

پیش بینی انتقال حرارت تشعشعی از گازهای احتراق در یک نازل همگرا - واگرا به روش ناحیه بندی

علی اصغر رستمی* - محمد پسندیده فرد**

چکیده

در این مقاله، انتقال حرارت تشعشعی حاصل از محصولات احتراق به دیواره نازل در یک موتور راکت، با استفاده از روش ناحیه بندی، مورد مطالعه قرار گرفته است. درجه حرارت و فشار گاز در هر مقطع با استفاده از روابط جریان ایزنتروپیک یک بعدی سیال تراکم پذیر در یک نازل همگرا - واگرا به دست آمده‌اند. روش تعیین ضریب صدور کلی گازهای حاصل احتراق، به خصوص در فشارهای بالای داخل راکت، مورد تأکید و توجه خاص قرار گرفته است. حجم گاز در طول نازل به تعدادی اجزای کوچک تقسیم شده به طوری که در هر جزء فرض شده است که فشار و درجه حرارت در عرض مقطع یکنواخت هستند. معادلات به دست آمده برای این حجمها به روش عددی حل شده‌اند. مقدار انتقال حرارت تشعشعی که برای یک نازل نمونه محاسبه شده، در حدود مقادیری است که در مراجع دیگر آمده است.

مقدمه

انتقال حرارت محصولات احتراق راکت به دیواره نازل یک پدیده نامطلوب تلقی می‌شود که موجب افزایش هزینه های مربوط به جنس ماده و ساختمان نازل می‌گردد. هرچند نرخ این انتقال حرارت حدود ۵ درصد کل انرژی آزاد شده در اثر تحول احتراق است، با این وجود به اندازه‌ای است که می‌تواند با ایجاد ترک در پوسته نازل موجب ازکارافتادن موتور گردد. قسمت اعظم این انتقال حرارت به صورت جابجایی از گازهای حاصل احتراق به پوسته نازل

* دانشیار دانشکده مهندسی مکانیک - دانشگاه صنعتی اصفهان

** فارغ التحصیل دانشکده مهندسی مکانیک - دانشگاه صنعتی اصفهان

صورت می‌پذیرد، درحالی که تشعشع حرارتی ممکن است ۵ تا ۳۵ درصد آن را تشکیل دهد [۱]. میزان انتقال حرارت تشعشعی به نوع سوخت، اکسیدکننده، درجه حرارت و فشار گاز در اطاق احتراق بستگی دارد.

در اغلب مطالعاتی که در رابطه با مدل‌سازی انتقال حرارت تشعشعی در اطاقهای احتراق انجام شده است، از اثرات متقابل تشعشع و توربولانس صرف نظر شده است ([۲] و [۳]). به طور کلی این تأثیرات متقابل بیشتر در شعله‌های درخشان^۱ اهمیت دارند تا در شعله‌های غیر درخشان^۲.

معادله انتقال تشعشعی^۳ به صورت دیفرانسیلی - انتگرالی است و حل این معادله حتی برای اشکال هندسی یک بعدی، صفحه‌ای و ماده خاکستری نیز بسیار مشکل است. ضمناً اغلب سیستم‌های احتراقی مهندسی چند بعدی بوده و خواص تشعشعی گاز هم طیفی (وابسته به طول موج) است و این ویژگی‌ها مسئله را پیچیده تر می‌کنند. به همین دلیل یک راه حل کلی که برای تمام شرایط احتراق قابل استفاده باشد عملاً غیر ممکن است. در نتیجه راه‌حلهای مختلفی در سالهای اخیر به کار گرفته شده است. از جمله این راه‌حلهای حل دقیق معادله انتقال تشعشعی با استفاده از فرضیات ساده کننده، روش آماری مانند روش مونت کارلو^۴، روش ناحیه بندی^۵ و روش فلو^۱ رامی توان ذکر کرد [۴]. انتخاب یکی از این روش‌ها به نوع اطاق احتراق، مشخصات گاز، میزان دقت مورد نیاز و امکانات کامپیوتری بستگی دارد. روشهای ناحیه بندی و مونت کارلو به دلیل دقت مناسب نتایج آنها بیشتر از سایر روش‌ها به کار گرفته شده‌اند.

دقت نتایج به دست آمده از حل معادله انتقال تشعشعی قویاً به دقت خواص تشعشعی به کار رفته گاز بستگی دارد. محصولات احتراق معمولاً از ترکیبات مختلفی از قبیل دی اکسید کربن، بخار آب، منوکسید کربن، دی اکسید سولفور و ذرات معلق مانند دوده تشکیل شده است. هر یک از این اجزا از لحاظ تشعشعی در طول موجهای معین فعال هستند و خواص تشعشعی گاز، حاصل اثرات تمام این اجزاست. علاوه بر آن، خواص تشعشعی گاز به فشار جزئی هر جزء و فشار کل و درجه حرارت مخلوط بستگی دارد. اولین قدم در محاسبه ضریب صدور گاز، محاسبه فشار جزئی هر جزء با توجه به نوع سوخت و شرایط احتراق مانند نسبت اکسیدکننده به سوخت، فشار کل و درجه حرارت مخلوط

1. Luminous

2. Nonluminous

3. Radiative Transfer Equation

4. Monte Carlo

5. Zoning Method

6. Flux

است. معمولاً گازها، تشعشع را پراکنده^۱ نمی‌کنند ولی وابستگی طیفی^۲ آنها بایستی در نظر گرفته شود.

در این مقاله، طول نازل را به حجمهای کوچک ایزو ترم تقسیم کرده و با استفاده از مدل ناحیه بندی هاتل نرخ انتقال حرارت تشعشی از این المانهای حجم به کل سطح نازل را محاسبه می‌کنیم. نتایج برای درجه حرارت‌های مختلف سطح دیواره به دست آمده و با نتایج مرجع [۱] مقایسه شده است. اثرات فشار بالای گاز و درجه حرارت بر ضریب صدور کلی مورد توجه خاص قرار گرفته است.

ضریب صدور گاز

ضریب صدور کلی نیمکره‌ای یک حجم ایزو ترم گاز عبارت است از نسبت کل انرژی صادره از آن حجم به انرژی صادره از یک جسم سیاه در همان درجه حرارت گاز. در محاسبات مهندسی مقدار این کمیت را از رابطه زیر می‌توان به دست آورد:

$$\varepsilon_g = 1 - \exp(-aL_c) \quad (1)$$

که در آن ε_g ضریب جذب متوسط گاز^۳ و فقط تابعی از فشار و درجه حرارت و جنس گاز است. L_c هم طول معادل محفظه حاوی گاز است. برای به دست آوردن ضریب صدور کلی نیمکره‌ای گازها در فشارهای کم، معمولاً از منحنیهای هاتل^۴ استفاده می‌شود. برای مخلوطی از دی اکسید کربن و بخار آب موجود در محصولات احتراق، ضریب صدور مؤثر گاز برابر است با:

$$\varepsilon_g = C_{CO_2} \varepsilon_{CO_2} + C_{H_2O} \varepsilon_{H_2O} - C_{CO_2} C_{H_2O} \Delta \varepsilon \quad (2)$$

اما رابطه فوق برای مسئله مورد مطالعه ما که در آن فشار خیلی زیاد است (حدود ۶۰ اتمسفر) مفید نیست. در مرجع [۱۰]، تأثیر فشار بر ضریب صدور مؤثر و مطالعاتی که در این زمینه صورت گرفته برای گازهای درخشان و غیر درخشان بیان شده است. اگر به منحنیهای ضرایب تصحیح C_{H_2O} و

1. Scatter

2. Spectral

3. Mean Absorption Coefficient

4. Hottel

C_{CO_2} در مرجع [۷] نگاه کنیم، می بینیم که این ضرایب در فشار حدود ۵ اتمسفر به بیش از ۱/۵ می رسد؛ یعنی ضریب صدور مؤثر گاز در این فشار حدوداً ۱/۵ برابر فشار یک اتمسفر است. لذا اثر فشار قطعاً بایستی ملحوظ شود.

برای گازهای غیر درخشان در فشارهای بیش از ۱۰ اتمسفر ضرایب تصحیح C_{H_2O} به ۱/۴۲ و C_{CO_2} به ۱ میل کرده و از آن به بعد ثابت می مانند [۶]. در نتیجه معادله (۲) به صورت زیر درمی آید:

$$\varepsilon_g = \varepsilon_{CO_2} + 1.42 \varepsilon_{H_2O} - 1.42 \Delta\varepsilon \quad (۳)$$

علاوه بر آن، مقدار $\Delta\varepsilon$ در درجه حرارت های بیشتر از 1200 K ثابت و برابر با ۰/۰۵۴ است. از طرف دیگر در گازهای درخشان، تشعشع صادره از ذرات معلق^۱ را هم بایستی در نظر گرفت. برای گاز درخشان ضریب درخشندگی L_f نیز به حساب می آید که مقدار آن به نسبت جرمی کربن به هیدروژن در سوخت بستگی دارد. لفور^۲ ضریب درخشندگی را به صورت زیر تعریف کرده است [۶]:

$$L_f = 7.53 (C/H - 5.5)^{0.84} \quad (۴)$$

آنگاه، ضریب صدور را بدین صورت به دست آورده است:

$$\varepsilon_1 = 1 - \exp[-290 P_t L_f (q L_e)^{0.5} T_g^{-1.5}] \quad (۵)$$

که در آن q نسبت سوخت به هوا، P_t فشار کل گاز بر حسب KP_a ، T_g دمای گاز بر حسب K و L_e طول متوسط تشعشع بر حسب متر است. مقدار L_f تقریباً مستقل از فشار است. اشکال استفاده از معادله (۵) آن است که مقدار q در آن باید مشخص باشد. یعنی تنها در مورد احتراقی که اکسیدکننده آن هوا باشد قابل استفاده خواهد بود. با قرار دادن $L_f = 1$ در معادله (۵) ضریب صدور گاز غیر درخشان به دست می آید. در هر صورت معادله (۵) تأثیر درخشندگی گاز را تنها از طریق ضریب L_f به حساب می آورد.

1. Soot

2. Lefebvre

باتوجه به این نکته می‌توان رابطه‌ای بین ضریب صدوریک گازدرخشان و یک گازغیردرخشان به دست آورد. اگر ε_g ضریب صدورگازغیردرخشان باشد، باقراردادن $L_f=1$ درمعادله (۵) داریم:

$$\varepsilon_g = 1 - \exp[-290 P_t (qL_e)^{0.5} T_g^{-1.5}]$$

که از آن نتیجه می‌شود:

$$1 - \varepsilon_g = \exp[-290 P_t (qL_e)^{0.5} T_g^{-1.5}]$$

یا

$$(1 - \varepsilon_g)^{L_f} = \exp[-290 P_t L_f (qL_e)^{0.5} T_g^{-1.5}] \quad (۶)$$

بااستفاده ازمعادله (۵) می‌توان نوشت:

$$(1 - \varepsilon_g)^{L_f} = 1 - \varepsilon_1$$

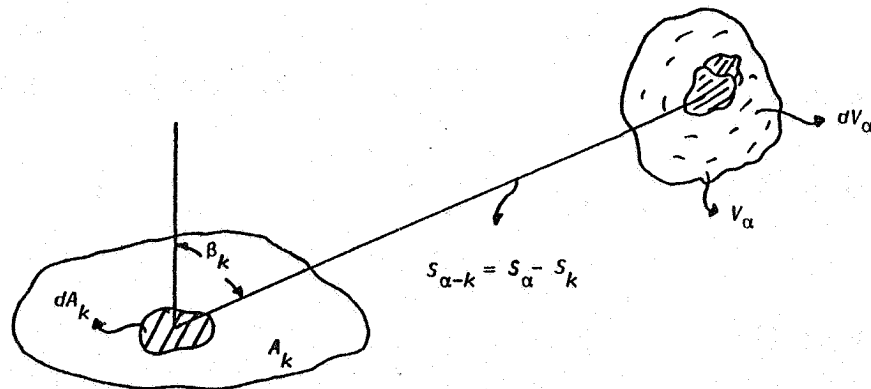
یا

$$\varepsilon_1 = 1 - (1 - \varepsilon_g)^{L_f} \quad (۷)$$

به این ترتیب رابطه‌ای به دست می‌آید که به کمک آن می‌توان ضریب صدورگازدرخشان ε_1 را برحسب ضریب صدورگازغیردرخشان ε_g محاسبه کرد. اهمیت معادله (۷) در آن است که دراین معادله نیازی به در دست داشتن نسبت سوخت به هوایا q نیست. این رابطه برای تمام فشارها برقرار است و در هر فشاری بایستی ε_g را در همان فشار برای گازغیردرخشان به دست آورد. مثلاً در فشارهای بیش از ۱۰ اتمسفر، برای محاسبه ε_g می‌توان از معادله (۳) استفاده نمود. L_f هم از معادله (۴) به دست می‌آید.

روش محاسبه انتقال حرارت تشعشی

روشهای ناحیه بندی و مونته کارلو دقیقترین روشهای محاسبه انتقال حرارت تشعشی در گازهای غیرایزوترم هستند، به نحوی که مبنای مقایسه سایر روشهای متداول بوده و دقت روشهای دیگر با این دور روش سنجیده می شود [۴]. از این گذشته، روش ناحیه بندی روشی است عملی که در محاسبات تبادل حرارت تشعشی در سیستمهای عملی مهندسی بیشتر از سایر روشها به کار گرفته می شود. در این روش، سطح محفظه و حجم گاز به تعدادی نواحی کوچک تقسیم می شوند، به طوری که در هر ناحیه توزیع دما و خواص تشعشی یکنواخت فرض شده اند. المان حجم ایزوترم V_α و سطح ایزوترم A_k (روی دیواره محفظه) را مطابق شکل ۱ در نظر بگیرید. نرخ انتقال حرارت تشعشی که در طول موج λ از المان حجم V_α به سطح A_k وارد می شود برابر است با:



شکل ۱- المان حجم V_α و سطح A_k در یک محفظه

$$q_{\lambda i, \alpha-k} \cdot A_k = \overline{g_{\alpha k}} \cdot \sigma \cdot T_\alpha^4 \quad (۸)$$

که در آن $\overline{g_{\alpha k}}$ ضریب تبادل مستقیم بین V_α و A_k است و به صورت زیر تعریف می شود:

$$\overline{g_{\alpha k}} = \frac{a}{\pi} \int_{V_\alpha} \int_{A_k} \frac{\cos(\beta_k)}{S_{\alpha-k}^2} \tau_\lambda(S_{\alpha-k}) \cdot dA_k \cdot dV_\alpha \quad (۹)$$

کل تشعشع وارده به A_k از تمام حجم گاز محفظه‌ای که از M المان حجم ایزوترم V_α تشکیل شده است، عبارت خواهد بود از:

$$q_{i,k} \Big|_g = \frac{1}{A_k} \sum_{\alpha=1}^M \overline{g_\alpha s_k} \cdot \sigma \cdot T_\alpha^4 \quad (10)$$

با در نظر گرفتن تشعشی که از سطوح ایزوترم دیگر به A_k می‌رسد، خواهیم داشت:

$$q_{i,k} = q_{i,k} \Big|_g + q_{i,k} \Big|_s = \frac{1}{A_k} \left[\sum_{\alpha=1}^M \overline{g_\alpha s_k} \cdot \sigma \cdot T_\alpha^4 + \sum_{j=1}^N \overline{s_j s_k} \cdot q_{O,j} \right] \quad (11)$$

که در آن سطح محفظه به N المان ایزوترم A_j تقسیم شده است. ضریب تبادل مستقیم بین سطوح j و k از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\overline{s_j s_k} = \int_{A_j} \int_{A_k} \frac{\cos(\beta_k) \cdot \cos(\beta_j)}{s_j^2 - k} \tau_\lambda(s_{j-k}) dA_k \cdot dA_j \quad (12)$$

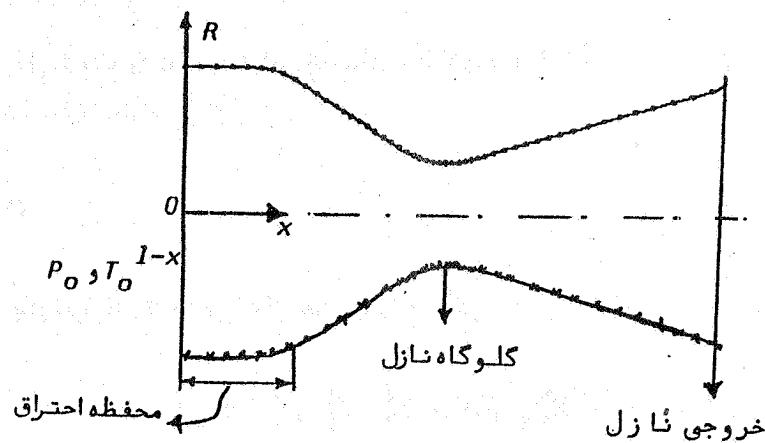
علاوه بر معادله (۱۱) دو معادله دیگر نیز برای المان سطح k می‌توان نوشت که عبارتند از:

$$q_{O,k} = \varepsilon_k \cdot \sigma \cdot T_k^4 + (1 - \varepsilon_k) \cdot q_{i,k} \quad (13)$$

$$q_k = q_{O,k} - q_{i,k} \quad (14)$$

که در آنها، $q_{O,k}$ شدت تشعشع خروجی از سطح k است که از دو جمله صدور و انعکاس انرژی تشکیل شده است و q_k شدت تشعشی خالصی است که به سطح A_k می‌رسد.

معادلات انتقال حرارت تشعشی برای یک شیپوره همگرا-واگرا مطابق شکل ۲ حل شده‌اند. مقدار $R(x)$ در طول نازل معلوم است. درصد گازهای مختلف در محصولات احتراق، نسبت گرمای ویژه گاز $K_{av} = C_p/C_v$ و درجه حرارت و فشار سکون گاز T_0 و P_0 قبل از ورود به نازل را معلوم فرض می‌کنیم. برای حل مسئله، فرضیاتی در نظر گرفته شده که اهم آنها به قرار زیر است:



شکل ۲- نمودار هندسی یک نازل همگرا - واگرا

- ۱- از تغییرات خواص ترمودینامیکی مانند درجه حرارت، فشار و غیره در جهت شعاعی صرف نظر می‌کنیم.
- ۲- فرآیند انبساط گاز در نازل به صورت ایزنتروپیک است. همان طوری که در مقدمه بیان شد کم‌تر از ۵ درصد انرژی موجود در محصولات احتراق به پوسته نازل منتقل می‌شود و لذا این فرض چندان نامعقول به نظر نمی‌رسد.
- ۳- به علت وجود دوده و رسوب آن روی سطح داخلی نازل، این سطح را سیاه در نظر می‌گیریم.
- ۴- گاز راننده‌ای خاکستری فرض می‌کنیم که خواص تشعشعی آن مستقل از طول موج است. وجود دوده در گاز صحت این فرض را بیشتر توجیه می‌کند.
- ۵- با توجه به زیاد بودن فشار و درجه حرارت سکون، عدد ماخ در گلوگاه نازل را برابر ۱ می‌گیریم. با توجه به فرضیات اخیر مراحل زیر در محاسبات نرخ انتقال حرارت تشعشعی از گاز به پوسته نازل طی شده است:
- ۱- طول نازل به تعدادی حجم‌های کوچک استوانه‌ای ایزوترم و سطوح حلقه‌ای تقسیم شده است. در نزدیکی گلوگاه که تغییرات خواص شدیدتر است، تعداد تقسیم بندی بیشتر بوده است. در هر المان حجم، تمام خواص ترمودینامیکی و تشعشعی یکنواخت فرض شده‌اند (همین طور در هر المان سطح).

۲- محاسبات هندسی از قبیل حجم هرناحیه، سطح هرناحیه پوسته، سطح مقطع متوسط جریان و طول متوسط تشعشع در هرناحیه انجام می‌شود. طول متوسط تشعشع هرناحیه حجمی به استوانه‌ای با نسبت ۱ « $\frac{L}{D}$ » مربوط می‌شود. طول متوسط تشعشع با بر رویابی از اطلاعات موجود در مرجع [۷] که در آن این طول برای L/D های تا $\frac{1}{4}$ داده شده، به دست آمده است.

۳- شرایط ترمودینامیکی گاز در هرناحیه با استفاده از روابط انبساط ایزنتروپیک گاز ایده‌آل به دست آمده‌اند. این روابط عبارتند از:

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\left(\frac{2}{K+1} \right) \left(1 + \frac{K-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{K+1}{2(K-1)}} \quad (15)$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{K-1}{2} M^2 \quad (16)$$

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{K-1}{2} M^2 \right)^{\frac{K}{K-1}} \quad (17)$$

ابتدا از رابطه (۱۵) عدد ماخ M و سپس از معادلات (۱۶) و (۱۷) به ترتیب درجه حرارت و فشار گاز در هرناحیه محاسبه شده‌اند.

۴- با توجه به معلوم بودن درصد حجمی هریک از محصولات احتراق، فشار جزئی گاز کربنیک و بخار آب محاسبه می‌شوند. آنگاه با در دست داشتن پارامترهای لازم، ضریب صدور متوسط گاز غیر درخشان از منحنیهای هاتل [۷] و معادله (۳) به دست می‌آید. سپس با استفاده از معادله (۷) ضریب صدور گاز درخشان محاسبه می‌شود.

ضریب جذب متوسط گاز از رابطه زیر به دست می‌آید [۵]:

$$\alpha = \frac{\ln(1 - \epsilon_1)}{L_c} \quad (18)$$

۵- پس از معلوم شدن مشخصات هندسی هر سطح و هرناحیه، با استفاده از معادلات (۹) و (۱۲) می‌توان ضرایب تبادل مستقیم حجم به سطح و سطح به سطح را به دست آورد. نرخ تبادل حرارت سطح به سطح به دو دلیل کم است: یکی جذب مقداری از تشعشع صادره از سطح به وسیله گاز و دیگری پایین بودن نسبی درجه حرارت سطح و عدم تغییرات قابل ملاحظه در آن. بنابراین با دقت

خوبی می توان از جمله دوم داخل کرشه در معادله (۱۱) صرف نظر کرد و در نتیجه نیازی به محاسبه $\overline{S_k S_k}$ نخواهد بود. محاسبه $\overline{S_k S_k}$ به روش عددی و به شرحی که در ضمیمه آمده است، انجام می شود.

۶- در مرحله بعد معادلات (۱۱) و (۱۳) و (۱۴) حل می شوند. اگر این معادلات برای سطح جزئی ایزو ترم نوشته شوند، $3N$ معادله به دست خواهد آمد. اما برای هرالمان سطح، $4N$ مجهول یعنی q, q_0, q_i, T وجود دارد (در این جا N تعدادالمانهاست). برای حل معادلات بایستی توزیع دمای سطح معلوم باشد. برای این منظور ابتدا از صدور انرژی از سطح در مقابل گاز صرف نظر می کنیم. این عمل چندان غیر معقول نیست، زیرا پوسته نازل به روش بازیابی^۱ با سوخت خنک می شود و این عمل باعث می شود که درجه حرارت سطح بسیار کمتر از گاز باشد. البته محاسبات نه تنها برای دمای دیواره برابر با صفر بلکه برای دماهای دیواره برابر با 800 K ، 1000 K و 1200 K هم انجام شده و نتایج مربوطه در همین مقاله آمده است. محاسبات مربوط به دمای صفر درجه برای دیوار از آن جهت اهمیت دارد که بیشترین مقدار انتقال حرارت تشعشی به دیوار را به دست می دهد و این امر از جهت رعایت احتیاط و در نظر گرفتن یک ضریب اطمینان مفید است. تعیین توزیع دمای دیواره موضوع مقاله نیست بلکه با انجام تجزیه و تحلیل حرارتی کل نازل همراه با سیال خنک کن و جابجایی و تشعشع درگاز به دست می آید.

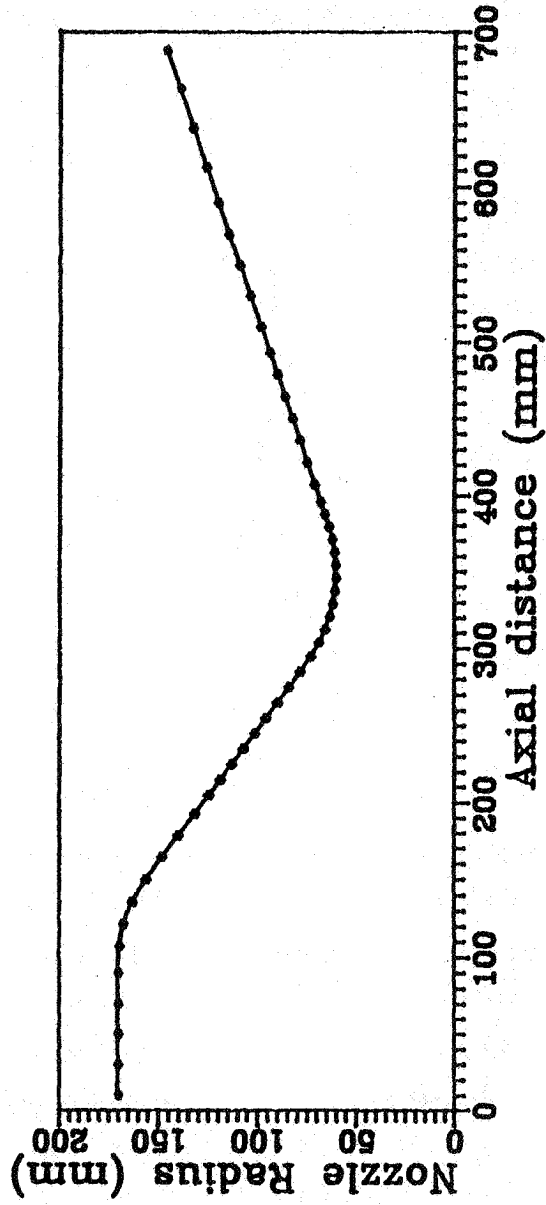
روش محاسبات کامپیوتری

برنامه کامپیوتری نوشته شده شامل چند برنامه فرعی است تا انعطاف لازم برای انجام محاسبات برای نازل های با ابعاد مختلف را دارا باشد. ورودی های مختلفی برای برنامه در نظر گرفته شده است که اهم آنها به قرار زیر است:

وارد کردن شکل هندسی - با استفاده از اطلاعات موجود در نقشه نازل، شکل هندسی آن به صورت نقاط (x و R)، تعداد تقسیمات در طول نازل و نیز تمرکز این تقسیمات وارد کامپیوتر می گردد. این تقسیمات در ناحیه سطح مقطع ثابت اطراف احتراق نیز گسترش یافته است. شکل ۳ نمونه تقسیمات و شکل هندسی نازل مورد مطالعه در این مقاله را نشان می دهد.

اطلاعات ترمودینامیکی - این اطلاعات مقادیری چون T_0 ، P_0 و درصد گازهای موجود در محصولات احتراق و نسبت گرماهای ویژه را شامل می شود.

1. Regeneration



شکل ۳ - نمودار هندسی شیپوره نمونه و کیفیت تقسیمات آن

اطلاعات خواص تشعشی - این دسته اطلاعات شامل منحنیهای ضرایب صدورگازکربنیک و بخار آب و منوکسیدکربن و ضرایب تصحیح فشار برای این گازها برحسب پارامترهای هندسی و ترمودینامیکی است.

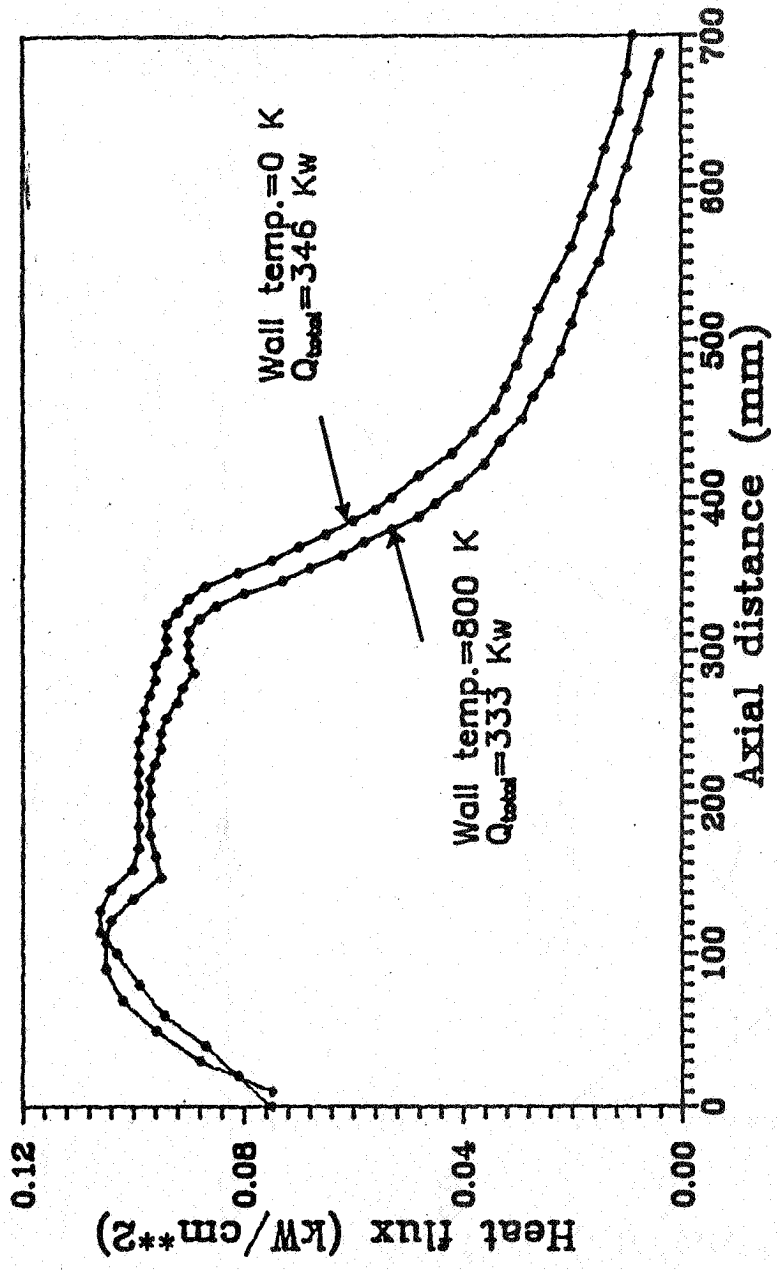
چون هر دسته از منحنیها دارای حداقل سه پارامتر است، بجای وارد کردن کل منحنیها به داخل کامپیوتر از برازش منحنی^۱ استفاده می شود. به این ترتیب که هر منحنی به وسیله یک چند جمله ای با روش حداقل مربعات^۲ تقریب زده می شود. قبل از حل معادلات نرخ انتقال حرارت تشعشی (یعنی معادلات (۱۱)، (۱۳) و (۱۴))، محاسبات هندسی، ترمودینامیکی و خواص تشعشی بایستی انجام شود. روشهای انجام این محاسبات قبلاً بیان شده است. مثلاً عددماخ M ، با استفاده از روش نیوتن - رافسون (معادلات ۱۵ تا ۱۷) محاسبه می شود. چون عددماخ رادارگلوگاه برابر ۱ گرفتیم، لذا حدس اولیه برای قسمت همگرایی نازل کوچکتر از ۱ و برای قسمت واگرا بزرگتر از ۱ در نظر گرفته می شود. ضریب تبادل مستقیم حجم به سطح به روش عددی، چنانکه در ضمیمه آمده، محاسبه می شود.

بحث بر روی نتایج

محاسبات انتقال حرارت برای نازلی که شکل ونحوه تقسیمات آن در شکل ۳ آمده است، انجام شد. اطلاعات ورودی دیگری به ترتیب زیر است:

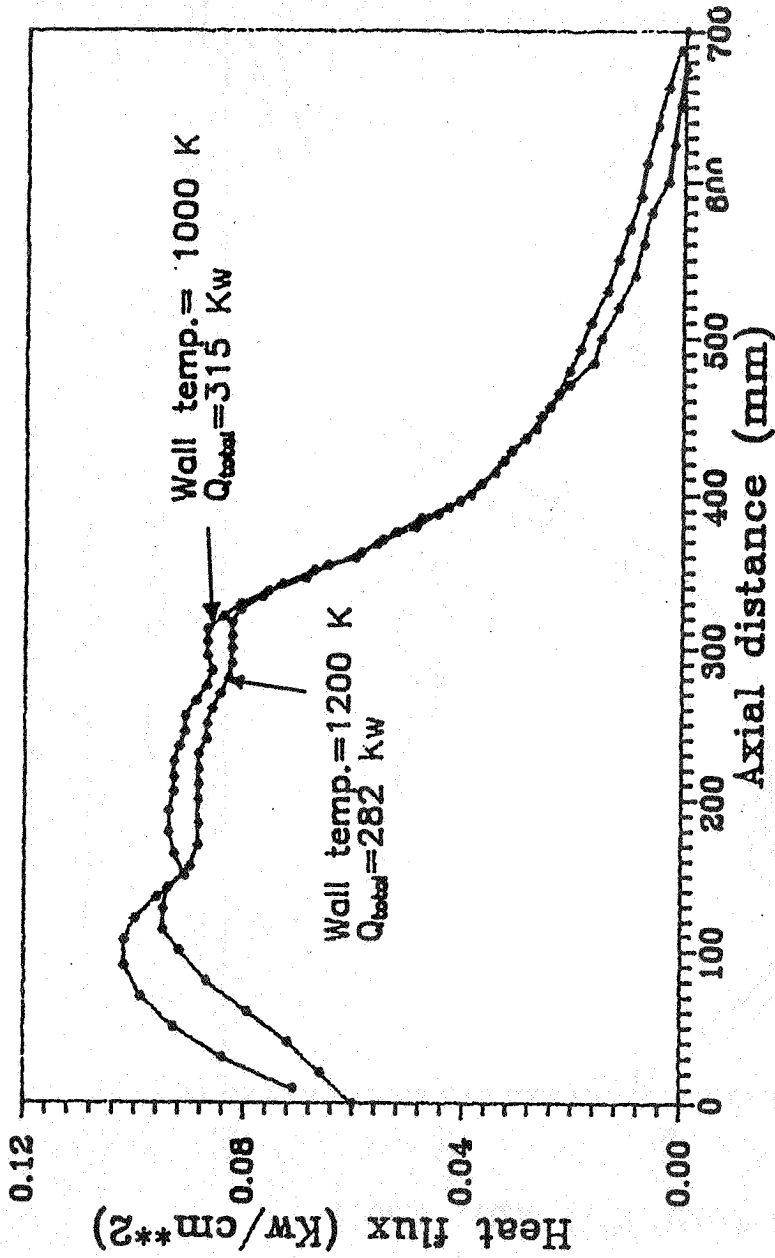
$$\begin{array}{lll} T_0 = 2700 \text{ K} & K = 1/2 & \text{H}_2\text{O} \text{ درصد} = 33\% \\ P_0 = 60 \text{ atm} & \text{CO}_2 \text{ درصد} = 13\% & \text{CO} \text{ درصد} = 25\% \end{array}$$

منحنیهای نرخ انتقال حرارت تشعشی بر واحد سطح در طول نازل در شکلهای ۴ و ۵ برای درجه حرارت های متوسط سطح صفر، 800 K، 1000 K و 1200 K نشان داده شده اند. قبل از بحث بر روی این منحنیها، دقت تقریبهای بکاررفته در بخش ضمیمه برای محاسبه ضریب تبادل مستقیم حجم به سطح g_{rk} را مورد توجه قرار می دهیم. مقادیر تقریبی به دست آمده از روش بخش ضمیمه با مقادیر دقیقتر حاصل از معادله (۹) برای چند مورد مقایسه شده اند و مقدار خطا از ۲ درصد کمتر بوده است. چون این تقریب در کاهش مصرف وقت کامپیوتر تأثیر مهمی دارد، در این محاسبات مورد استفاده قرار گرفته است.



شکل ۴ - نرخ انتقال حرارت خالص بر واحد سطح دیواره برحسب فاصله از ورودی در دمای دیواره 0 - 800 K

استقلال



شکل ۵- نرخ انتقال حرارت خالص بر واحد سطح دیواره بر حسب

فاصله از ورودی در دمای دیواره 1000 K - 0

مقدار کل نرخ انتقال حرارت تشعشی از گاز به پوسته نازل با انتگرال‌گیری شدت انتقال حرارت روی تمام سطح پوسته به دست می‌آید. برای دمای سطح 800 K این مقدار با مقدار انتقال حرارت جابجایی که جداگانه محاسبه شده است، مقایسه گردید و معلوم شد که در این شرایط تشعشع حرارتی ۱۰ درصد جابجایی را تشکیل می‌دهد. این نتیجه با توجه به آنچه که ساتون^۱ در مرجع [۱] بیان کرده، مبنی بر اینکه انتقال حرارت تشعشی حدود ۵ تا ۳۵ درصد کل انتقال حرارت از گاز به پوسته را تشکیل می‌دهد سازگار است.

نکته قابل توجه دیگر تغییرات نرخ انتقال حرارت تشعشی بر واحد سطح در طول نازل است. این تغییرات در شکل‌های ۴ و ۵ برای درجه حرارت‌های متفاوت سطح نشان داده شده است. محور مختصات افقی این شکل هماهنگ با شکل ۳ تقسیم‌بندی شده است تا با مقایسه با این شکل موقعیت هندسی هر مقطع به آسانی قابل تشخیص باشد. تمام این شکل‌ها نشان می‌دهند که حداکثر نرخ انتقال حرارت در انتهای محفظه احتراق و در ابتدای نازل واقع می‌شود. علت این امر را باید در مقدار ضریب تبادل مستقیم یعنی β_{direct} و یا به عبارت دیگر کل تشعشع رسیده به هر المان سطح از گاز جستجو نمود. به طور کلی هر المان سطح بیشترین حرارت را از المان‌های حجم نزدیک خود دریافت می‌کند، زیرا قسمت اعظم تشعشع صادره از المان‌های حجم دور دست در طول مسیر به وسیله گاز جذب می‌شود.

در ابتدای اتاق احتراق، فقط المان‌های حجم پایین دست جریان به المان سطح حرارت می‌دهند. ولی در ورودی به نازل، این حرارت از طرفین المان سطح که قاعدتاً درجه حرارت بالایی هم دارند به سطح می‌رسد.

نرخ انتقال حرارت تشعشی قبل از گلوگاه به تدریج افت می‌کند ولی بعد از گلوگاه کاهش آن بسیار شدید است. علت این امر یکی پایین بودن نسبی درجه حرارت گاز در قسمت واگرا و دیگری نبودن دید کافی بین سطح پوسته در قسمت واگرا و گازهای داغ و فشار بالا در قسمت همگرا و محفظه احتراق است.

موضوع حائز اهمیت دیگر تأثیر درجه حرارت سطح بر نرخ انتقال حرارت تشعشی است. همان طوری که اشاره شد محاسبات با تخمین یک درجه حرارت متوسط برای سطح پوسته انجام شده است. مقایسه بین منحنی‌های شکل ۴ برای دماهای دیواره 0 K و 800 K نشان می‌دهد که افزایش این

مقدار درجه حرارت در سطح کمتر از ۴ درصد کاهش در نرخ انتقال حرارت تشعشعی ایجاد می‌کند. ولیکن با افزایش بیشتر درجه حرارت سطح به 1000 K (شکل ۵) مقدار این کاهش انتقال حرارت به ۱۰ درصد و با انتخاب درجه حرارت سطح 1200 K این کاهش به ۲۰ درصد می‌رسد. درجه حرارت سطح بیشتر از 1200 K انتخاب نشده است؛ چون معمولاً این حداکثر دمای مجازی است که جنس پوسته نازل مورد نظر از نظر متالورژیکی می‌تواند تحمل کند. برای رعایت جانب احتیاط همان دمای دیواره صفر درجه را می‌توان مبنای کار قرار داد تا حد بالایی درجه حرارت پوسته در محاسبات به دست آید. لازم به توضیح است که درجه حرارت پوسته با توجه به کل انتقال حرارت جابجایی و تشعشعی به سطح و شرایط سیال خنک‌کن پوسته بایستی محاسبه شود.

اطلاعات دقیق تجربی در مورد نقش انتقال حرارت تشعشعی و با اصولاً انتقال حرارت از گاز به پوسته نازل در جریان گاز تراکم پذیر با فشار و دمای بالا در مراجع قابل دسترسی و غیر طبقه بندی شده در اختیار نویسندگان این مقاله نبود تا بتوان مقایسه‌ای بهتر انجام داد. ولی به استناد مراجع معتبر [۳]، [۴] و [۷]، روش ناحیه بندی از دقت بالایی برخوردار است و اصولاً دقت نتایج سایر روش‌ها با نتایج حاصل از این روش سنجیده می‌شود.

نتیجه گیری

در این مقاله، انتقال حرارت تشعشعی از گازهای حاصل از احتراق در موتور راکت در فشارهای بالا به پوسته نازل مورد بررسی قرار گرفت. برای این منظور از مدل ناحیه بندی هاتل استفاده شد که در حال حاضر مبنای مقایسه و سنجش دقت در روشهای دیگر است. رابطه ضریب صدور کلی گاز در فشار بالا که در این مدل بکار رفته از دقت خوبی برخوردار است. منحنیهای توزیع نرخ انتقال حرارت تشعشعی از گاز به دیواره در طول نازل و برای درجه حرارتهای مختلف سطح دیواره از صفر تا 1200 K رسم شد. به طور کلی با افزایش درجه حرارت سطح، نرخ انتقال حرارت تشعشعی کلی کاهش یافته است. نتایجی که در این تحقیق برای نرخ انتقال حرارت تشعشعی به دست آمده، در حدود مقادیری است که در مرجع [۱] ارائه شده است.

مراجع:

1. Sutton, G. P., *Rocket Propulsion Elements*, Fifth ed., John Wiley and Sons, 1968.
2. Smoot, D. L. and Smith, P. J., *Coal Combustion and Gasification*, Plenum press, N. Y., 1984.
3. Khalil, E. E., *Modelling Furnaces and Combustors*, Abacus Press, Tunbridge Wells, Kent, 1982.
۱. Viskanta, R. and Menguc, M. P., "Radiation Heat Transfer" in *Combust. Sci*, Vol. 13, 1987.
- Afgan, N. H. and Beer, J. M., *Heat Transfer in Flames*, Scripta Book Company, Wash., 1974.
- Lefebvre, A. H., "Flame Radiation in Gas Turbine Combustion Chamber", *Int. Heat Mass Transfer*, Vol. 27, PP 1493-1510, 1984.
- Hottel, H. C. and Sarofim, A. F., *Radiative Transfer*, McGraw-Hill, 1967.
- Siegel, R. and Howell, J. R., *Thermal Radiation Heat Transfer*, McGraw Hill, 1971.
۲. Shapiro, A. H., *Compressible Fluid Flow*, John Wiley and Sons, 1953.

۱۰- محمدپسندیده فرد، بررسی انتقال حرارت تشعشی درنازلها، تزفوق لیسانس دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان، اردیبهشت ۱۳۶۸.

ضمیمه

محاسبه ضریب تبادل مستقیم $\overline{g_{\alpha s_k}}$

حجم ایزوترم V_α و سطح ایزوترم پوسته A_k مطابق شکل الف ۱- را در نظر بگیرید. با توجه به پارامترهای هندسی نشان داده شده در این شکل، معادله (۹) به صورت زیر نوشته می شود:

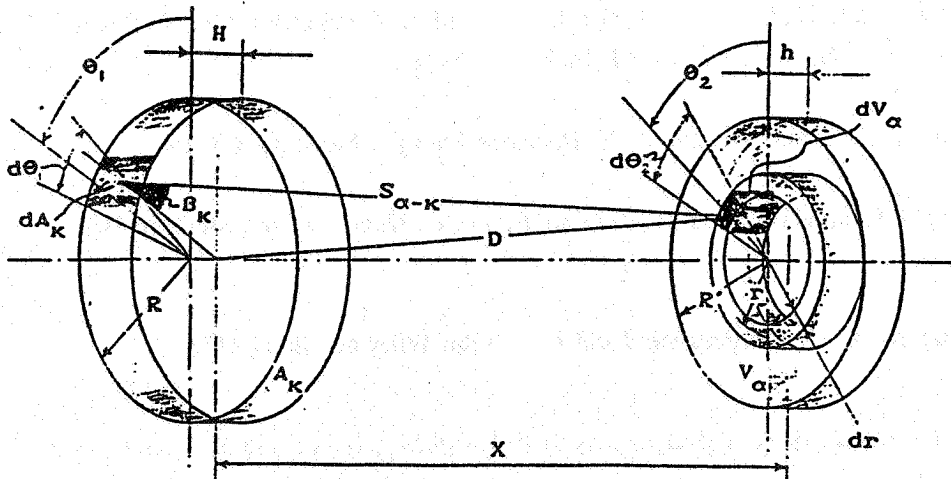
(الف - ۱)

$$\overline{g_{\alpha s_k}} = \frac{\alpha}{\pi} \cdot H \cdot R \cdot h \int_{r=0}^{R'} \int_{\theta_1=0}^{2\pi} \int_{\theta_2=0}^{2\pi} \frac{r [R - r \cdot \cos(\theta_1 - \theta_2)] \cdot \exp \left[- \int_{s_\alpha}^{s_k} \alpha(s^*) \cdot ds^* \right]}{[X^2 + R^2 + r^2 - 2 \cdot r \cdot R \cdot \cos(\theta_1 - \theta_2)]^{3/2}} d\theta_1 \cdot d\theta_2 \cdot dr$$

بعد از ساده کردن با توجه به تقارن شکل (رجوع شود به مرجع [۱۰]) خواهیم داشت:

$$\overline{g_{\alpha s_k}} = 4 \cdot \alpha \cdot H \cdot R \cdot h \int_{r=0}^{R'} \int_{\theta=0}^{\pi} \frac{r \cdot [R - r \cdot \cos(\theta)] \cdot \tau(s_{\alpha-k})}{[X^2 + R^2 + r^2 - 2 \cdot r \cdot R \cdot \cos(\theta)]^{3/2}} d\theta \cdot dr; \quad (\text{الف - ۲})$$

$$\tau_\lambda(s_{\alpha-k}) = \exp \left[- \int_{s_\alpha}^{s_k} \alpha(s^*) \cdot ds^* \right]$$



شکل الف ۱- موقعیت هندسی المانهای حجم و سطح

ضریب عبور $\tau_\lambda(s_{\alpha-k})$ رامی توان با تقریب به طریق عددی محاسبه نمود:

$$\int_{s_\alpha}^{s_k} \alpha(s^*) \cdot ds^* = \sum_{s_\alpha}^{s_k} \alpha(s^*) \cdot \Delta s^* = \sum_{i_\alpha}^{i_k} \alpha_i \cdot \Delta s_i \quad (\text{الف-۳})$$

$$= \sum_{i_\alpha}^{i_k} \alpha_i \cdot H_i \frac{s_{\alpha-k}}{X} = \left[\left(\sum_{i_\alpha}^{i_k} \alpha_i \cdot H_i \right) / X \right] \cdot s_{\alpha-k}$$

که در آن H_i عرض ناحیه i ام و α_i ضریب جذب آن ناحیه است. بقیه پارامترها در شکل الف-۱ نشان داده شده‌اند.

قدم بعدی استفاده از یک مقدار تقریبی ثابت برای $s_{\alpha-k}$ است که مقدار دقیق آن از $\sqrt{X^2 + (R-r)^2}$ تا $\sqrt{X^2 + (R+r)^2}$ تغییر خواهد کرد. این تقریب به صورت زیر است:

$$(s_{\alpha-k})_{av} = \sqrt{X^2 + R^2} \quad (\text{الف-۴})$$

که با استفاده از آن کمیت $\tau_\lambda(s_{\alpha-k})$ از داخل انتگرال معادله (الف-۲) خارج می‌شود. در قسمت بحث روی نتایج توضیح داده شد که این تقریب در محاسبه ضریب تبادل مستقیم تأثیر محسوسی در نتایج انتقال حرارت تشعشی نمی‌گذارد ولیکن حجم محاسبات را بطور قابل ملاحظه‌ای کاهش می‌دهد. با استفاده از معادله (الف-۲) و (الف-۴) خواهیم داشت:

$$\tau_\lambda(s_{\alpha-k}) = \exp \left[-A \cdot (s_{\alpha-k})_{av} \right] \quad (\text{الف-۵})$$

$$\overline{\epsilon_\alpha s_k} = 4 \cdot \alpha \cdot H \cdot R \cdot h \cdot \exp \left[-A \cdot \sqrt{X^2 + R^2} \right] \cdot \int_{\theta=0}^{\pi} \int_{r=0}^{R'} f(r, \theta) \cdot dr \cdot d\theta \quad (\text{الف-۶})$$

که در آنها

$$A = \left(\sum_{i_\alpha}^{i_k} \alpha_i \cdot H_i \right) / X \quad (\text{الف-۷})$$

$$f(r, \theta) = \frac{r \cdot [R - r \cdot \cos(\theta)]}{[X^2 + R^2 + r^2 - 2r \cdot R \cdot \cos(\theta)]^{3/2}} \quad (\text{الف-۸})$$

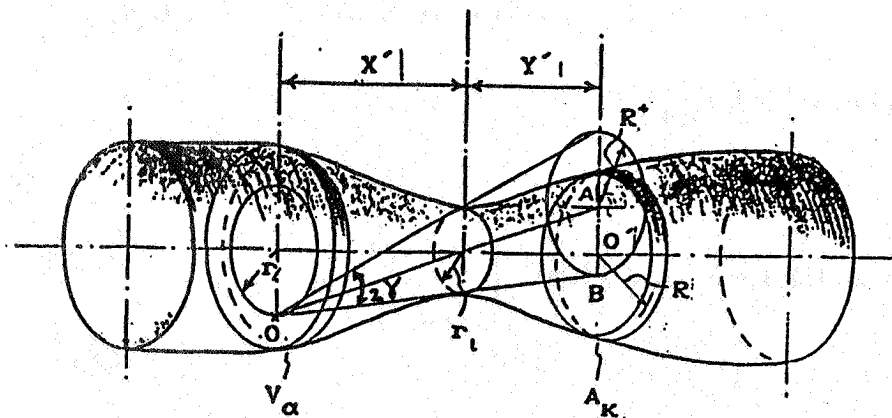
البته مقادیر انتگرال زیر:

$$J = \int_{r=0}^{R'} f(r, \theta) \cdot dr \quad (\text{الف-۹})$$

به طریق تحلیلی قابل محاسبه است (مرجع [۱۰]).

تقریب فوق زمانی قابل استفاده است که المانهای حجم و سطح در یک طرف گلوله قرار داشته باشند. اگر V_α و A_K مطابق شکل الف-۲ در دو طرف گلوله باشند، ممکن است حالت‌های مختلفی پیش آید. مثلاً سطح A_K و حجم V_α همدیگر را کاملاً نپسند و یا دید جزئی داشته باشند. با توجه به شکل الف-۲ اگر نقطه O از حجم V_α کل سطح A_K را تحت زاویه 2γ رؤیت کند، با انجام یک رشته محاسبات هندسی خواهیم داشت:

$$\gamma = \cos^{-1} \left[\frac{R^2 + r^2 \cdot Y'^2 / X'^2 - R'^2}{2 \cdot R \cdot r \cdot Y' / X'} \right] \quad (\text{الف-۱۰})$$



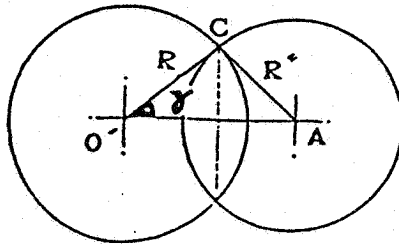
شکل الف-۲- موقعیت زاویه دید المانهای واقع در دو طرف گلوله

درحالت‌های خاص، با توجه به شکل الف-۳ می‌توان مقدار زاویه دید را به صورت زیر به دست آورد.

$$\bar{A}'_0 \geq R + R'' ; \gamma = 0 \quad (\text{الف-۱۱})$$

$$\bar{A}'_0 < |R - R''| ; \begin{cases} R > R'' & \gamma = 0 \\ R < R'' & \gamma = \pi \end{cases}$$

$\gamma = 0$ یعنی اینکه دو المان نسبت به هم اصلاً دید ندارند و $\gamma = \pi$ یعنی دو المان همدیگر را کاملاً می‌بینند. در سایر موارد مقدار γ بایستی از رابطه کلی (الف-۱۰) محاسبه شود.



شکل الف-۳ - نمایش زاویه دید با توجه به موقعیت هندسی المانها

بنابراین اگر دو المان حجم و سطح در دو طرف گلوگاه نازل واقع باشند، ضریب تبادل مستقیم معادله (الف-۲) بایستی در نسبت $\frac{\gamma}{\pi}$ ضرب شود. یعنی:

(الف-۱۲)

$$\overline{g_{\alpha s_k}} = \frac{\alpha}{\pi} H.R.h \sum_{r=0}^{R'} \frac{\gamma}{\pi} \sum_{\theta_1=0}^{2\pi} \sum_{\theta_2=0}^{2\pi} f(r, \theta_1, \theta_2) \cdot \exp \left[-\sum_{s=0}^{s^*} \alpha(s^*) \cdot \Delta s^* \right] \Delta \theta_1 \cdot \Delta \theta_2 \cdot \Delta r$$

در این صورت تقریب‌های بیان شده فوق فایده‌ای نخواهد داشت. زیرا دیگر $\int_0^{R'} \gamma f dr$ از طریق تحلیلی قابل محاسبه نخواهد بود. لذا اگر المانهای حجم و سطح در یک طرف گلوگاه واقع باشند، از رابطه زیر استفاده می‌شود:

$$\overline{g_{\alpha s_k}} = 4 \cdot \alpha \cdot H.R.h \cdot \exp \left\{ \left[-\left(\sum_{i=1}^k \alpha_i \cdot H_i \right) / X \right] \cdot \sqrt{X^2 + R^2} \right\} \cdot \sum_{\theta=0}^{\pi} J \cdot \Delta \theta \quad (\text{الف-۱۳})$$

اگر المانها در دو طرف گلوگاه واقع باشند خواهیم داشت:

$$\overline{g_{\alpha} s_k} = \frac{4}{\pi} \alpha \cdot H \cdot R \cdot h \sum_{r=0}^{R'} \cos^{-1} \left[\frac{R^2 + r^2 \cdot Y^2 / X'^2 - R'^2}{2 \cdot R \cdot r \cdot Y' / X'} \right] \sum_{\theta=0}^{\pi} f(r, \theta) \times \quad (\text{الف-۱۴})$$

$$\times \exp \left\{ \left[-(\sum_{i_a}^{i_k} \alpha_i \cdot H_i) / X \right] \cdot s_{\alpha-k} \right\} \cdot \Delta \theta \cdot \Delta r$$

$$, f(r, \theta) = \frac{r \cdot [R - r \cdot \cos(\theta)]}{(s_{\alpha-k})^3} \quad , \quad s_{\alpha-k} = [X^2 + R^2 + r^2 - 2 \cdot r \cdot R \cdot \cos(\theta)]^{1/2}$$