مقالهٔ کوتاه

بررسی عملکرد موتورهای جت در خارج نقطهٔ طرح

احمدرضا عظیمیان *

دانشکدهٔ مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان

(دریافت مقاله: ۱۳۷۶/۳/۲۱ - دریافت نسخهٔنهایی: ۱۳۷۶/۱۰/۲)

چکیده - در این مقاله سعی شده است که عملکرد خارج نقطهٔ طرح یک سیکل توربوجت را به دو روش مختلف براورد کرده و نتایج را با هم مقایسه کنیم. پس از مرور معادله‌های حاکم به بررسی عملکرد خارج نقطهٔ طرح می‌پردازیم. در یکی از روشها از منحنیهای مشخصهٔ اجزای توربین گاز استفاده می‌کنیم و در روش دیگر با ثابت در نظر گرفتن برخی از پارامترهای نقطهٔ طرح در خارج نقطهٔ طرح و استفاده از حالت مرجع، عملکرد درخارج نقطهٔ طرح را پیش‌بینی می‌کنیم. نتایج به دست آمده از دو روش، تطابق نسبتاً خوبی را باهم نشان می‌دهند. بنابراین با توجه به سادگی روش دوم استفاده از آن را توصیه می‌کنیم.

Off-Design Performance Prediction of Jet Engines

A.R. Azimian

Department of Mechanical Engineering, Isfahan University of Technology

ABSTRACT- ***In this paper it is attempted to predict the off-design performance of a jet engine. After a review of the governing equations, the off-design performance is investigated by two methods. In the first method, the component characteristic curves of the Gas Turbines are used. In the second method some design point parameters and the reference state conditions are employed. The results obtained by this two methods fairly agree, and therefore, the second simple method which is independent of the component characteristics are recomended.***

۱ـ مقدمه

هر توربین گاز دارای نقطهٔ طرح ویژه‌ای است که در آن شرایط بهینه برقرار است. بدین معنی که بیشترین بازده و قدرت را در کمترین مصرف مخصوص سوخت دارد. همچنین در نقطهٔ طرح سرعت دوران، دما و فشار به گونه‌ای است که سطح تنشها در حد مجاز است. معمولاً توربینهای گاز برای کار در شرایط نقطهٔ طرح در نظر گرفته می‌شوند. در هر حال شرایطی نیز پیش می‌آید که توربین گاز دیگر در شرایط نقطهٔ طرح خودکار نمی‌کند. به عنوان مثال، در

* استادیار

[DOR: 20.1001.1.2251600.1377.17.1.16.0]

فهرست علائم

A	سطح مقطع موتور	P_oو$P_{o۲}$،$P_{o۴}$	فشار سکون	τ_D	نسبت دمای کل در نقطهٔ طرح
C_{pa}	گرمای ویژهٔ فشار ثابت هوا	T_oو$T_{o۲}$،$T_{o۴}$	دمای سکون		
C_{pg}	گرمای ویژهٔ فشار ثابت گازهای احتراقی	W_c	کار کمپرسور	τ_t	نسبت دمای کل در توربین
		W_t	کار توربین	τ_λ	نسبت انتالپی در اتاق احتراق
F	پیشرانه	τ_r	نسبت دمای رم		
F_D	پیشرانه در نقطهٔ طرح	τ_{rD}	نسبت دمای رم درنقطه‌طرح	η_c	بازده ایزنتروپیک کمپرسور
f	نسبت سوخت به هوا	τ_c	نسبت دمای کل کمپرسور	η_t	بازده ایزنتروپیک توربین
MFP	پارامتر دبی جرمی	τ_{cD}	نسبت دمای کل کمپرسور	π_c	نسبت فشار کمپرسور
N	سرعت دوران (دوردردقیقه)		در نقطهٔ طرح	π_t	نسبت فشار توربین

توربین گازی که در یک موتور جت به کار می‌رود اگر شرایط نقطهٔ طرح به فرض مربوط به حالت پرواز فروصوتی باشد، در شرایط مربوط به بلند شدن یا نشستن یا پرواز در ارتفاع و سرعتهای دیگر، قدرت، بازده، مصرف مخصوص سوخت و دیگر پارامترها با مقادیر مربوطه در نقطهٔ طرح تفاوت خواهند داشت. بررسی اثرهای پارامترهای مختلف بر عملکرد توربینهای گاز توسط محققان مختلفی صورت گرفته است. به عنوان مثال استرانُد [۱] به اثرات فیلترهای ورودی و افت فشار حاصل از آن پرداخته است. دیاکانیچاک [۲] کاهش عملکرد ناشی ازکثیفی پره‌ها، آلودگی سیال، پوشش پره‌ها وانواع فیلترها را بر توربینهای گاز صنعتی بررسی کرده است. کوراکانیانیتزو [۳] به بررسی عملکرد توربین گاز دریایی در حالت نیمه بار پرداخته است و اثرات پارامترهای مختلف مانند خنک کن میانی و بازیاب را مورد بررسی قرار داده است. در کار تحلیلی دیگر کوراکانیانیتزو - ویلسون [۴] اثرات پارامترهای مختلفی مانند نسبت فشار - نسبت دما، جریان خنک کن و بازدهٔ اجزا را بر عملکرد سیکلهای مختلف قدرت محوری، توربوجت و توربوفن بررسی کرده‌اند. براورد پارامترهای فوق‌الذکر و ارائهٔ ارزیابی نسبتاً دقیقی از میزان تغییرات آنها نسبت به نقطهٔ طرح از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است و این مسئله‌ای است که به عنوان بررسی عملکرد در خارج نقطهٔ طرح به آن اشاره می‌شود. براورد عملکرد یک توربین‌گاز به روشهای مختلفی امکانپذیر است، در مقالهٔ حاضر از دو روش مختلف برای ارزیابی عملکرد توربین‌های گاز استفاده شده است. در روش اول با استفاده از تعدادی منحنیهای مشخصهٔ نمونه، عملکرد خارج نقطهٔ طرح براورد می‌شود. در روش دوم بدون استفاده از منحنیهای مشخصه و با اعمال فرضها و شرایط از قبل تعیین شده، عملکرد خارج نقطهٔ طرح ارزیابی می‌شود. پس از ارزیابی و مقایسه نتایج دو روش مختلف، نهایتاً روش دوم به عنوان روشی سریع در به دست آوردن عملکرد خارج نقطهٔ طرح توصیه می‌شود.

۲ـ تشریح مبانی نظری دو روش

الف - روش مشخصه‌ها همان گونه که می‌دانیم یک توربین گاز شامل اجزای مختلفی مانند ورودی، کمپرسور، اتاق احتراق، توربین، نازل خروجی و غیره است (به مرجع [۵] مراجعه شود) که هر یک از آنها به‌طور جداگانه دارای منحنیهای مشخصه‌اند. نمونه‌هایی از این منحنیهای مشخصه را در مرجع [۶] می‌توان ملاحظه کرد. در نقطهٔ طرح یک توربین گاز، نقاط مشخصی بر روی هر یک از منحنیهای مشخصهٔ کمپرسور- توربین و غیره از طرف طراح تعیین و این نقاط همواره ثابت می‌مانند. در شرایط خارج نقطهٔ طرح، نقاط کاری بر روی منحنیهای مشخصه جابه جا می‌شوند که باید آنها را تعیین کرد. با استفاده از قوانین بقای جرم و انرژی در یک توربین گاز ساده شرایط زیر باید برقرار باشد. ۱- سرعت دوران کمپرسور و توربین مساوی باشند. ۲- دبی جرمی هوای خروجی از کمپرسور به علاوهٔ دبی جرمی سوخت، با دبی جرمی گازهای

[DOR: 20.1001.1.2251600.1377.17.1.16.0]

ورودی به توربین منهای هوایی که از کمپرسور برای منظورهای مختلف خارج می‌شود، برابرند. ۳- تفاوت کار توربین با کار کمپرسور برابر کار خالص خروجی است. در صورتی که یک توربین آزاد یا یک جت خروجی وجود داشته باشد، تطابق جرمی باید بین خروجی توربین اول و توربین آزاد یا جت برقرار باشد. در این حالت کار توربین اول با کار مصرفی کمپرسوربرابر است. در چنین حالتی اطلاعات اولیه معلوم عبارت اند از : ۱- منحنی مشخصهٔ کمپرسور، ۲- منحنی مشخصهٔ توربین، ۳- افت فشار در اتاق احتراق و بازده احتراق، ۴- شرایط ورودی

برای تعیین نقطهٔ خارج طرح با استفاده از روش منحنیهای مشخصه روند کار به صورت زیر است:

۱- نقطه‌ای را بر روی یکی از منحنیهای مشخصه دور ثابت کمپرسور انتخاب می‌کنیم و با این انتخاب اطلاعات زیر را از روی منحنی داده شده استخراج می‌کنیم:
بازدهٔ η_c، سرعت دوران بی بعد $\frac{N}{\sqrt{T_{o1}}}$، دبی جرمی بی بعد $\frac{m\sqrt{T_{o1}}}{P_{o1}}$ و نسبت فشار $\frac{P_{o2}}{P_{o1}}$، با استفاده از نسبت فشار، دبی جرمی بی بعد، و بازده به کمک روابط ترمودینامیکی [۶] مقدار افزایش دما، کار و دبی کمپرسور را محاسبه می‌کنیم.

۲- برای دمای بیشینهٔ سیکل (T_{o3}) مقداری را حدس می‌زنیم و با کمک T_{o2} دمای خروجی کمپرسور، افزایش دمای اتاق احتراق معلوم می‌شود. از تعادل انرژی مواد احتراقی و حاصل احتراق و همچنین ارزش گرمایی سوخت مقدار نسبت سوخت به هوا (f) محاسبه می‌شود.

۳- از روی دبی جرمی $\dot{m}$ محاسبه شده، T_{o3} را فرض کرده و P_{o3} را محاسبه می‌کنیم تا مقادیر $\frac{\dot{m}\sqrt{T_{o3}}}{P_{o3}}$ و $\frac{N}{\sqrt{T_{o3}}}$ به دست آیند این دو مقدار را اگر روی منحنی مشخصه توربین منتقل کنیم، بازدهٔ توربین η_t از روی منحنی مربوطه استخراج می‌شود. از روی بازدهٔ توربین η_t و دمای بیشینهٔ (T_{o3})، افت دمای توربین و کار جذب شده را محاسبه می‌کنیم.

۴- کار توربین W_t را با کار کمپرسور W_c مقایسه می‌کنیم. در صورت تساوی نقطهٔ انتخابی صحیح است، در صورت عدم تساوی، نقطهٔ دیگری را بر روی منحنی مشخصهٔ کمپرسور انتخاب کرده و کلیه موارد فوق را تکرار می‌کنیم تا کار کمپرسور و توربین مساوی شوند.

۵- در توربین قدرت یا جت خروجی مقدار دبی جرمی، فشار و دمای ورودی مشخص‌اند یعنی مقدار $(\frac{m\sqrt{T_{o4}}}{P_{o4}})_C$ معلوم است. مقدار $\frac{P_{o4}}{P_4}$ را محاسبه کرده و از روی منحنی مشخصهٔ توربین قدرت و مقدار جدید $(\frac{m\sqrt{T_{o4}}}{P_{o4}})_T$ را استخراج می‌کنیم، اگر دو مقدار $(\frac{m\sqrt{T_{o4}}}{P_{o4}})$ محاسبه و استخراج شده مساوی بودند تطابق دبی صورت گرفته است در غیر این صورت باید به حالت ۱ بازگشت و با انتخابی جدید عملیات را تکرار کرد.

ب - روش دوم (بدون استفاده از مشخصه‌ها) روش منحنیهای مشخصه بسیار سر راست و نسبتاً دقیق است. هر گاه منحنیهای مشخصه در اختیار نباشند، که اغلب هم همین طور است، از روش زیر که توسط ماتینگلی [۷] و اوتس [۸] پیشنهاد شده و روشی تقریبی است استفاده می‌شود. واضح است که این روش دقت روش اول را ندارد ولی به دلیل عدم نیاز به منحنیهای مشخصه، ویژگی خاصی را ارائه می‌کند. در این روش جریان در موتور به صورت گاز کامل و ثابت فرض می‌شود و مقادیر نشت و تخلیه ثابت‌اند. بازده‌های اجزای مختلف مانند کمپرسور - اتاق احتراق - توربین - نازل و غیره ثابت فرض می‌شوند (یعنی بازده‌ها در خارج نقطهٔ طرح مشابه بازده‌ها در نقطهٔ طرح فرض می‌شود). جریان در ورودی توربینهای فشار ضعیف و فشار قوی در حالت خفگی فرض می‌شود. نسبت دما و نسبت فشار در توربین پر فشار ثابت است.

حالت مرجع هر گاه برای خارج نقطهٔ طرح، تابعی مانند $f(\tau,\pi) = const$ وجود داشته باشد که در آن τ و π به ترتیب نسبت دما و نسبت فشارند، در آن صورت داریم :

$$f(\tau,\pi) = f(\tau_D, \pi_D) = const \qquad (۱)$$

که τ_D و π_D به ترتیب نسبت دما ونسبت فشار در نقطهٔ طرح اند.

پارامتر دبی جرمی دبی جرمی بر واحد سطح به صورت زیر

[DOR: 20.1001.1.2251600.1377.17.1.16.0]

است :

$$MFP = \frac{\dot{m}}{A}\frac{\sqrt{To}}{Po} \qquad (۲)$$

حال با توجه به فرضهای بالا، محاسبات خارج طرح با این روش به صورت زیر است.

۱ـ چون دبی جرمی معلوم نیست مقدار دبی جرمی را برابر دبی جرمی نقطهٔ طرح می‌گیریم. نسبت دمای ورودی برابر نسبت دمای نقطهٔ طرح فرض می‌شود و نسبت فشار آن رااز روی شرایط ورودی و بازده آن به دست می آوریم.

۲- درکمپرسور نسبت دما را با استفاده از تعادل انرژی بین کمپرسور و توربین پر فشار به دست می‌آوریم. البته فرض کرده‌ایم که نسبت دمای توربین پرفشار برابر نسبت دمای توربین پر فشار در نقطهٔ طرح آن است و نیز فرض می‌شود که توربین در حالت خفگی است. با استفاده از تعادل انرژی داریم:

$$\dot{m}_a\, C_{pa}(T_{o۳} - T_{o۲}) = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)$$
$$C_{pg}\ \eta_m\ (T_{o۴} - T_{o۵}) \qquad (۳)$$

که آن را بر حسب پارامترهای بی‌بعد و با فرض ناچیز بودن $\dot{m}_f$ در مقایسه با $\dot{m}_a$ خواهیم داشت

$$(\tau_c - ۱)\,\frac{\tau_r}{\tau_\lambda} = \eta_m\ (۱ - \tau_t) \qquad (۴)$$

حال چون τ_t (نسبت دمای توربین) و η_m ثابت اند، سمت راست مقدار ثابتی است و مقدار آن را برابر مقدار سمت چپ در نقطهٔ طرح قرار می‌دهیم. در نتیجه τ_c (نسبت دمای کمپرسور) و π_c نسبت فشار آن از معادله‌های زیر به دست می‌آیند:

$$\tau_c = ۱ + (\tau_{cD} - ۱) \times \frac{\tau_{rD} / \tau_{\lambda D}}{\tau_r / \tau_\lambda} \qquad (۵)$$

$$\pi_c = [\,۱ - \eta_c\,(\tau_c - ۱)\,]^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - ۱}} \qquad (۶)$$

۳- با توجه به فرض ثابت بودن نسبت فشار و بازده در اتاق احتراق مشخصات خروجی اتاق احتراق به آسانی تعیین می‌شوند.

۴- چون نسبت دمای توربین معلوم (و برابر نسبت دمای نقطهٔ طرح است) نسبت فشار آن نیز از معادلهٔ زیر محاسبه می‌شود:

$$\pi_t = \left[\,۱ - \frac{۱}{\eta_t}(۱ - \tau_t)\right]^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - ۱}} \qquad (۷)$$

۵- حال با توجه به خفگی توربین، مقدار دبی جرمی را از معادلهٔ تغییر یافتهٔ (۲) محاسبه می‌کنیم. اگر مقدار آن با مقدار فرض شدهٔ قبلی (مرحلهٔ ۱) یکسان نبود باید مقدار جدیدی در ورودی فرض کرده و همهٔ مراحل بالا را تکرار کرد.

۳- نتایج

موتور جتی را بانقطهٔ طرح زیر در نظر بگیرید:
(ماخ پرواز = ۰/۸۴)، (بازدهٔ مکانیکی = ۰/۹۹)، (ارتفاع پرواز = ۵۰۰۰ متر)، (بازدهٔ احتراق = ۰/۹۸)، (دمای ورودی توربین = ۱۲۰۰)، (بازدهٔ جت خروجی = ۰/۹۵) ، (نسبت فشارکمپرسور = ۸)، (بازدهٔ ورودی = ۱)، (بازدهٔ ایزنتروپیک کمپرسور = ۰/۸۷)، (افت اتاق احتراق ۴ درصد فشار خروجی کمپرسور)، (بازدهٔ ایزنتروپیک توربین = ۰/۹)، (دبی هوای ورودی = ۱۰۰ kg/s).

محاسبات نقطهٔ طرح این موتور مصرف مخصوص سوخت و پیشرانه را به ترتیب برابر ۳۴/۰۴۷ میلیگرم بر ثانیه بر نیوتن و ۵۳۰۴۷ نیوتن براورد می‌کند. حال نقاط خارج طرح را در نظر می‌گیریم. ابتدا در عدد ماخ ثابت مجموعه‌ای از ارتفاعهای پرواز مختلف را به کار می‌بریم . سپس در ارتفاع ثابت ۵۰۰۰ متر ماخ پرواز را تغییر می‌دهیم. مقایسهٔ نتایج نسبت پیشرانه و مصرف مخصوص سوخت خارج طرح به مقادیر مربوط در نقطهٔ طرح در دو روش بالا و خطای مقایسهٔ دو روش در جدولهای (۱) تا (۳) نشان داده شده‌اند.

۴ـ بحث و نتیجه گیری

از مقایسهٔ جدولهای (۱) و (۲) و (۳) ملاحظه می‌شود که اولاً نتایج به دست آمده در دو روش فوق با نتایج کمی و کیفی ارائه شده در مراجع [۵ و ۶] همخوانی خوبی دارند. ثانیاً بررسی نتایج جدولهای (۱) و (۳) نشان می‌دهند که درصد خطای نسبت

[DOR: 20.1001.1.2251600.1377.17.1.16.0]

جدول ۱ - درصد خطای نسبت پیشرانه در دو روش در ارتفاع ثابت با تغییر عدد ماخ

h	۵۰۰۰	۵۰۰۰	۵۰۰۰	۵۰۰۰	۵۰۰۰	۵۰۰۰
M	۰/۴	۰/۵	۰/۶	۰/۷	۰/۸	۰/۸۴
$(\frac{F}{F_D})_1$	۰/۸۳۱۸	۰/۸۵۳۷	۰/۸۸۳۹	۰/۹۲۳۴	۰/۹۷۳۲	۱
$(\frac{F}{F_D})_2$	۰/۹۷۱۰	۰/۹۶۴۸	۰/۹۶۶۳	۰/۹۷۵۳	۰/۹۹۱۵	۱
درصد خطا	۱۶/۷	۱۳/۰	۹/۳۲	۵/۶۲	۱/۸۸	۰

جدول ۲ - درصد خطای نسبت مصرف مخصوص سوخت در دو روش در ارتفاع ثابت با تغییر عدد ماخ

h	۵۰۰۰	۵۰۰۰	۵۰۰۰	۵۰۰۰	۵۰۰۰	۵۰۰۰
M	۰/۴	۰/۵	۰/۶	۰/۷	۰/۸	۰/۸۴
$(\frac{Sfc}{Sfc_D})_1$	۰/۹۱۹۵	۰/۹۳۸۹	۰/۹۵۸۶	۰/۹۷۷۱	۰/۹۹۴۰	۱
$(\frac{Sfc}{Sfc_D})_2$	۰/۸۸۱۳	۰/۹۱۰۷	۰/۹۳۸۸	۰/۹۶۵۴	۰/۹۹۰۴	۱
درصد خطا	۴/۱۵	۳/۰	۲/۰۸	۱/۲	۰/۳۶	۰

جدول ۳ - درصد خطای نسبت پیشرانه در دو روش با تغییر ارتفاع در عدد ماخ ثابت

M	۰/۸۴	۰/۸۴	۰/۸۴	۰/۸۴	۰/۸۴	۰/۸۴
h	۴۰۰۰	۵۰۰۰	۶۰۰۰	۷۰۰۰	۸۰۰۰	۹۰۰۰
$(\frac{F}{FD})_1$	۱/۰۴۳۷	۱	۰/۸۶۴۵	۰/۷۶۷۸	۰/۶۷۹۵	۰/۵۹۸۸
$(\frac{F}{FD})_2$	۱/۰۷۰۱۶	۱	۰/۹۳۲۵	۰/۸۶۷۷	۰/۸۰۵۷	۰/۷۴۶۴
درصد خطا	۲/۵	۰	۷/۸	۱۳	۱۸/۶	۲۴

پیشرانه در دو روش تفاوت چندانی با هم ندارند. بدین ترتیب که مثلاً در جدول (۱) که تغییرات عدد ماخ را در ارتفاع ثابت داریم اگر عدد ماخ ۰/۵ را در نظر بگیریم و با عدد ماخ نقطهٔ طرح یعنی ۰/۸۴ مقایسه کنیم میزان انحراف از نقطهٔ طرح $\frac{(۰/۸۴ - ۰/۵)}{۰/۸۴}$ یعنی حدود ۴۰ درصد است. مقایسهٔ پیشرانه‌های محاسبه شده در دو روش نشان می‌دهد که خطای پیشرانه فقط ۱۳ درصد است. حال

[DOR: 20.1001.1.2251600.1377.17.1.16.0]

اگر همین بررسی را در جدول (۳) انجام دهیم، ملاحظه می‌شود که در ارتفاع ۷۰۰۰ متر که نسبت به ارتفاع نقطهٔ طرح یعنی ۵۰۰۰ متر ۴۰ درصد اختلاف دارد مجدداً میزان خطای نسبت پیشرانه همان ۱۳ درصد است. نتایج این دو جدول به روشنی نشان می‌دهند که هر چه از نقطهٔ طرح دورتر شویم میزان درصد خطای مقایسه‌ای دو روش زیادتر می‌شود و هرچه به نقطهٔ طرح نزدیکتر شویم خطا هم کمتر می‌شود. البته این امری قابل انتظار است زیرا با فرضهای روش وم پارامترهای زیادی را ثابت و برابر مقادیر آنها در نقطهٔ طرح انتخاب کردیم، بنابراین هرچه از نقطهٔ طرح دورتر شویم میزان خطای روش دوم بیشتر خواهد شد. جدول (۲) تغییرات مصرف مخصوص سوخت با عدد ماخ را نشان می‌دهد. نتایج در حالت تغییر ارتفاع روند مشابهی را نشان می‌دهند با این تفاوت که برای مصرف مخصوص سوخت در صد خطا بسیار کمتر است و علت آن ناشی از پارامترهای مختلفی است که تأثیرات متقابلی بر مصرف مخصوص سوخت دارند.

در هر حال با توجه به اینکه در روش دوم، براورد عملکرد نسبتاً ساده است و نیازی هم به منحنیهای مشخصهٔ کمپرسور و توربین ندارد و از طرفی تا حدود ۴۰ درصد خارج نقطهٔ طرح نتایج آن فقط کمی بیش از ۱۰ درصد خطا ایجاد می‌کنند بنابراین از آن به عنوان روشی ساده، سر راست و ارزان برای براورد عملکرد خارج نقطهٔ طرح می‌توان استفاده کرد.

مراجع

1. Ostrand, G. G., *Inlet Air Filtration,*" *Sawyer's Gas Turbine Engineering Handbook*, 3rd ed., Vol. III, PP. 9.1-9.14, USA, 1985.
2. Diakunchak, I. S., "Performance Deterioration in Industrial Gas Turbines,"*Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 114, PP. 161-168, April 1992.
3. Korakianitis, T., and Beier, K. J., "Investigation of the Part-Load Performance of two 1.12 MW Regenerative Marine Gas Turbines," *Transaction of the ASME*, Vol. 116, PP. 418-423, April 1994.
4. Korakianitis, T., and Wilson, D. G., "Models for Predicting the Performance of Brayton-cycle Engines," *Journal of Engineering for Gas turbines and Power,* Vol. 116, PP. 381-388, April 1994.
5. Harman, R. T. C., *Gas Turbine Engineering,* 1st ed., The MacMillan Press Limited, London, 1983.
6. Cohen, H., Rogers, G. F. C., and Saravanamuttoo, H. I. H., *Gas Turbine Theory*, 3rd ed. Longman Group UK Limited, London, 1987.
7. Mattingly, J. D., Heiser, W. H., and Daley, D. H., *Aircraft Engine Design,* AIAA Education Series, New York, 1987.
8. Oates, G. C., *Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion,* AIAA Education Series, New York, 1984.

[DOR: 20.1001.1.2251600.1377.17.1.16.0]