۵۳۰۱	۰٫۵۷۱۲۴	۱۱٫۵۴۹۵	۱۰



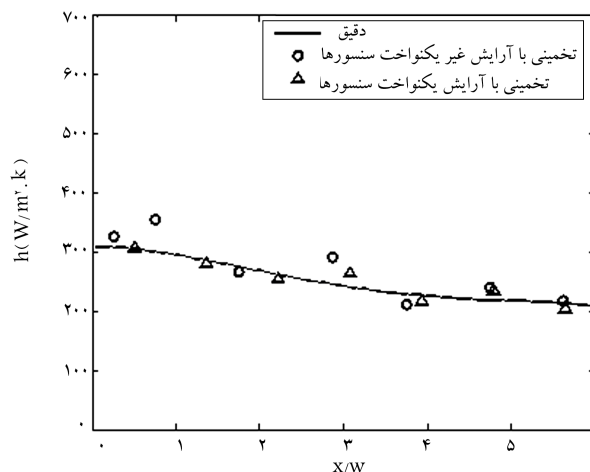
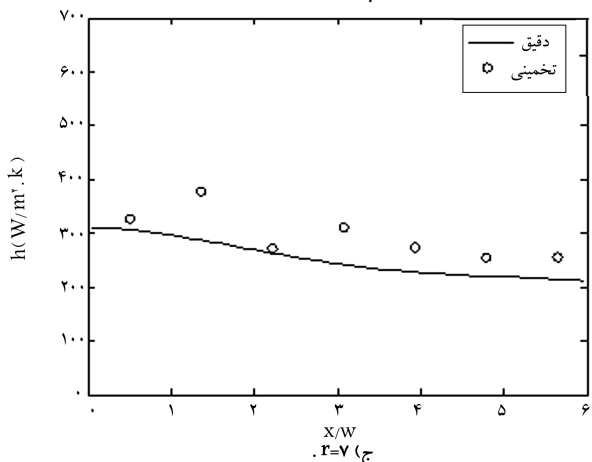
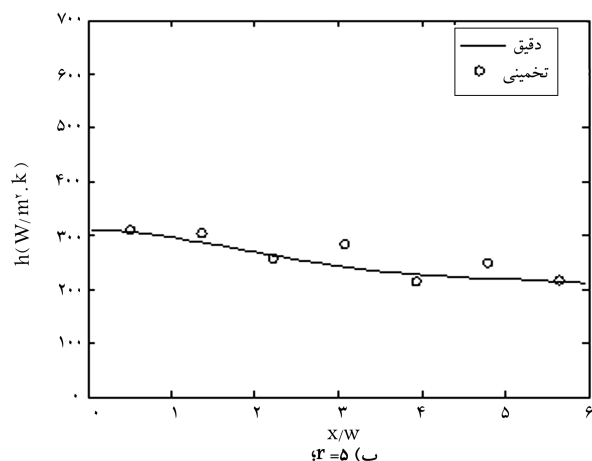
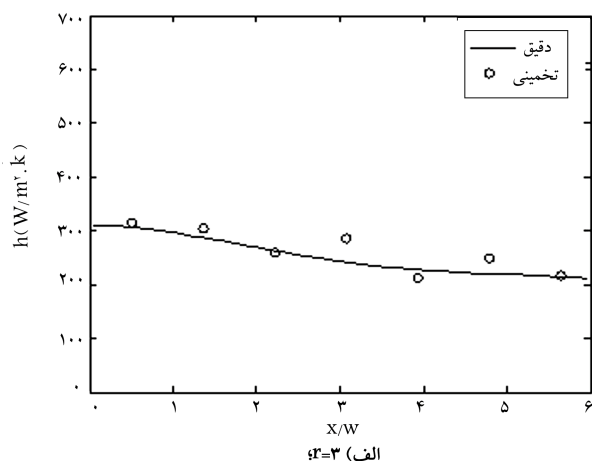
شکل ۵. تخمین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی جت برخوردی با استفاده از الگوریتم دنباله‌ی.

جدول ۳. آنالیز خطای متوسط واریانس و بایاس در صفحه برخورد در تخمین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی با تغییر تعداد پارامترها.

خطا (%)	واریانس	بایاس	R.M.S	Np
۰٫۰۲۶۴	۷٫۴۹۲۹۳	۰٫۵۷۱۲۴	۷٫۵۲۳۱۱	۶
۰٫۰۳۹۹	۱۰٫۶۹۹۰	۰٫۵۶۴۵۷	۱۰٫۷۱۸۵	۷
۰٫۰۸۴۴	۱۵٫۰۳۵۶	۰٫۵۷۱۳۸	۱۵٫۰۶۳۷	۸
۰٫۱۱۶۲	۱۷٫۴۸۷۷	۰٫۵۷۲۲۲	۱۷٫۵۲۸۹	۹
۰٫۱۵۱۷	۱۲٫۲۶۱۴	۰٫۵۷۲۵۹	۱۲٫۳۰۱۱	۱۰
۰٫۲۱۲۵	۱۹٫۰۲۷۴	۰٫۵۷۱۹۱	۱۹٫۰۴۸۹	۱۱
۰٫۲۵۹۶	۱۷٫۳۳۴۵	۰٫۵۷۱۵۵	۱۷٫۳۶۰۳	۱۲

جدول ۴. آنالیز خطای متوسط واریانس و بایاس در صفحه برخورد در تخمین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی با تغییر چیدمان سنسورها.

خطا (%)	واریانس	بایاس	R.M.S	۷ سنسور
۰٫۰۳۹۹	۱۰٫۶۹۹	۰٫۵۶۴۵	۱۰٫۷۱۸	یکنواخت
۰٫۰۶۰۳	۱۳٫۶۴۲	۰٫۵۸۳۲	۱۳٫۶۶۷	غیریکنواخت



شکل ۷. تخمین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی جت برخوردی با استفاده از الگوریتم دنباله‌یی با ۷ پارامتر با چیدمان یکنواخت و غیریکنواخت سنسورها بر روی سطح فعال.

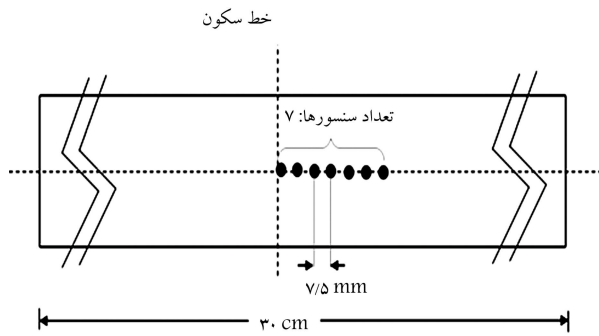
شکل ۸. تخمین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی جت برخوردی با استفاده از الگوریتم دنباله‌یی با مقدار پارامتر تنظیم ۳، ۵ و ۷.

۵.۶. اثر پارامتر تنظیم (r)

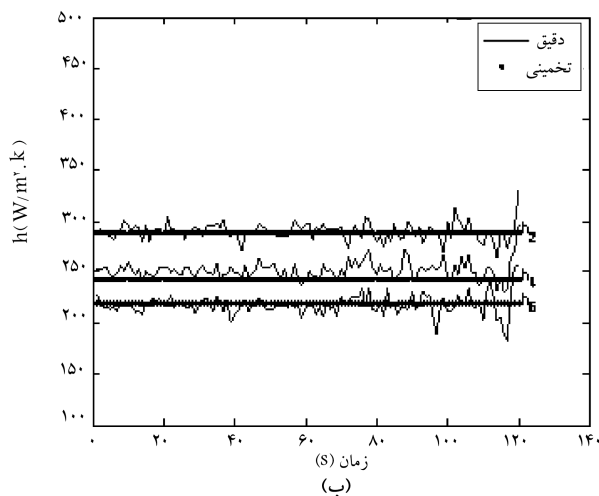
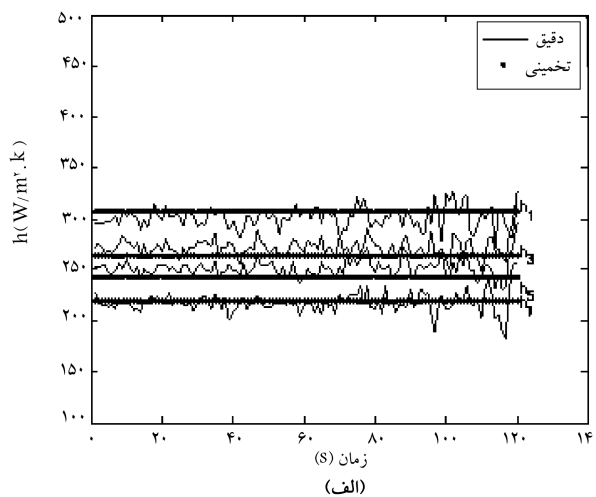
در الگوریتم معکوس دنباله‌یی پارامتر تنظیم r بسیار اهمیت دارد. هنگامی که مقدار r کوچک است تخمین دارای خطای واریانس بالایی است، اما هنگامی که مقدار پارامتر تنظیم افزایش می‌یابد مقدار خطای بایاس افزایش می‌یابد که با انتخاب حالت بهینه بین خطای بایاس و واریانس و نیز با توجه به نتایج نشان داده شده در جدول ۵، مقدار پارامتر تنظیم برابر با ۵ در نظر گرفته می‌شود. شکل ۸ به خوبی مقدار افزایش

۴.۶. اثر چیدمان یکنواخت و غیریکنواخت سنسورها

در این مورد ۷ سنسور در نظر گرفته شده که چیدمان آنها در دو حالت یکنواخت و در فواصل مساوی، و غیریکنواخت در نظر گرفته شده است. چنان که در جدول ۴ مشاهده می‌شود، حالت یکنواخت و با فواصل مساوی دارای خطای کمتری است زیرا هرچه پارامتری که باید تخمین زده شود دارای توزیع یکنواخت و هموارتری باشد خطای تخمین کم‌تر است. در شکل ۷ نیز این موضوع به خوبی نشان داده شده است.



شکل ۹. شماتیکی از آرایش ترموکوپل‌ها بر روی صفحه برخورد با توجه به طراحی بهینه.



شکل ۱۰. تخمین توزیع زمانی ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی جت برخوردی محلی در فواصل تعیین شده با استفاده از مقادیر بهینه پارامترها.

۷. نتیجه‌گیری

در این بررسی با استفاده از روش دنباله‌ی بی توزیع مکانی ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی جت برخوردی تخمین زده شد. همچنین با انجام یک سری شبیه‌سازی عددی آزمایش معکوس مقدار بهینه‌ی پارامترهای اثرگذار در تخمین براساس کم‌ترین

جدول ۵. آنالیز خطای متوسط واریانس و بایاس در صفحه برخورد در تخمین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی با تغییر پارامتر تنظیم الگوریتم دنباله‌ی بی.

R	R.M.S	بایاس	واریانس	خطا (%)
۳	۱۵,۲۰۰۵	۰,۵۵۶۴۱	۱۵,۱۸۷۶	۰,۰۴۷
۵	۱۰,۷۱۸۵	۰,۵۶۴۵۷	۱۰,۶۹۹۰	۰,۰۳۹۹
۷	۱۴,۴۱۸۰	۰,۵۷۲۹۰	۱۴,۴۰۶۵	۰,۱۷۲۵

جدول ۶. آنالیز خطای متوسط واریانس و بایاس در صفحه برخورد در تخمین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی با تغییر گام زمانی.

گام زمانی	R.M.S	بایاس	واریانس	خطا (%)
۰,۳	۹,۷۲۷۵۹	۰,۰۹۱۸۷	۹,۷۲۶۹۸	۰,۰۵۳۸
۰,۵	۱۱,۶۹۳۵	۰,۱۹۴۳۱	۱۱,۶۹۱۱	۰,۰۴۸
۰,۸	۸,۴۸۶۵۶	۰,۳۸۹۰۳	۸,۴۷۳۱۹	۰,۰۴۶۳
۱	۱۰,۷۱۸۵	۰,۵۶۴۵۷	۱۰,۶۹۹۰	۰,۰۳۹۹
۱,۲	۱۱,۱۹۲۷	۰,۷۷۲۰۷	۱۱,۱۴۲۳	۰,۰۲۴۳

خطای بایاس را در تخمین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی با افزایش پارامتر تنظیم نشان می‌دهد. شایان ذکر است که مقدار این پارامتر به مسئله‌ی مورد نظر بستگی دارد و مثل موارد قبل عمومیت ندارد.

۶.۶. اثر گام زمانی

مقدار گام زمانی تأثیر مهمی در پایداری حل دارد. انتخاب گام زمانی بزرگ باعث می‌شود خطای بایاس خیلی سریع رشد کند. انتخاب گام زمانی به پاسخ ماده‌ی مورد استفاده در آزمایش بستگی دارد. اگر جنس صفحه‌ی طراحی از مس باشد گام زمانی کوچک‌تری برای رسیدن به دقت مورد نظر لازم است. نتایج ارائه شده در جدول ۶ نشان می‌دهد که گام زمانی ۰,۸ ثانیه در طراحی آزمایش مناسب است. یادآور می‌شود مقدار این پارامتر به مسئله‌ی مورد نظر بستگی دارد.

در آزمایشات انجام شده سنسورها در سطح بالایی جایی که هیتر قرار دارد نصب شده است. با دور شدن از این سطح به‌خاطر پدیده‌ی دمپینگ، و تأخیر زمانی در داده‌های دمایی به‌خاطر طبیعت انتقال حرارت هدایتی، تخمین پارامتر مورد نظر دقت کم‌تری خواهد داشت. بنابراین برای بررسی قابلیت این روش، سنسورها در سطح فعال (سطحی که هیتر روی آن قرار دارد) قرار داده شده و برای انجام آزمایش واقعی نصب ترموکوپل‌ها در این سطح آسان است. در بررسی انجام شده صفحه‌ی برخورد (شکل ۲) با ضخامت ۱۰ میلی‌متر و شار حرارتی سطحی 8000 W/m^2 و با تعداد ۷ پارامتر و سنسور (ترموکوپل از نوع K با قطر ۱ میلی‌متر) که در سطح فعال قرار دارند به‌صورت یکنواخت (شکل ۹) در نظر گرفته شده است. برای تکنیک معکوس از الگوریتم دنباله‌ی بی یک استفاده شده و مقدار پارامتر تنظیم ۲ برابر با ۵ و گام زمانی برابر ۱ ثانیه در نظر گرفته شده است. در شکل ۱۰ توزیع زمانی ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی در محل‌های مورد نظر با استفاده از مقادیر بهینه‌ی به دست آمده در شبیه‌سازی عددی، محاسبه شده است. مقدار میانگین زمانی ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی از این توزیع زمانی به دست می‌آید.

دما در صفحه‌ی مورد نظر (در جت‌های برخوردی منظور صفحه برخورد است) اندازه‌گیری شود و می‌توان گرماسنج‌ها را در مکانی که محل نصب آن آسان باشد روی صفحه‌ی برخورد قرار داد و نیازی به اندازه‌گیری دما در داخل سیال (میدان جریان) نیست. روش انتقال حرارت معکوس روشی بسیار مفید برای تعیین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی است، نه تنها برای جت بلکه در پدیده‌های جوشش و میعان در کانال‌ها و... که روش‌های دیگر از انجام آن ناتوان‌اند.

خطا تعیین، و آزمایش بهینه برای تخمین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی مشخص شد. چنان‌که گفته شد یکی از روش‌های اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی استفاده از روش ترموکرومیک و روش فرامتری داخلی است. برای تعیین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی جت با این روش‌ها وسایل اندازه‌گیری توزیع دما در داخل سیال اندازه‌گیری می‌شود. گاهی به خاطر توربولانس بالا یا دمای بالا قادر به انجام این کار نیستند در حالی که با استفاده از روش انتقال حرارت معکوس کافی است

پانویس‌ها

1. Thermochromic liquid crystal (TLC)
2. Interferometry method (IR)
3. inverse heat conduction method (IHC)
4. Beck's sequential function specification method (SFSM)

منابع (References)

1. Downs, S.J. and James, E.H. "Jet impingement heat transfer-A literature survey", *Proceedings of the National Heat Transfer Conference*, Pittsburgh, PA, pp. 9-12 (1987).
2. Kataoka, K. and Suguro, M. "The effect of surface renewal due to large-scale eddies on jet impingement heat transfer", *Int. J. Heat Mass Transf.*, **30**, pp. 559-567 (1987).
3. Sparrow, E.M. and Lovell, B.J. "Heat transfer characteristics of an obliquely impinging circular jet", *J. Heat Transfer*, **102**(2), pp. 202-209 (1980).
4. Narayanan, V., Seyed-Yagoobi, J. and Page, R.H. "An experimental study of fluid mechanics and heat transfer in an impinging slot jet flow", *Int. J. Heat Mass Transf.*, **47**, pp. 1827-1845 (2004).
5. Striegl, A. and Diller, T.E. "The effect of entrainment temperature on jet impingement heat transfer", *J. Heat Transf.*, **106**, pp. 27-33 (1984).
6. Beck, J.V., Blackwell, B. and Clair, S.R., *Inverse Heat Conduction: Ill-Posed Problems*, Wiley, New York (1988).
7. Alifanov, O.M., *Inverse Heat Transfer Problem*, Springer-Verlag, New York (1994).
8. Zhou, J.H., Zhang, Y.W., Chen, J.K. and Feng, Z.C. "Inverse estimation of spatially and temporally varying heating boundary conditions of a two-dimensional object", *Int. J. Thermal Sciences*, **49**, pp. 1669-1679 (2010).
9. Dowing, K.J., Beck, J.V. and Blackwell, B. "Estimation of direction-dependent thermal properties in a carbon-carbon composite", *Int. J. Heat Mass Tran.*, **39**, pp. 3157-3164 (1996).
10. Miao, C., Xiaowei, G. and Jinbo, Z. "A new approach for the estimation of temperature-dependent thermal properties by solving transient inverse heat conduction problems", *Int. J. Thermal Sciences*, **58**, pp. 113-119 (2012).
11. Hsieh, C.K. and Kassab, A.J. "A general method for the solution of inverse heat conduction problem with partially unknown geometries", *Int. J. Heat Mass Tran.*, **29**, pp. 47-58 (1986).
12. Lin, S.M. "A sequential algorithm and error sensitivity analysis for the inverse heat conduction problems with multiple heat sources", *Applied Mathematical Modelling*, **35**, pp. 2607-2617 (2011).
13. Anantawaraskul, S. "Heat transfer enhancement under a turbulent impinging slot jet", Ph.D. thesis, McGill University, Montreal, Quebec, Canada (June 2000).