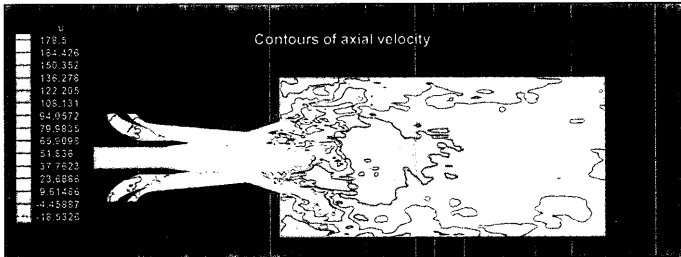


特集：燃焼の数値シミュレーション（口絵）

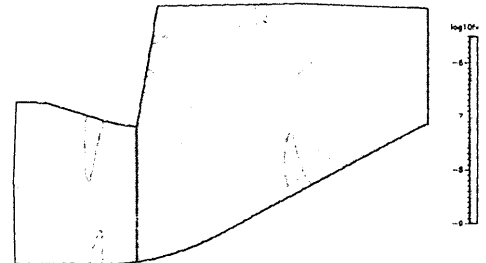
Numerical Simulation of Gas Turbine Combustion Processes-Present Status and Future Trends

(Loughborough University J. J. McGuirk, Imperial College A. M. K. P. Taylor)

(詳細は本文 347 頁 参照)



LES predictions of instantaneous axial velocity in a radially swirled LPP geometry.(本文 図 8 参照)

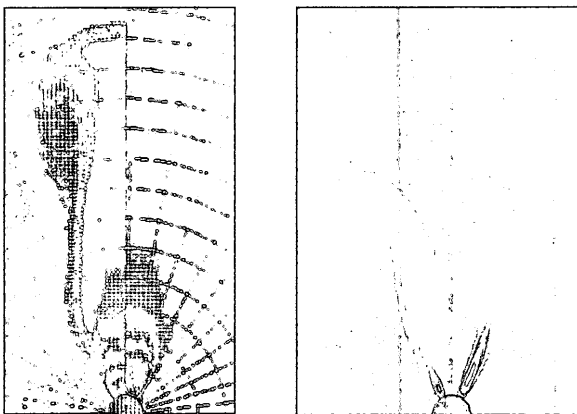


Predictions of soot volume fraction in BRR staged combustor.(本文 図 11 参照)

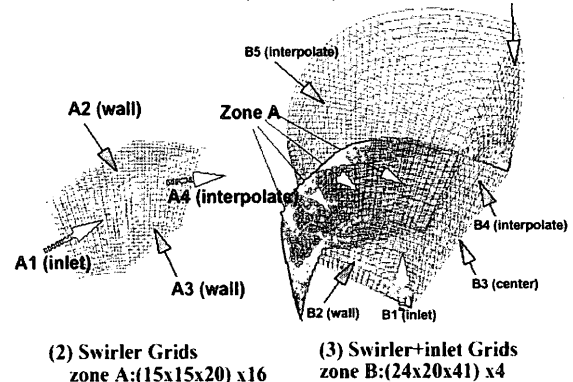
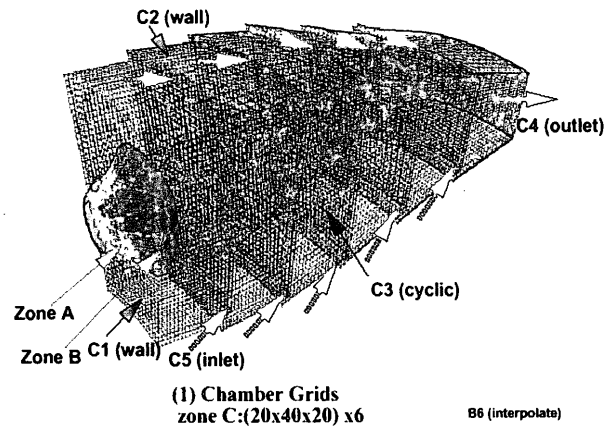
航空宇宙技術研究所における燃焼の数値解析に関する研究

(航空宇宙技術研究所 山本・牧田・新城・溝淵)

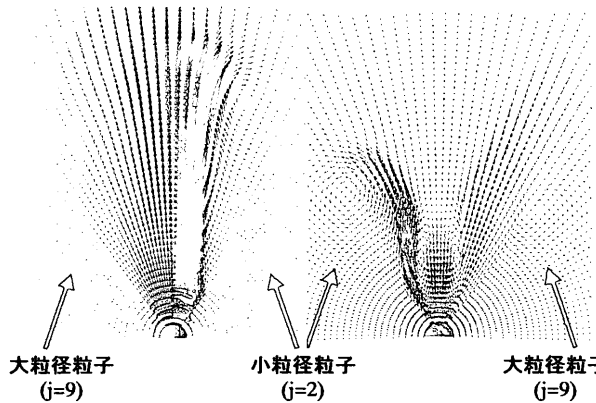
(詳細は本文 362 頁 参照)



(a) full cone 型噴霧 (b) hollow cone 型噴霧
噴出後 0.5 ms における気相温度分布(左半分)と燃料蒸気の質量分率分布(右半分)(本文 図 9 参照)



モデル燃焼器の計算格子系と計算境界名 (本文 図 12 参照)



(a) full cone 型噴霧 (b) hollow cone 型噴霧
噴出後 0.5 ms における小粒径(j=2)と大粒径(j=9)の液相グループ速度ベクトル分布 (本文 図 10 参照)

4000 step

特集：燃焼の数値シミュレーション

Numerical Simulation of Gas Turbine Combustion Processes- Present Status and Future Trends

J. J. McGuirk* A. M. K. P. Taylor**

Summary

This paper presents a review of the current industry-standard approach to numerical simulation of gas turbine combustion, and an appraisal of likely future developments. The limitations of the current approach are used to indicate where on-going research is being focussed to improve the realism and accuracy of simulations. Significant progress is being made in refined chemistry for hydrocarbon fuels, transported PDF methods for capture of turbulence/chemistry interactions, and soot modelling. For improved representation of turbulent mixing processes, the Large Eddy Simulation approach is showing high potential, whereas for simpler unsteady effects related to acoustic/combustion instability problems, the unsteady RANS approach has demonstrated good predictive potential for only moderate increases in computational cost. As enhanced computing power becomes available yet more sophistication will be built into models and models that are more detailed will be applied to engine representative combustion systems.

Key words : Numerical Simulation, Turbulent Combustion, Gas Turbine Combustors

1. Introduction

The mathematical modelling and numerical simulation of gas-turbine combustion systems for aircraft propulsion and power generation applications is one of the most challenging areas of engineering science. Not only is the geometry of such systems exceedingly complex, containing a wide range of geometrical scales to be resolved (see Fig. 1), but the list of physical phe-

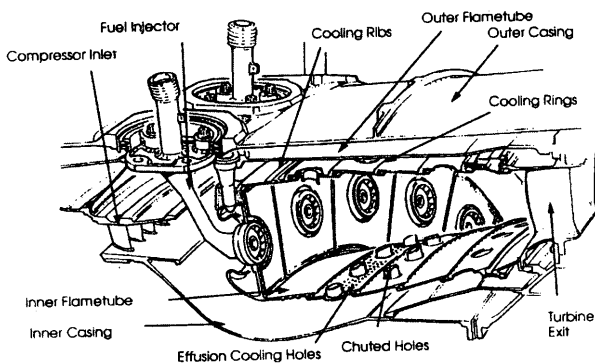


Figure 1 Typical aeropropulsion annular combustor geometry. (Taken from [3])

原稿受付 2002年9月6日

* Department of Aeronautical and Automotive Engineering, Loughborough University, Loughborough LE 11 3 TU, UK.

** Department of Mechanical Engineering, Imperial College of Science Technology and Medicine, London SW 7 2 BX, UK.

nomena which must be accurately captured by the simulation is extremely long: high Reynolds number and high intensity turbulence, two-phase (liquid/gas) flow (possibly three-phase if soot particulates are considered), variable density, complex hydrocarbon chemical reactions, radiation and wall heat transfer, and possible combustion-induced acoustic oscillations. For most of the last fifty years, design and development of combustion systems has therefore been predominantly based on experimental testing. However, at the high pressures demanded in industrial applications (up to 40 bar), experimental development is expensive and time-consuming. This is particularly the case since legislation has been introduced demanding knowledge of localised phenomena such as pollutant formation and emissions (CO, UHC, NO_x). The use of numerical simulations to aid designers by reducing the number of experiments needed to optimise the design is therefore a very attractive option. Ever since the 1960's, this has been (and still is) the main driver for the development of Computational Fluid Dynamics (CFD) models of gas turbine combustors.

Initial progress in combustion CFD modelling had to wait until the successful developments in statistical Reynolds-averaged (RANS) turbulence models and basic numerical algorithms for multi-dimensional flows in the 1970's. The first steps in combustion CFD then re-

volved around the formulation of models for simple gaseous turbulent diffusion flames (separate supply of fuel and air streams to the combustion zone). These models were essentially based on an assumption of fast-chemistry, i. e. that the time-scales of all chemical reactions were much shorter than the time-scale of the mixing process, which thus becomes the rate-limiting step. The implication of the fast-chemistry and mixing-controlled assumptions was that chemical kinetics played only a minor role in determining the thermochemical composition of the reacting gases. The instantaneous gas properties could all be related to the local value of a variable describing the mixing process (typically mixture fraction or air-fuel ratio (AFR)). These thermochemical relations were established initially based on chemical equilibrium, but also using laminar flamelet models (Bilger [1] and Jones and Whitelaw [2]). This approach is usually termed a single independent scalar description. At the same time, it was realised that turbulence/chemistry interactions had to be built into the model to allow for the very strong nonlinearities between the scalar describing the mixing process and thermochemical variables such as gas mixture density, gas temperature and species composition. Only in this way could reasonable deductions on time-averaged values of density, temperature and species concentrations be made from knowledge of time-averaged predictions of the local mixture. The classical method for this aspect of turbulence/chemistry interaction was to use a presumed shape (usually a two-parameter β -function) probability density function (PDF) of the mixture fraction, and to use solutions of modelled transport equations for the first and second moments (mean and variance) of the mixture fraction at each point in space to complete the PDF description. These developments were followed fairly rapidly in

the 1980's by advances in numerical techniques allowing grid generation for complex shapes, and extensions of the combustion description to liquid fuels by describing the spray atomisation process via a presumed known distribution (from experiments) of droplets with a range of initial droplet diameters, injection angles and velocities. A Lagrangian droplet-tracking procedure for each droplet size, allowing for droplet evaporation and gas-phase/liquid phase drag (momentum exchange) then enabled the early gas-phase combustion models to be extended to liquid fuels.

Details of the above developments may be found in early reviews of combustion modelling, e. g. Bilger [1], Jones & Whitelaw [2]. Essentially, however, the brief description provided above represents the current 'industry-standard' or baseline approach to numerical simulation of diffusion-flame-type gas turbine combustors, although of course many minor variations may be found. As illustrations of the power of this current status of gas turbine combustor modelling, Figs 2-5 are provided. These Figures are taken from Eccles & Pridgin [3] Malecki et al [5], Anand et al [6], and Correa [10],

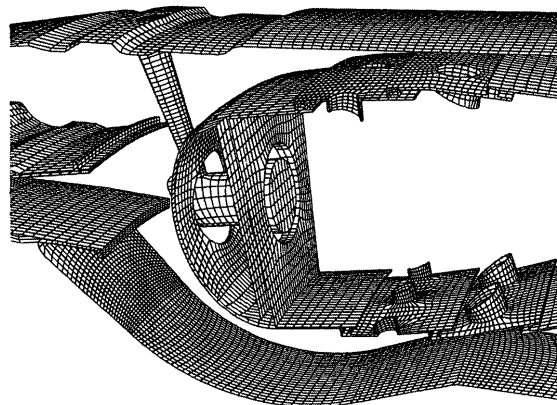


Figure 2 Structured mesh example for complex combustor geometry. (Taken from [3])

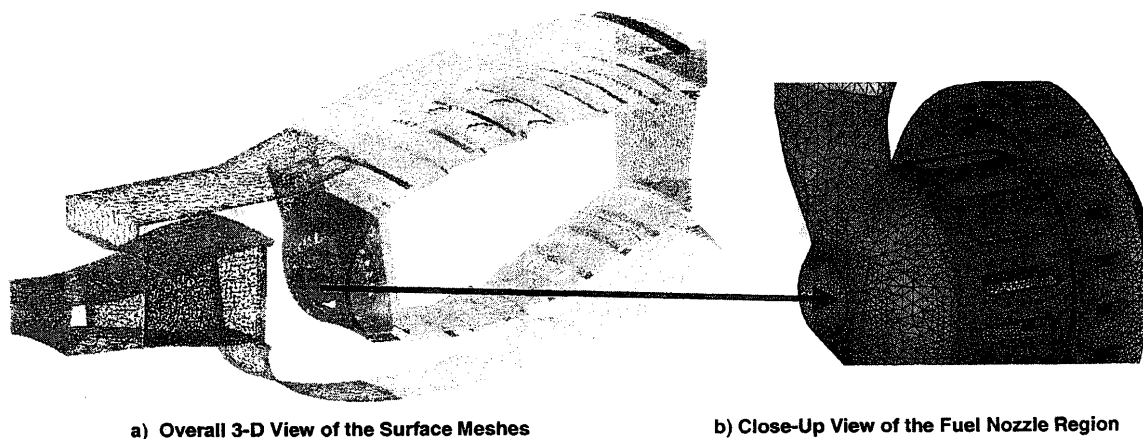
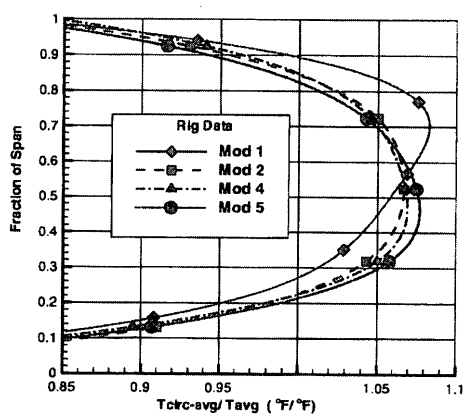


Figure 3 Unstructured mesh example for complex combustor geometry. (Taken from [5])

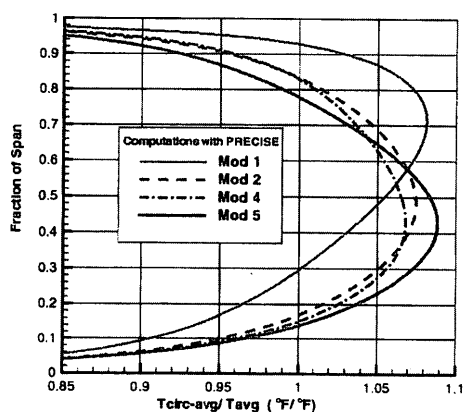
which represent a selection of published work on whole combustor modelling. Fig. 2 (Eccles & Priddin [3]) indicates that geometries very close to engine-representative configurations may now be meshed satisfactorily, even with a single block structured mesh approach. Structured meshes provide the best quality of mesh for numerically accurate solutions, but may take a long time to generate. Unstructured meshes lend themselves much more to automatic generation procedures, but may not be as efficient in terms of numerical accuracy unless combined with mesh adaptation. Fig. 3, taken from Malecki et al [5] shows an example of the unstructured approach for an aero-engine combustor; Birkby et al [7] contains a similar example for an industrial gas-turbine combustor. Note that it has now been recognised that full combustor calculations should ideally be performed for both the flow-field external to the combustor liner walls as well as the reaction zone inside the combustor (see Eccles & Priddin [3], Malecki et al [5]). This is in order to capture the correct entry conditions for the primary and

dilution jets entering the combustor; this point has been clearly demonstrated in Crocker et al [4] and McGuirk & Spencer [8]. Finally, Figs 4 and 5 shows results taken from Anand et al [6] and Correa [10] providing evidence that the current status of combustion modelling as described above is capable of simulating correctly parameters that are of prime interest to combustor designers. Figure 4 shows how a CFD analysis is able to simulate the effect of design changes to the combustor geometry and flow splits on the exit temperature traverse. Figure 5 indicates that the baseline approach, when complemented by a model for NO_x, can also predict the trend in NO_x emissions for fixed combustor geometry for varying engine pressure ratio. The time scale for NO_x formation is certainly not fast, in fact it is significantly slower than the mixing time scales. Hence, a finite-rate NO_x model, where chemical kinetic effects are explicitly accounted for, must be added to the above baseline approach. However, since NO_x is present in such small quantities and does not contribute significantly to heat release, the baseline model may still be used to establish the underlying turbulent reacting flow and turbulence field. A NO_x transport equation, containing a finite rate chemical source term (usually based on a Zeldovitch mechanism) is then solved as a post-processed 'perturbation' on the baseline solution. Indeed, NO_x prediction is perhaps the one example of chemical kinetic effects for which a robust modelling approach usable in design studies has been clearly demonstrated.

Although the above figures demonstrate that current combustion CFD is sufficiently advanced to play an important role in design and can reduce the number of rig tests required, there are still many improvements in combustion modelling which are needed. NO_x prediction has reached a fairly satisfactory level, but



a) Rig data with a 4-order curve-fit



b) Computed profiles

Figure 4 Comparison between measured and predicted exit temperature traverse. (Taken from [6])

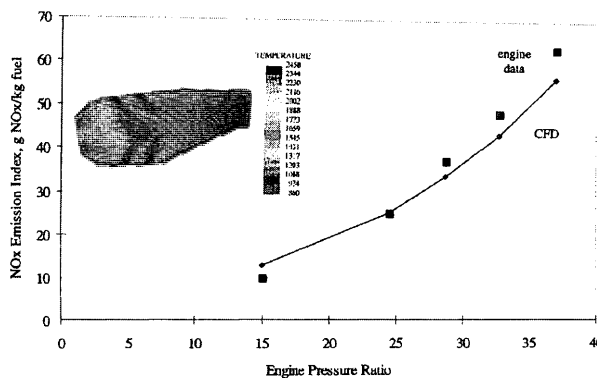


Figure 5 Comparison of predicted and measured NO emissions at varying engine pressure ratio. (Taken from [10])

this is not the case for other pollutants such as CO and UHC. Spray modelling is currently too dependent on knowledge of the initial spray characteristics, and models of the atomisation process itself need to be developed. There is a strong trend towards lean premixed systems and combustion models based on fast-chemistry and diffusion-controlled flames are no longer adequate. Premixed systems are also prone to auto-ignition which will require substantial combustion model development before it can be simulated. Finally, there is a need to be able to model the details of unsteady combustion dynamics and to develop methods for control of these (combustion pressure oscillations can lead to mechanical damage and high levels of combustion noise need to be avoided). This places a demand for unsteady combustor modelling and raises questions on the validity of assumptions made in the formulation of combustion models based on statistical RANS time averaging. The statistical turbulence models used in the current industry-standard approach may need to be replaced by Large Eddy Simulation models for example. Such future challenges in the field of turbulent combustion modelling have been reviewed often in the last five or so years (Bray [9], Correa [10], and Bilger [11]) and the rest of this paper provides a brief statement on future trends in several of the areas important to gas turbine combustion systems.

2. Complex/refined chemistry

The main heat-release mechanisms in a gas turbine combustion problem may be captured reasonably accurately by simple chemistry assumptions (e. g. laminar flamelet burning) based on a single independent scalar description, at least for diffusion-type flames operating under statistically steady conditions. However, simple approaches to chemistry will certainly not be able to capture important phenomena such as ignition, rich/lean extinction, and the detailed species descriptions demanded by stricter legal requirements and related low-emissions combustor designs. Current trends are also moving away from diffusion-flame based devices towards fuel lean and partially premixed combustion. These create additional risks of poor flame stability and noise generation, and are in any case fundamentally more difficult to model in chemical reaction terms. More complex/refined chemistry descriptions containing significant finite-rate effects are certainly needed. Lindstedt [12] has provided a thorough review of research aimed at identifying detailed kinetic mechanisms for use in capturing chemistry-dominated phe-

nomena related to gas-turbine combustion.

Essentially, there are four steps involved in introducing a more refined treatment of the chemical kinetics process into turbulent combustion modelling:

- a) Identification of accurate and detailed mechanisms for relevant hydrocarbon fuels and burning regimes,
- b) Development of systematically reduced mechanisms based on a) to minimize the number of independent scalars required,
- c) Incorporation of the reduced mechanism into a formulation which deals appropriately and efficiently with the turbulence/chemistry interaction,
- d) Development of faster and more efficient methods of numerical implementation of the reduced scheme kinetic information within typical numerical solvers used in combustion CFD codes.

Lindstedt [12] provides a detailed statement on research into topic a) above, and provides evidence that significant advances have been made in the last decade in the modelling of the detailed flame structure of practical fuels. If a wide range of predictability is required (e. g. not just accurate prediction of laminar burning velocity but also of detailed species composition including radicals), for a complex hydrocarbon fuel, and over a variety of burning regimes, then these detailed mechanisms may contain of order 100 species and of order 1000 reactions. Because of the turbulent nature of combustor flows, computation of combustion in engine-representative geometries incorporating such detailed mechanisms is impossible. With of order 100 independent scalars involved, even the extension of the transported PDF approach (see below) for handling turbulence/chemistry interaction would result in impossible demands on computer storage and time. The transported PDF method (Pope [13]) is probably the best approach to handling topic c) above and will be described in more detail below.

It is for this reason that concerted efforts have been made in recent years on topics b) and d) above. Various methods have been researched for systematically reducing detailed kinetic mechanisms. For example: steady state or partial equilibrium assumptions for selected scalars/groups of reactions, sensitivity analysis of predicted values of important quantities (laminar burning velocity) to perturbations in individual reaction step rate constants, etc. At present, the most promising method seems to be the intrinsic low-dimensional manifold (ILDM) method of Maas & Pope [14]. The

ILDM method uses a dynamical systems approach to identify restricted regions (manifolds) in the complete thermochemical composition space, and to identify 'favoured' trajectories within this manifold (describing the progress of species evolution towards equilibrium due to reaction), which seem to be almost independent of the initial conditions of the reacting mixture. Analysis of these favoured trajectories (low-dimensional paths) may be used as a basis of a rational method for reducing the complexity of the kinetic scheme.

Even after use of the systematically reduced approach, it is still a topic of much current debate as to how small (or large) the minimum number of independent scalars needs to be to realize the combined aims of capturing detailed kinetic events accurately over a wide range of combusting conditions, and also maintaining the computational cost at an affordable level. A typical current target seems to be of order 5 scalars. Even with this number, it is still a computationally intensive task to incorporate the direct integration of 5 species evolution equations into a multi-dimensional CFD code requiring perhaps thousands of iterations to achieve convergence to steady state; hence the importance of topic d) above. The initial approach to this problem of reducing the computational overhead of a refined kinetic scheme in a turbulent flow calculation was to adopt the 'look-up-table' methodology. The reduced kinetic scheme was used (once and for all, outside the turbulent flow calculation) to tabulate the gas state properties as functions of the 5 independent scalars for various extents of reaction. These tables were then used in any subsequent turbulent flow calculation as a digital description of the instantaneous thermochemical state. This approach is probably (just) sufficient and affordable for 5 scalars. However, a reduction to just 5 scalars is claimed by Lindstedt [12] to constrain the accuracy of the kinetic scheme. The reduced scheme may only be applicable in restricted circumstances, and only provide a small extended prediction potential compared to the single scalar description. If the real predictive potential of a refined chemistry description is to be realised, perhaps 10-20 independent scalars will be required. In this case, further efficiency measures are required. A promising technique for this is the in-situ adaptive tabulation (ISAT) method proposed in Yang & Pope [15]. This allows the dynamic creation, as needed during the turbulent flow calculation, of a look-up table for only those parts of the restricted composition space that are appropriate to the current flow-field calculation. Speed-ups of order 50-100

have been claimed for this approach compared to the traditional method. This creates the possibility of allowing more independent scalars in the reduced scheme for an affordable computational cost.

It is clear that these advances are complex and still in a state of development. However, James et al [16] have presented CFD predictions of lean premixed combustion in an axisymmetric combustor geometry using a detailed chemistry scheme, the transported PDF approach and the ISAT method. The results show excellent agreement with measured temperature profiles, which probably could not have been achieved in this premixed flame in any other way. The implication is that, using the ISAT technique, predictions of details of minor species using reaction mechanisms allowing capture of complex kinetic events may be possible at an affordable cost for practical combustors within the next decade.

3. Probability density function modelling

As described above, the concept of probability density functions (PDF) for the prediction of turbulent flames is perhaps most familiar from the so-called "presumed shape PDF" approach (e. g. Poinot & Veynante [17]), e. g. for mixture fraction, as used in non-premixed combustion. Although the PDF can take any shape, it is frequently the case in combustion that the shape has some features that permit modelling based on a few parameters. This approach tends to work well when one variable, such as mixture fraction, describes the progress of the chemical reaction well: this is so particularly when the chemistry is "fast". As the number of variables required increases, a *presumed* PDF becomes a decreasingly useful concept but the idea of using a PDF to represent the chemistry by constructing a *balance equation* for the PDF itself (see Pope [18]) is still attractive. The incentive in so doing is that the chemical reaction rate no longer requires modelling and hence it is straightforward to incorporate a reaction scheme of arbitrary complexity. Thus, at least in principle, it is possible to apply the method equally to premixed, non-premixed and partially premixed flames and to incorporate easily refined chemistry.

This clear advantage is attended by several disadvantages, apart from the fact that the formalism associated with the transported PDF equations is relatively unfamiliar. It becomes necessary to model all terms that involve spatial gradients. For example: for the molecular mixing of species, or scalar dissipation, and

transport due to the fluctuating pressure gradient. Such models have been developed (e. g. “Langevin equations”, “interaction by exchange with the mean”, Curl’s model, “wave vector”, etc. see Pope [18]). Brewster et al. [19] provide an introduction to the detailed literature and on the relative advantages and disadvantages of these models, but no clear preference seems to have yet emerged. Furthermore, the PDF method contains no information about the length or timescales of the turbulence and these must be provided from either some other calculation (turbulence model) or from “particle turbulent frequency models” (see van Slooten & Pope [20]). One final disadvantage is that the transport equation for the PDF, which is not solved directly but rather by Monte-Carlo methods, is time-consuming when applied to practical, industrial cases, even though the methods are amenable to parallel processing.

PDF methods can be classified under three headings: (i) composition, (ii) velocity-composition, and (iii) velocity-composition-dissipation (also known as the ‘velocity-scalar’ method). The composition PDF transport equation contains a turbulent flux term that needs closure: a gradient diffusion assumption is an obvious model but this is known to have drawbacks in turbulent premixed flames, where counter-gradient diffusion is a well-established phenomenon. Although many reactive-flow calculations have used the composition PDF approach, recent work has tended to concentrate on developing the latter two methods. At the expense of having to consider the joint PDF of the velocity and the composition, the turbulent flux term is then treated exactly and there is no longer any need for invoking the gradient diffusion model: also, variable density effects due to fluctuating temperature are included. It is usually more convenient (and considerably cheaper computationally), however, to supply a turbulent timescale and the mean pressure (the latter needed for Monte-Carlo simulations) from the solution of a conventional CFD code. Hulek & Lindstedt [21], for example, have used this kind of formulation to predict steady state and even fully transient calculations of premixed methane-air and propane-air combustion. With the velocity-composition-dissipation method, the addition of turbulent dissipation to the list of random variables introduces time- and length-scale information and dispenses with the need to use a conventional CFD code. The method has theoretical advantages, but it remains a comparatively new method, which is as yet a research tool under development.

Brewster et al. [19] have recently reported the results of predictions of a laboratory-scale combustor relevant to industrial gas turbines using the velocity-composition PDF method, implemented in a new comprehensive model that used an unstructured-grid flow solver. Reduced mechanisms for methane combustion were evaluated in a partially stirred reactor model and predictions of swirl-stabilised lean premixed combustion of natural gas were compared with detailed measurements. Fig. 6 shows comparison between measured and predicted mean CO mole fractions at several axial locations in a bluff body combustor. The discrepancy that exists is substantially smaller than previous studies, which have been adrift by as much as orders of magnitude. The authors comment that the ability to predict CO emissions in turbulent methane flames is a difficult task that is strongly dependent on the chemical model. They conclude that their results show a

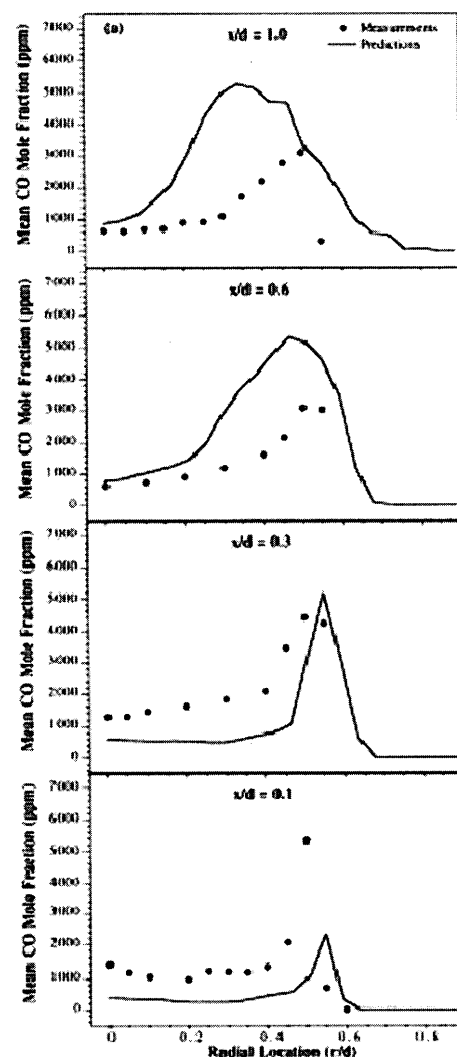


Figure 6 Measured and predicted profiles of CO mole fraction in bluff-body-stabilised combustor. (Taken from [19])

marked improvement in predicting CO in turbulent methane flames. They also present the first NO_x predictions in premixed combustors using the velocity-composition PDF method, which underpredict the measurements by about 5 ppm. The same authors have also calculated the degree of premixing in two industrial configurations, shown in Fig. 7. One geometry comprised an annulus with swirling flow with a single injector located on the inner wall of the annulus. The second also consisted of an annulus but with radial fuel pegs attached to the inner and outer walls. In both configurations (Fig. 7), the fuel and air enter at the bottom and leave at the top: red indicates fuel and blue indicates air. An important aspect of these predictions is that there remain (small) gradients in fuel concentration at the outlet from the premixers. As a consequence, it is not safe to assume that the fuel and air are perfectly mixed at the outlet from the premixer and these gradients will certainly contribute to pollutant formation in the combustor and limit its low emissions performance.

The preceding paragraphs have summarised the status in PDF modelling: namely, that plausible predictions can be made in simplified but realistic combustor geometries. The major advantage of the method is its ability to incorporate refined chemical reaction schemes. However, current computing power restricts the number of reactive scalars to about 5 and thus there is great emphasis on using so-called reduced chemistry schemes. Further, for simulation of mixing, compared with Reynolds stress turbulence models or LES, PDF methods seem to still be at a disadvantage.

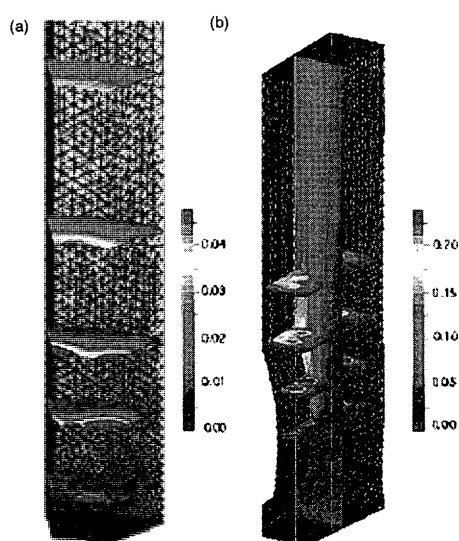


Figure 7 Predicted mixture fraction in industrial premixers. (Taken from [19])

The use of PDF models is likely to be, in the near term, more for research and basic development. Their more widespread use in industry must certainly await the availability of more powerful computers, but also demonstrations of their advantage over alternative schemes.

4. Large eddy simulation

The vast majority of turbulent combustion CFD calculations utilise a statistical RANS formulation and a linear eddy viscosity turbulence model. This approach has well-known limitations, which will impact on the combustor calculation via the accuracy with which momentum and scalar mixing is simulated. This is a very important issue. At the high Reynolds numbers typical of combustors, there is little point in using a complex kinetic scheme if the basic mixing mechanisms are inaccurately represented. Higher-order statistical methods are available (Reynolds-stress transport turbulence models or non-linear eddy viscosity models), but the major cause of concern rests in the assumptions inherent in the use of a statistically averaged approach. This will be incapable of properly modelling details of individual large scale mixing processes or individual transient events. Unsteady RANS methods have been used with some success, but this is usually where the dominant unsteadiness is uncorrelated (or only weakly coupled) with the range of time and length scales represented by the turbulence (e. g. acoustic plane wave propagation (see later) or coherent vortex shedding from bluff bodies in the flow). In general, it is likely that an approach based on Large Eddy Simulation (LES) will be needed to improve the simulation of the time-dependent turbulent structures which control important combustor phenomena such as ignition and extinction.

Unlike RANS methods, the LES method does not invoke any time-averaging in the governing equations. Instead, a spatial filtering operation is carried out to remove the effects of any turbulent motions smaller than a size set by the filter scale. The local grid size is often used as an implicit filter scale. Since important processes take place at the smallest scales in a turbulent flow (e. g. dissipation of the fluctuating energy and of course the chemical reaction itself), then the effects removed have to be put back into the equations using a sub grid scale model. The consequence is that LES methods resolve, numerically accurately, the time dependent motions of a reasonably wide range of turbulent eddies (depending on the fineness of the grid and

the flow Reynolds number), including of course the largest energy containing eddies which are dynamically crucial for mixing processes. Models are introduced only for the filtered scales, although the details of these sub grid scale models are also important, particularly for scalar mixing and reaction, and much research is still needed in this area. Time-averaged values can of course be evaluated as a post-processing operation of the unsteady LES solution.

LES methods have been studied for some 25 years now, but only in the last 5 years or so have these been extended to combusting flows and geometries relevant to gas turbines. Even now, the vast majority of combusting LES calculations reported have been for simple jet diffusion flames (Branley and Jones [22]), premixed flames on backward-facing steps (Park et al [23]), or counterflow burner configurations (Kempf et al [19]). The results of these LES studies however show considerable promise, and the agreement with experimental data is often superior to the use of statistical turbulence models. Recent examples in Menon & Pannala [25] and Sankaran & Menon [26], have indicated how the LES approach may be extended to include spray combustion, although again only a simple axi-symmetric geometry was considered. However, the dynamics of the interaction between liquid and gaseous phases was well predicted. The trend towards lean premixed combustion has re-inforced the need to investigate LES methods as such flows are notoriously prone to transient oscillations of various types. Examples of LES calculations relevant to lean premixed systems have been provided in Murota & Ohtsuka [27] for combustion in 2D geometries and Tang et al [28], where the emphasis was placed on the unsteady events in the isothermal premix duct of a radially swirled system. Fig. 8 (Tang et al [28]) illustrates the kind of information that can be obtained from an LES method. The contour levels of instantaneous axial velocity show both the influence of the turbulent eddy structure on the shear layer development, but also the

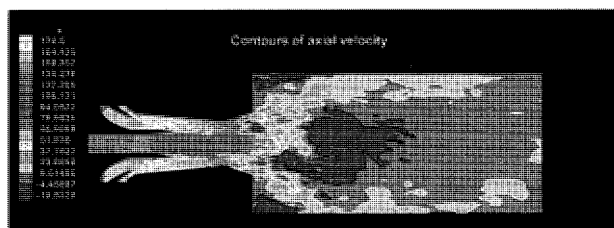


Figure 8 LES predictions of instantaneous axial velocity in a radially swirled LPP geometry. (Taken from [28])

near-occurrence of backflow in the premix duct throat region. The risk of flashback that this implies would require re-assessment of the design in both geometry and flow split terms. This knowledge of the unsteady behaviour of the swirl-induced flame-stabilising central recirculation region can only really be provided via use of LES techniques.

There is therefore much promise in the LES approach and, although LES predictions are substantially more expensive than RANS predictions, and considerably more development is necessary, calculations are now starting to appear using the LES technique to predict, for example, flame propagation in fully 3D engine-like combustor geometries, Tsuru et al [29]. Full confidence in the extension of the LES method to complex geometries requires research into the numerical techniques used in LES, since these are more demanding than those used in RANS methods. This research is underway and is examining, for example, the ability to conserve kinetic energy during the turbulent eddy cascade process, and the accuracy of assumptions used in the spatial filtering step, for the kind of skewed grids necessary for complex geometries. Equally, the development of improved sub grid scale models for scalar mixing and combustion is likely to need substantial further work. Finally, the question of appropriate methods for supplying the time-dependent inlet conditions demanded by the LES method is another area requiring further work. Nevertheless, the signs are that the LES approach is likely to prove very attractive in turbulent combustion simulations because of the improved representation of mixing which the approach can bring.

5. CFD modelling of combustion instability

All devices containing combustion processes can experience combustion-induced oscillations. These are most prevalent in lean premixed combustion, but even classical diffusion-flame type systems can suffer from instability problems. Under idle conditions, main combustors can experience low-frequency 'rumble', and reheat systems 'buzz' type oscillations. The amplitude of the pressure oscillations associated with these instabilities can be large enough to cause mechanical damage if the oscillation frequency matches that of structural resonances. Such phenomena are commonly associated with the coupling between (i) pressure changes caused by heat release, (ii) the finite-speed of acoustic pressure perturbations propagating through the combustor, and (iii) the interaction of these pressure waves

with the fuel injector flow or with the downstream choked exit of the combustor.

If the acoustic pressure disturbance is treated as a plane wave propagating in a stationary gas, 1 D acoustic analogy methods may be used to identify the most unstable frequencies of the system. These methods are also being extended to multi-dimensional cases (e. g. spinning or circumferential modes). However, because these are essentially linear methods, the amplitude of the oscillation is not predicted, and including such effects as mean flow refraction on the acoustic propagation is not easy. This has led to attempts to use unsteady RANS-based CFD methods to simulate both the mean flow and the acoustic behaviour directly. Zhu et al [30], and Brookes et al [31], have presented clear demonstrations that unsteady RANS using statistical turbulence models and fairly simple combustion models can successfully predict self-excited rumble behaviour in a spray-fuelled diffusion-flame combustor and buzz oscillations in a bluff body stabilized premixed combustor. These are impressive and encouraging demonstrations, both involving low frequency phenomena ($O(100 \text{ Hz})$). The approach has even been used to capture much higher frequency instabilities ($O(1000 \text{ Hz})$) excited in the isothermal flow through the swirler passages of an airblast atomiser (Noll et al [32]). In all of these examples, however, it is probable that the dominant mode of instability occurred at a frequency (time scale) and on a spatial size (length scale) that it was uncorrelated with the range of energy-containing turbulent motions described by the turbulence model. In such circumstances, it is reasonable to expect an unsteady RANS approach to be valid. If the unsteady instability modes and the turbulent motions share similar time and length scales, then unsteady RANS may not be appropriate and recourse to LES methods will then be necessary. However, it is clear from the experience already gained that some important combustion instabilities can be adequately captured via unsteady RANS simulations. Since these are significantly cheaper than LES methods, they are definitely to be preferred where appropriate. Further work is necessary to confirm the general validity of the findings of Zhu et al [30], Brookes et al [31], and Noll et al [32], and to identify when unsteady RANS is sufficient and when LES is needed, but there is much promise that CFD simulations will provide a useable analysis tool for combustion induced oscillations in the coming years.

6. Soot and radiation modelling

Soot is the solid phase that arises from partial combustion of hydrocarbon fuels. Both soot particles and condensed phase organic compounds, mainly polycyclic aromatic hydrocarbons (PAH), are believed to be deleterious for health. Consequently, there is need to limit soot emissions and to develop models for soot concentration prediction. The computational prediction of soot emissions is, however, extremely difficult because (see Balthasar et al [33]) up to 99.9% of the soot that is formed in the combustion chamber is oxidised before it is emitted. Thus, even small errors in models can result in large errors in predicted emissions. The production of smoke and associated radiative emissions cannot yet be confidently predicted for turbulent jet flames (Brookes and Moss [34]), although great strides have been made in the past decade beyond what may be described as 'empirical models' (Kennedy [35]). Soot production is the result of comparatively slow chemistry, which implies the solution of a transport equation for soot properties although there are, as yet, no schemes based on the fundamental physics of soot formation and oxidation. As a consequence, the prediction of soot involves the modelling of the process based on semi-empirical equations. Many (but not all) approaches for the calculation of the soot mass fraction use a post-processing approach (similar to that adopted for NO_x formation). This is feasible because in a well-designed gas turbine combustor soot represents only a small fraction of the total fuel present (Balthasar et al., [33]). If the view is taken that the total heat loss, even considering the soot dependency of the radiation, is still a small fraction of the heat release, the soot and radiation calculation can be de-coupled from the main flow and reaction calculation. If it is believed that heat loss (and its linkage to the soot field) is sufficient to feed back into the flow calculation, then a fully coupled approach must be adopted.

One of the conceptually challenging aspects is how to represent the process of building the soot ('solid') phase from the gas phase chemistry. The approach described by Brookes and Moss [34] is a good introduction to methods that also take into account the coupling between soot production, flame radiative loss and the gas phase properties (particularly density). Many elements of their approach are shared with the industry standard approach to gas-phase modelling described above, with an added model for soot formation, growth and burnout. The gas-phase chemistry is represented by a laminar flamelet model with a presumed

β function PDF. This approach has been used for the past two decades and is well established. Here, however, the flamelet is not constructed assuming an adiabatic flame, radiative heat loss is taken into account and this complicates the calculation. A library of flamelets is built up using a laminar chemistry model, differentiated by the degree of radiative heat loss. This is estimated from the local *mean* heat loss fraction established from the solution of an *additional* transport equation for enthalpy transport. The latter entails the use of either ray tracing or flux methods, which are an additional computational expense. To keep the computational requirements low, only a small number of flamelets is created and intermediate values are found by interpolation.

Soot models *in general* have elements representing

- Particle inception/nucleation
- Particle coagulation
- Condensation
- Surface growth/oxidation by heterogeneous reactions

Moss et al [36] describe the above four processes semi-empirically through the solution of differential equations for two parameters, the number density of soot particles, N , and their mass concentration, M ; these are functions of the mixture fraction, pressure and radiative heat loss. Note that the implication is that there is no explicit representation of particle size distribution and that molecular diffusion is neglected. The source term in the evolution equation for soot number density represents nucleation from the gas phase (assumed proportional to the local acetylene concentration using an Arrhenius-like expression) and coagulation in the free molecular regime. The evolution equation for mass concentration contains source terms for creation by particle nucleation (also Arrhenius-like), consumption by the oxidising action of the hydroxyl radical, and creation by surface growth (once more, Arrhenius-like) primarily by addition of acetylene. The number of 'active sites' is taken proportional to a power of the effective soot surface area, determined by consideration of the expected behaviour of the equations for simple plug flow in the limits of unsaturated and steady state soot concentration, and comparison with experiment. In addition, both equations contain an exponent that accounts for the sensitivity of particle nucleation to changes in pressure. The instantaneous expressions must be time-averaged to give a net mean production rate for N and M . Brookes and Moss [34] explore three representations for doing this. In one, the soot proper-

ties (N and M) are uncorrelated with the mixture fraction; in the second they assume that the soot properties are perfectly correlated with mixture fraction; in the third, they ignore the effects of turbulence and formulate the mean source terms from the mean flame properties alone.

Their results show that coupling of the soot production rate to radiative heat loss is necessary to model the formation of soot in a jet flame accurately. Their analysis shows excellent agreement for the soot growth region in a 1 atm turbulent methane flame, but only if soot oxidation is omitted from the calculation. They conclude that models based on a single fluctuating scalar (N and M uncorrelated with f) are inadequate for modelling soot burnout since the correlation between soot properties and the oxidising species varies significantly between rich and lean flame zones. The fully correlated model shows some promise. Fig. 9 shows predictions at 3 atm, where the higher soot volume fractions almost doubles the radiative heat loss. If soot oxidation is omitted (Fig 9 a), the soot level is over predicted by a factor of 3 and there is consequent underprediction of the temperature. If oxidation is included, but scaled by a factor of 0.015 (Figs 9 b, 9 c), the peak soot volume fraction is in general agreement with experiment and the temperature profiles are predicted well at all heights, although the predicted axial development does not reproduce the initial rapid

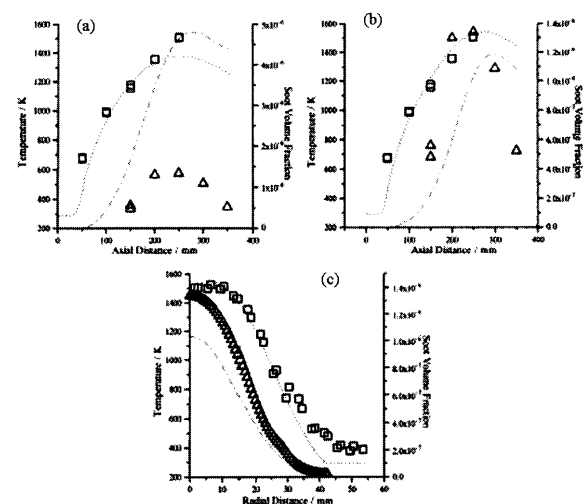


Figure 9 Simulation of 3 atm turbulent flame compared with measurements. (symbols)

- (a) centerline axial temperature and soot volume fraction with zero soot oxidation,
- (b) centerline axial temperature and soot volume fraction with soot oxidation including a scale factor of 0.015,
- (c) radial profiles of temperature and soot volume fraction 250 mm above burner. (Taken from [34]).

growth followed by rapid decay due to oxidation.

The Brookes and Moss [34] work outlines the basic rationale behind most current soot models and indicates encouraging progress, but highlights the fact that the reaction schemes assumed and the associated rate constants are not yet satisfactory. Kronenburg, Bilger & Kent [37] provide an alternative approach to the flamelet calculation part of the soot model, based on the so-called conditional moment closure (CMC) approach. Transport equations are solved for reactive species mass fractions that are conditionally averaged on a conserved scalar such as mixture fraction. A complete description of CMC is beyond the scope of this paper but, in brief, the advantage is that conditional fluctuations of most gaseous species are relatively small compared to their conditional means. This allows simple first-order closure of the conditional reaction rate term and, normally, the terms involving the fluctuations need not be considered. Kronenburg et al. [37] use Lindstedt's [38] model for soot, which is similar to that of Brookes and Moss [34]. They use the simplifying assumption that nucleation and growth are first order functions of acetylene concentration and solve transport equations for particle number density and soot mass fraction. Kronenburg et al [37] investigated two different chemical kinetic mechanisms derived from semi-empirical models for laminar flames and showed that these can be used without change for turbulent flames. Fig. 10 shows that the predictions of the axial evolution of centreline soot volume fraction are in good agreement with the measurement, with no adjustments made to the soot model. This is in contrast to the predictions of Brookes and Moss [34]. The interesting aspect of the CMC modelling is the accurate clo-

sure of the oxidation terms. In Brookes and Moss' work [34], their flamelet modelling uses a first order closure in terms of unconditional averages. This over-predicts soot oxidation rates and hence ad-hoc scaling of the reaction rates was necessary. The CMC model, on the other hand, correctly predicts the limited co-existence of soot and oxidiser species. The conclusion seems to be that CMC promises to provide a useful tool to model soot formation in future.

The preceding paragraphs show that much promising research into soot modelling is underway at laboratory scale conditions. Applications to aeroengine combustors are much rarer. Recently, however, Balthasar et al [33] have presented calculations for a staged combustor at industrially relevant conditions using a novel soot model. The novelty arises in that they consider *three* parts to the soot model: gas phase chemistry leading to small levels of PAH, growth of PAH, and subsequently the processes involving soot particle inception, surface growth, fragmentation and oxidation. The instantaneous gas phase combustion was modelled via a strained laminar flamelet approach using a two scalar variable description (mixture fraction (f) and scalar dissipation rate (χ) (to identify the level of strain experienced by the flamelet)). The chemical kinetic model used to construct the flamelet was based on a detailed reaction mechanism for n-heptane involving 89 species and 855 reactions. This mechanism contains pathways leading to initial PAH formation, and molecule growth processes (via acetylene addition) leading to large PAHs that can coagulate to form the first soot particles. The soot model itself was based on a transport equation for the soot mass fraction. The rates of particle inception, coagulation, condensation, surface growth, and heterogeneous oxidation were modelled via detailed kinetic schemes, which meant that the rates of soot formation/destruction via various processes could be calculated and tabulated in the flamelet libraries along with the usual mixture thermochemical properties. The values of time-averaged properties, including the source term in the soot mass fraction equation, were obtained by integration over an assumed shape 2D joint PDF for f and χ (the product of a β function for f and a clipped Gaussian for χ). As in Brookes & Moss [34], the flamelet libraries could have included the effect of radiation losses by solving for enthalpy. As a first approach, however, the effect of radiation was neglected since, in typical aeroengine combustors at high power, Brocklehurst et al. [39] have shown that the coupling of the soot/radiation models

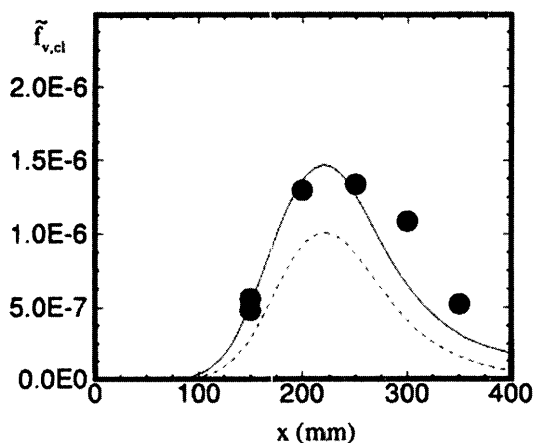


Figure 10 Predicted and measured (symbols) centreline soot volume fractions for a 3 atm flame. (Taken from [37])

to the flowfield has only small effect. This is because radiation cannot leave the combustor and the soot concentration approaches the optically thick limit, and the specific heat loss in a combustor is then much smaller than from an open flame (Balthasar et al., [33]). A point of some importance in this approach is that simplification is required for the practical use of the method in three-dimensional CFD simulations. The library of soot formation and oxidation rates requires some 80 MB of memory. Interpolation of the soot source terms and numerical integration of these at every grid point over the mixture fraction/scalar dissipation rate PDF for time averaging is very time consuming. The flamelet libraries are therefore fitted and expressed in analytical functional form. Figure 10 shows (logarithmic) contours of predicted soot volume fraction in an axial plane through the main fuel injector of an axially staged combustor developed at BMW-Rolls-Royce. Detailed local measurements for comparison do not yet exist but it is believed that the primary zone levels are realistic. This is encouraging for wall heat transfer and combustor life simulation. The exhaust soot concentration is, however, overpredicted by between one and two orders of magnitude. The authors report that future work will consist of making the surface reactions proportional to the soot surface instead of the soot volume and it is believed this will lead to improved predictions.

This results of this work define the future needs. First, accurate modelling of the fuel injector will be needed, since it has been observed that soot predictions in the primary zone are very sensitive to this. This implies that the CFD solution has to model the fuel injector very accurately and this means that the liquid fuel phase must be taken into account. However, at present, the number of grid points in a typical combustor calculation is of the order of 0.5-1 million. This is far from sufficient to achieve a grid independent solu-

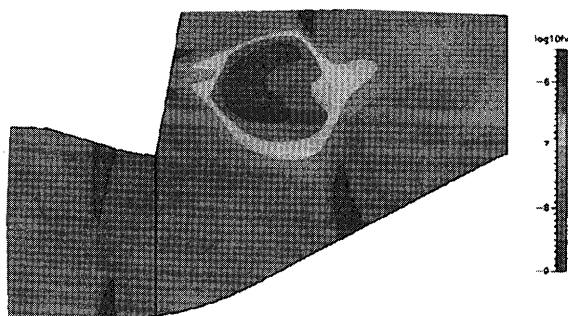


Figure 11 Predictions of soot volume fraction in BRR staged combustor. (Taken from [33])

tion of the combusting flow field. It is likely, therefore, that quantitative prediction of soot emissions in aeroengine combustors awaits computers that are at least one order of magnitude faster and with tenfold increase in memory compared to current standards. In the meantime, the detailed chemistry for soot formation is continuously being improved and new models are being produced for soot particle coagulation, aggregation and surface growth (e. g. Appel et al. [40]). The details are beyond the scope of this article but it is important to note that such developments are taking place rapidly and this trend will continue for the foreseeable future. It remains to be seen as to whether the encouraging agreement between measurement and predictions for low pressure laboratory scale flames can be translated to the more demanding environments of high pressure gas turbine combustor operation, although this is a vital step if combustor wall heat transfer and life are to be simulated accurately.

7. Spray modelling

The computational representation of sprays has three different aspects of interest for this article. The first is the conceptual framework for depicting the motion of droplets within a gas phase flow field. The second is a method for describing the physics of coupling between the mean and turbulent motion of the gaseous phase and the droplet phase. The third is the specification of the 'boundary conditions' as the spray leaves the fuel injector. This section will deal with each aspect in turn.

In terms of a two-phase conceptual framework, the choice is between an Eulerian and a Lagrangian representation of the droplet phase and these are well summarised in a recent article by Burger et al [41]. Although this work deals with an evaporating spray in the intake manifold of a reciprocating engine, their discussion is equally applicable to gas turbines. Both representations have advantages and disadvantages. The Eulerian approach is based on a continuum model of the liquid phase assumed to interpenetrate the gaseous phase. Thus, the behaviour of each droplet phase size class is governed by a set of transport equations for mass, momentum and energy with exchange terms between the phases. The latter can be estimated from *Lagrangian* single droplet physics. The primary advantage of the Eulerian approach is that the set of equations has a form (with the inclusion of volume fraction multipliers) familiar from single-phase formulations and may be solved by similar numerical techniques. Turbu-

lent motion is represented through the usual Reynolds averaging process and subsequently standard turbulence models can be adapted to approximate the transport terms. The primary difficulty with the Eulerian approach is the empiricism that arises with the modelling of these latter terms. First, double and triple correlation terms incorporating the volume fraction must either be modelled, which is difficult, or neglected. Secondly, if-as is frequently the case-a two-equation model of turbulence is adopted, a value must be assigned to the turbulent viscosity of the droplet phase. There are a variety of proposals for this. Burger et al [41] describe the use of an expression based on the time-scale ratio between a droplet relaxation time and a characteristic time-scale of the gas flow turbulence. There is some debate, however, as to the definition of this latter timescale. The representation of a poly-disperse spray involves the solution of a finite number of size classes and the secondary difficulty with the Eulerian approach is that the maximum number of size classes is restricted by currently available CPU times and memory capacities.

The Lagrangian representation basically involves the tracking of statistically significant numbers of individual droplets through a gas phase field (again allowing for droplet/gas interactions, e. g. drag), with the size distribution of the real spray discretised into a finite number of parcel sizes. The equation of motion to be solved is that of a (spherical) projectile exposed to a drag force dependent on the Reynolds number based on the slip velocity between the droplet and the surrounding gaseous phase. The effect of the turbulent motion of the gaseous phase is captured via a stochastic representation of the gas velocity, with length and timescales chosen to represent the local turbulent eddy properties (for recent descriptions, see for example Gouesbet & Berlemont [42]). Droplet evaporation can be estimated by solving unsteady heat and mass transfer equations for the droplet, with quasi-steady descriptions of the surrounding gas field. Fluxes of mass and energy can be calculated using reference values for variable fluid properties (the so-called 1/3 rule). Usually, it is assumed that the internal temperature distribution in the liquid droplet is uniform. The primary advantage of this approach is that, at least for dilute sprays, which is the case far from an atomiser, there is no need to model any additional terms. The primary disadvantages are that the computational requirements can rapidly become excessive and that convergence can be poor, mainly due to the iterative

connection between the gas and droplet phases. Thus, Burger et al. [41] propose a hybrid scheme whereby the two-phase flow is 'pre-conditioned' by means of an Eulerian calculation as a first step and then a Lagrangian iteration is performed. This is claimed to reduce the total computational time.

The preceding paragraphs describe a partial two-way coupling at the level of mass, mean momentum and mean energy of the gas. In fact, the presence of the droplets at high loading, particularly near the injector, modifies the local gas phase turbulence. Experimentally it is known that the turbulence energy may be increased or decreased, depending on the details of the droplet size and number density; the dissipation rate of turbulence can also be modified. This is full two-way coupling and terms can be introduced, for example to a two-equation turbulence model, which can account for these physical effects. The nature of these terms, and their magnitude, are still the subject of considerable research. To date this has not been deemed necessary in gas turbine related sprays, probably due to the difficulty of specifying boundary conditions very near to the fuel injector.

The third, and final, aspect is the need-as with all calculation procedures-to provide initial conditions for either the Eulerian or Lagrangian methods of the droplet size, velocity, and number density distribution. In particular, the velocity will in general have three components and will be a strong function of size. The current state of the art is that reliable values for these quantities must be derived from experiment: the prediction of droplet size distributions and corresponding velocities from mere knowledge of the geometry of the atomiser is still some way off.

8. Conclusions

It was stated at the beginning of this article that numerical simulation of gas turbine combustion systems was one of the most challenging areas of engineering science. It is clear that in the 40 or so years of research and development into turbulent combustion methods, great progress has been made. The current industry standard approach is powerful and robust enough to offer much help to combustor designers, and now plays an important role in the design process in both aeropropulsion and industrial gas turbine applications. There are, however, still many improvements that can be made to increase predictive accuracy and extend predictive ability. The most promising areas revealed in the review contained above are perhaps:

- i . methods for identification of refined chemical kinetics for complex details of turbulent hydrocarbon reaction over a wider range of combustion regimes than has previously been possible,
- ii . extensions to prediction of unsteady combusting phenomena such as combustion-driven acoustic oscillations using unsteady RANS methods and details of large scale turbulent mixing events using LES methods,
- iii . progress in development of soot formation models.

There is of course still much to do before these improvements can be incorporated into the industry standard approach. Enhanced computational power will play a significant role here. This will allow more refined models to be tested in more representative applications, and also remove current uncertainties in, for example fuel injector boundary conditions. Even where current predictive ability seems very poor (e.g. soot emissions levels), there is still cause for optimism since the primary zone levels of soot may well be predicted accurately enough to allow simulation of radiation heat loss to the liner walls, opening up the opportunity to use numerical simulations to predict wall temperature and hence combustor life. This claim needs validation and testing and must currently be viewed as a medium range target rather than within the grasp of current models, but there is much evidence that if progress continues as it has in the past then this goal will be realised some time in the future.

9. References

- [1] R W Bilger, 'Turbulent diffusion flames', *Prog in Energy and Combustion Science*, **1**, pp 87, 1976.
- [2] W P Jones and J H Whitelaw, 'Modelling and measurements in turbulent combustion', *20th Symp (Int) on Combustion*, pp 233-248, 1984.
- [3] N C Eccles and C H Priddin, 'Accelerated combustion design using CFD', Paper 99-7094, XIVth ISABE Symposium, 1999.
- [4] D S Crocker et al, 'CFD modelling of a gas turbine combustor from compressor exit to turbine inlet', *ASME Jnl of Eng for Gas Turbines and Power*, **121**, pp 89-95, 1999.
- [5] R E Malecki et al, 'Application of an advanced CFD-based analysis system to the PW 6000 combustor to optimise exit temperature distribution-Part 1: description and validation of the analysis tool', *ASME paper 2001-GT-62*, IGTI Congress, 2001.
- [6] M S Anand et al, 'Combustor flow analysis using an advanced finite-volume design system', *ASME paper 99-GT-273*, IGTI Congress, 1999.
- [7] P Birkby et al, 'CFD analysis of a complete industrial lean premixed gas turbine combustor', *ASME paper 2000-GT-0131*, IGTI Congress, 2000.
- [8] J J McGuirk and A Spencer, 'Coupled and uncoupled CFD prediction of the characteristics of jets from combustor air admission ports', *ASME paper 2000-GT-0125*, IGTI Congress, 2000.
- [9] K N C Bray, 'The challenge of turbulent combustion', *26th Symp(Int) on Combustion*, pp 1-26, 1996.
- [10] S M Correa, 'Power generation and aeropropulsion gas turbines: from combustion science to combustion technology', *27th Symp(Int) on Combustion*, pp 1793-1807, 1998.
- [11] R W Bilger, 'Future progress in combustion research', *Prog in Energy and Combustion Science*, **26**, pp 367-380, 2000.
- [12] P Lindstedt, 'Modelling of the chemical complexities of flames', *27th Symp(Int) on Combustion*, pp 269-285, 1998.
- [13] S B Pope, 'Computations of turbulent combustion: progress and challenges' *23rd Symp(Int) on Combustion*, pp 591-612, 1990.
- [14] U Maas and S B Pope, 'Simplifying chemical kinetics: intrinsic low-dimensional manifolds in composition space', *Combustion and Flame*, **88**, pp 239-264, 1992.
- [15] B Yang and S B Pope, 'Treating chemistry in combustion with detailed mechanisms-in-situ adaptive tabulation in principle directions-premixed combustion', *Combustion and Flame*, **112**, pp 85-112, 1998.
- [16] S James et al, 'In-situ detailed chemistry calculations in combustor flow analyses', *ASME Jnl of Eng for Gas Turbines and Power*, **123**, pp 747-756, 2000.
- [17] T Poinso and D Veynante *Theoretical and numerical combustion*. R T Edwards, Philadelphia.
- [18] S B Pope *Turbulent flows*. Cambridge University Press, Cambridge, 2000.
- [19] B S Brewster, S M Cannon, J R Farmer, F Meng, 'Modeling of lean premixed combustion in stationary gas turbines', *Progress in Energy and Combustion Science*, **25**, pp 353-385, 1999.
- [20] P R Van Slooten, S B Pope, 'Application of PDF Modeling to Swirling and Nonswirling Turbulent Jets', *Flow, Turbulence and Combustion*, **62**, pp 295-333, 1999.

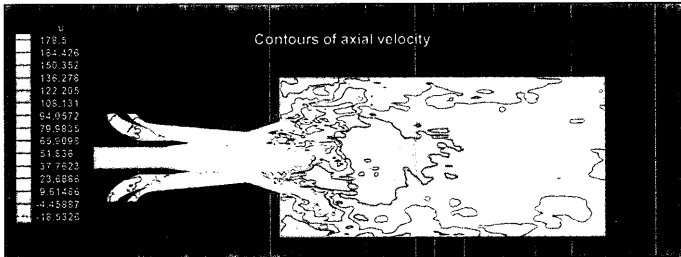
- [21] T Hulek, R P Lindstedt, *Combustion and Flame*, 104, pp 481-504, 1996.
- [22] N Branley and W P Jones, 'Large Eddy Simulation of a turbulent non-premixed flame', *Proc of 11th Symp on Turbulent Shear Flows*, Grenoble, France, pp 21. 1-21. 6, 1997.
- [23] N Park et al, 'Application of dynamic subgrid G-equation model to LES of turbulent premixed flame over backward facing step' *Proc of 2nd TSFP Conference*, Stockholm, Sweden, pp 291-296, 2001.
- [24] A Kempf et al, 'LES of a counterflow configuration with and without combustion', *Proc of the Combustion Institute*, 28, pp 35-40, 2000.
- [25] S Menon and S Pannala, 'Sub-grid two-phase mixing and combustion modelling for LES,' ASME paper 98-GT-227, IGTI Congress, Stockholm, Sweden, 1998.
- [26] V Sankaran and S Menon, 'LES of spray combustion in compressible high Reynolds number swirling flows,' *Proc of 2nd TSFP Conference*, Stockholm, Sweden, pp 303-308, 2001.
- [27] T Murota and M Ohtsuka, 'LES of combustion oscillations in a premixed combustor' ASME paper 99-GT-274, IGTI Congress, Indianapolis, USA, 1999.
- [28] G. Tang, Z Yang and J J McGuirk, 'LES predictions of aerodynamic phenomena in LPP combustors, ASME paper 2001-GT-0465, IGTI Congress, New Orleans, USA, 2001.
- [29] T Tsuru et al, 'Numerical simulation of flame propagation in a staged combustor,' ASME paper 2002-GT-30097, IGTI Congress, Amsterdam, Netherlands, 2002.
- [30] M. Zhu et al, 'Self-excited oscillations in combustors with spray atomisers', ASME paper 2000-GT-108, IGTI Congress, Munich, Germany, 2000.
- [31] S J Brookes et al, 'Computational modelling of self-excited combustion instabilities', *ASME Jnl of Eng for Gas Turbines and Power*, 123, pp 322-326, 2001.
- [32] B Noll et al, 'Numerical simulation of high-frequency flow instabilities near an airblast atomiser', ASME paper 2001-GT-0041, IGTI Congress, New Orleans, USA, 2001.
- [33] M Balthasar, F Mauss, M Pfitzner, and A. Mack, 'Implementation and validation of a new soot model and application to aeroengine combustors', *ASME Jnl of Engineering for Gas Turbines and Power*, 124, pp 66-74, 2002.
- [34] S J Brookes and J B Moss, *Combustion and Flame* 116, pp 486-503, 1999.
- [35] I M Kennedy, 'Models of soot formation and oxidation', *Progress in Energy and Combustion Science*, 23, pp 95-132, 1997.
- [36] J B Moss, C D Stewart, and K J Syed, *22nd Symposium (International) on Combustion*, p. 413, 1988.
- [37] A Kronenburg, R W Bilger, J H Kent, 'Modelling soot formation in turbulent methane-air jet diffusion flames', *Combustion and Flame*, 121, pp 24-40, 2000.
- [38] R P Lindstedt, in 'Soot Formation in Combustion', (H. Bockhorn, Ed.), Springer Verlag, Heidelberg, p. 417, 1994.
- [39] H T Brocklehurst, C H Priddin, J. B Moss, 'Soot predictions within an aero gas turbine combustion chamber, ASME paper 97-GT-148, 1997.
- [40] J Appel, H Bockhorn, M Frenklach, 'Kinetic modelling of soot formation with detailed chemistry and physics: laminar premixed flames of C₂ hydrocarbons', *Combustion and Flame* 121, pp 122-136, 2000.
- [41] M Burger, G Klose, G Rottenkolber, R Schmehl, D Glebert, O Schaefer, R Koch, S Wittig, 'A combined Eulerian and Lagrangian method for prediction of evaporating sprays', ASME IGTI Paper 2001-GT-0047, 2001.
- [42] G Gouesbet, A Berlemont, 'Eulerian and Lagrangian approaches for predicting the behaviour of discrete particles in turbulent flows.' *Progress in Energy and Combustion Science* 25, pp 133-159, 1999.

特集：燃焼の数値シミュレーション（口絵）

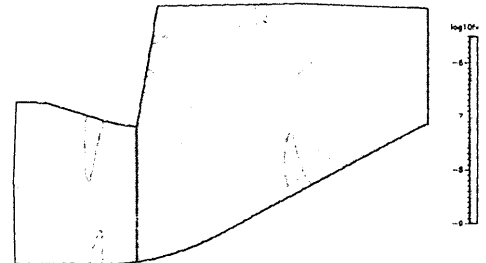
Numerical Simulation of Gas Turbine Combustion Processes-Present Status and Future Trends

(Loughborough University J. J. McGuirk, Imperial College A. M. K. P. Taylor)

(詳細は本文 347 頁 参照)



LES predictions of instantaneous axial velocity in a radially swirled LPP geometry.(本文 図 8 参照)

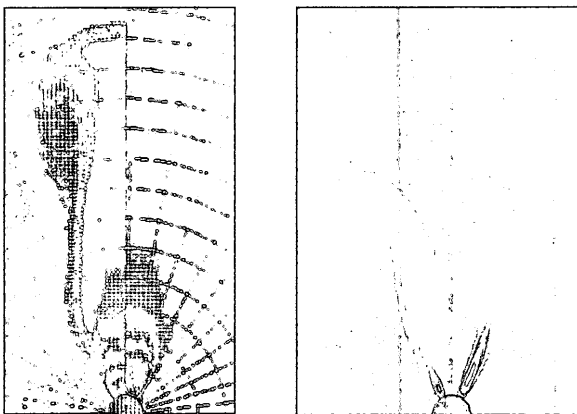


Predictions of soot volume fraction in BRR staged combustor.(本文 図 11 参照)

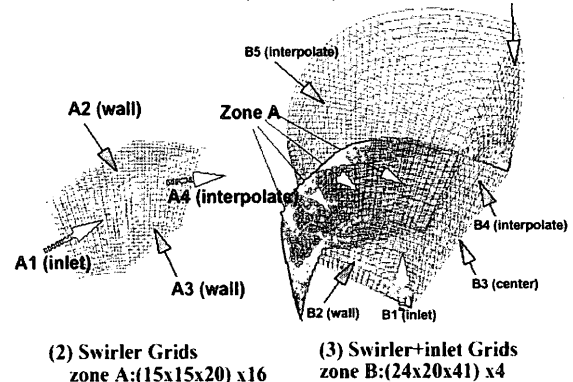
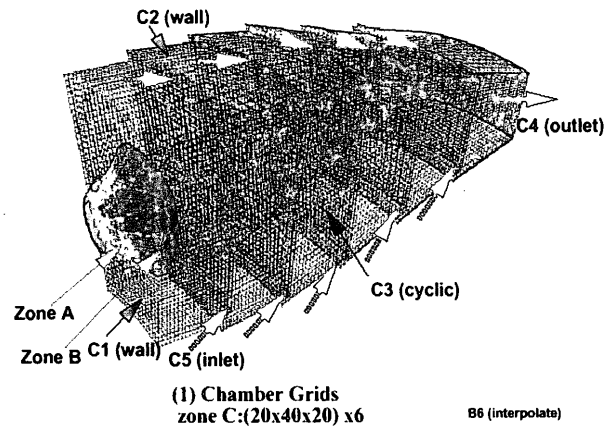
航空宇宙技術研究所における燃焼の数値解析に関する研究

(航空宇宙技術研究所 山本・牧田・新城・溝淵)

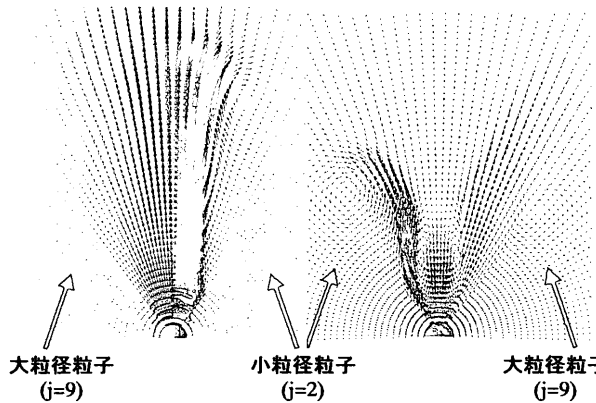
(詳細は本文 362 頁 参照)



(a) full cone 型噴霧 (b) hollow cone 型噴霧
噴出後 0.5 ms における気相温度分布(左半分)と燃料蒸気の質量分率分布(右半分)(本文 図 9 参照)



モデル燃焼器の計算格子系と計算境界名 (本文 図 12 参照)



(a) full cone 型噴霧 (b) hollow cone 型噴霧
噴出後 0.5 ms における小粒径(j=2)と大粒径(j=9)の液相グループ速度ベクトル分布 (本文 図 10 参照)

4000 step

特集：燃焼の数値シミュレーション

航空宇宙技術研究所における燃焼の数値解析に関する研究

山本 武*¹
YAMAMOTO Takeshi牧田 光正*¹
MAKIDA Mitsumasa新城 淳史*¹
SHINJO Junji溝渕 泰寛*¹
MIZOBUCHI Yasuhiro

キーワード：CFD, 燃焼, DNS, LES, ガスタービン燃焼器, 噴霧, 検証

Computational Fluid Dynamics, Combustion, Direct Numerical Simulation, Large Eddy Simulation, Gas Turbine Combustor, Spray, Validation

まえがき

航空宇宙技術研究所（以下、航技研）には、世界的に見てもトップレベルの計算速度と記憶容量を持つベクトル並列計算機 NWT (Numerical Wind Tunnel) を中核とする数値シミュレータⅡが設置されている。本年7月にはこれに変わるべく、数値シミュレータⅢが稼動を開始した。NWT を用いて、宇宙往還機、超音速輸送機、ヘリコプタ、エンジン等といった航空宇宙分野の多数の数値解析が盛んに行われている。燃焼を伴う流れの数値解析についても、これまで、スクラムジェットエンジン⁽¹⁾、ラムジェット燃焼器⁽²⁾などが計算されて来た。スクラムジェットの数値解析⁽³⁾は、現在も角田宇宙推進研究所でサブスケールエンジンの試験と平行して行われている。

ここでは、現在、航技研で行われている燃焼の数値解析に関する4つの研究について紹介する。まずは始めに、燃焼の基礎的な研究である水素噴流浮き上がり火炎のDNS (Direct Numerical Simulation)、次に予混合燃焼器において問題となっている火炎の不安定性解明のための Large Eddy Simulation (LES)、噴霧燃焼流の数値解析、最後に数値解析コード検証のためのデータベース開発について簡単に書く。詳細については、それぞれの参考文献をご覧ください。

1. 水素噴流浮き上がり火炎の DNS

先に述べたように航技研には高いレベルの計算速度と容量を持つ大型計算機が設置されており、この性能を生かして並列計算機の48要素計算機を用いた水素噴流浮き上がり火炎のDNS⁽⁴⁾が行われている。

浮き上がり火炎は部分予混合火炎であり、拡散火炎に比べて生成されるNO_xの量が少ないことから実用上重要であると同時に、安定化機構が十分に解明されていないため、学術的にも注目されている。

計算の対象としては、空気中への水素噴流の火炎である。噴き出し口の直径は2mm、噴き出し速度は680m/sとした。

1.1 計算手法

化学反応モデルとしては、9化学種(H₂, O₂, OH, H₂O, H, O, H₂O₂, HO₂, N₂), 17反応モデル⁽⁵⁾を用いている。支配方程式は三次元 Navier-Stokes 方程式と9化学種の保存式および状態方程式である。解法としては有限体積法を用いている。離散化手法は、対流項については風上三次精度の TVD (Total Variation Diminishing) スキーム、粘性項および拡散項については二次精度の中心差分を用いている。総計算格子点数は約2300万点である。

1.2 解析結果

図1は数値解析により得られた温度1200Kの瞬時等値面であり、浮き上がり火炎が良く模擬されている。浮き上がり高さも実験値と良好な一致を示している。

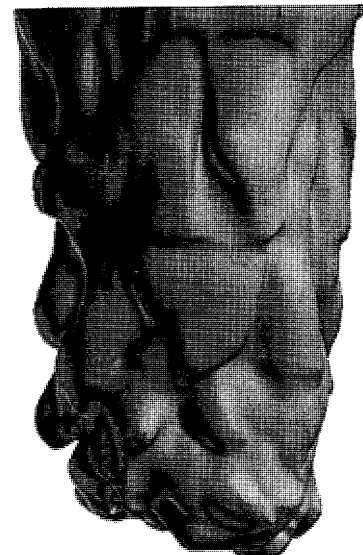


図1 温度1200Kの瞬時等値面

原稿受付 2002年7月10日

*1 航空宇宙技術研究所

〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1

図2は水素モル分率60%の等値面であり、非常に乱れの強い三次元的な噴流が形成されていることがわかる。表面の色は温度を表しており、高温部では乱れが減衰していることが分かる。

火炎構造を明らかにするため、次式で定義される Flame Index(以下、F. I.)⁽⁶⁾を導入した。

$$F. I. = \nabla Y_{H_2} \cdot \nabla Y_{O_2}$$

F. I. の値が、正であれば火炎は予混合火炎、負であれば拡散火炎である。F. I. が正值の場合は局所的な混合分率 z に対応する一次元予混合火炎における F. I. で無次元化し、負値の場合は水素空気対向流拡散火炎消炎時の F. I. で無次元化すると、この値 N. F. I. (Normalized Flame Index) は予混合火炎に対しては局所的な火炎の燃焼速度の指標となり、また拡散火炎に対しては局所的な消炎の指標となる。

図3は水素消費速度 $10^4 \text{ mol/m}^3/\text{s}$ の等値面を、局所的な N. F. I. および混合分率を用いて、過濃予混合火炎 (N. F. I. > 0 , $z > z_{st}$, z_{st} は量論混合分率) を白色、希薄予混合火炎 (N. F. I. > 0 , $z < z_{st}$) を黒色、拡散火炎 (N. F. I. < 0) を灰色に色分けしたものである。この図より、火炎は三つの要素、内側の火炎、外側の島状の火炎、先端部の火炎で構成されていることがわかる。さらに、内側の火炎は過濃予混合火炎、外側の島状火炎は拡散火炎、先端火炎部は過濃/希薄予混合火炎と拡散火炎の複合体であることが解明された。

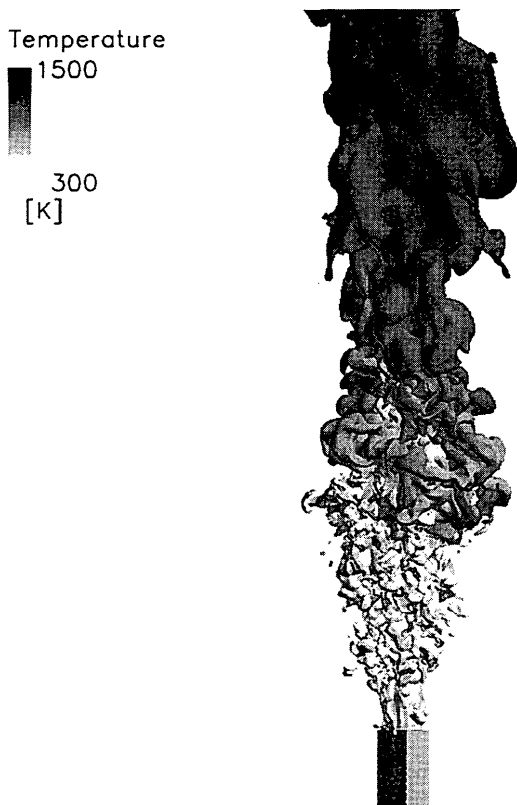


図2 水素モル分率60%の等値面

1.3 まとめ

浮き上がり火炎のDNSによって、実験的には困難である火炎の流れ場、火炎構造が解明されている。ここでは紹介することができなかったが、3つの火炎要素の詳細な構造を解析するに至っている。今後は安定化機構の解明等が行なわれる予定である。

2. 予混合燃焼器内火炎挙動のLES

ガスタービン燃焼器に限らず、NO_x 排出物低減のために有効である希薄予混合燃焼が注目され、盛んに研究されている。しかしながら予混合燃焼を用いることによって実用当量比範囲が狭くなると共に、燃焼の不安定性による燃焼効率の低下や振動燃焼による燃焼器の破壊等の不具合が起こることも知られている。したがって、安定な燃焼を実現するためには何らかの受動的・能動的制御が必要である。

振動燃焼にはさまざまな要因が関係しており、そのメカニズムは複雑である。航技研では実スケール燃焼器内の振動メカニズムを理解し、制御に結びつけるためにLESによる燃焼器内の火炎の計算を行っている。

2.1 計算手法

流体の支配方程式は3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式である。燃焼は、火炎を Flamelet として扱うことにより定式化した。火炎面は流体のスケールに比べて薄い面であるとし、火炎面を $G=G_0$ の面として以下の G -

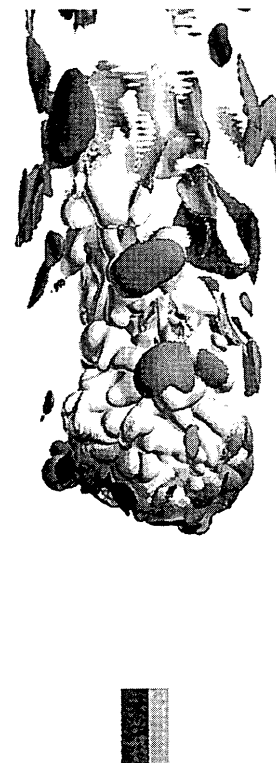


図3 水素消費速度 $10^4 \text{ mol/m}^3/\text{s}$ の等値面
白：過濃予混合火炎
黒：希薄予混合火炎
灰：拡散火炎

方程式を解くことによってその動きを追跡する。 $G < G_0$ の領域は未燃ガス、 $G > G_0$ の領域は既燃ガスとして扱う。既燃ガスの組成は予めテーブルとして計算しており、そのテーブルを参照することによって反応熱を計算に反映させている。空間フィルタリングには Favre フィルタリングを用いた。運動量等の式に現れるサブグリッドスケールの項は Dynamic モデルにより与えた。計算手法の詳細については、文献(7)をご覧ください。

2.2 燃焼器

本計算で対象としたのはガスタービン用スワラ型燃焼器である。燃焼器は矩形断面(150 mm × 150 mm)であり、入口部にスワラ付きのインレットを持つ。出口には流れを加速させるための絞りが設けられている。燃焼器長さは 300 mm である。スワール数は約 0.85 である。

壁面は断熱壁とし、出入口は無反射境界条件を与えた。スワールはインレットの流れ場に仮想的な体積力を加えることにより与えた。

計算条件は、流入速度約 40 m/s、流入温度 400 K 及び 800 K、初期圧力 1 気圧、燃料はメタンとし、当量比は 0.55 とした。ここでは流入予混合気の温度を変えることによる燃焼状態の変化について示す。

2.3 解析結果

2.3.1 流入温度 800 K のとき

図 4 に流入温度が 800 K の場合の時間平均火炎形状を示す。火炎はスワラ後流と燃焼器肩部の再循環領域に保持されている。図 5 に時間平均の速度場から求めた流

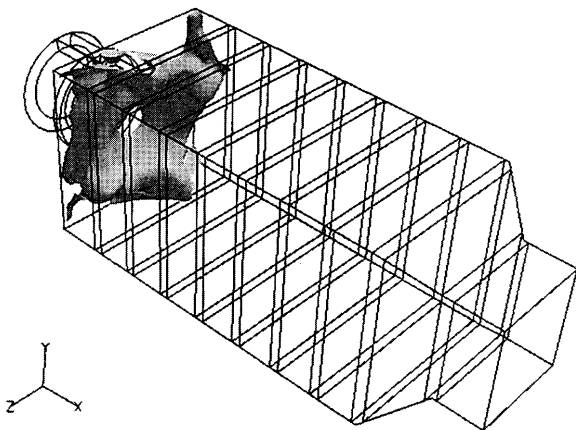


図 4 時間平均火炎形状(予混合気温度: 800 K)

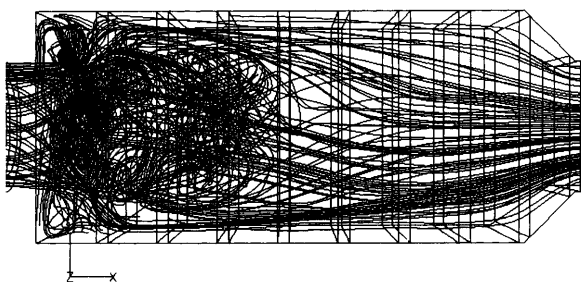


図 5 時間平均流線(予混合気温度: 800 K)

線を示す。スワラの後流と燃焼器肩部に再循環領域が形成されていることがわかる。

瞬時の火炎形状を時系列に比較しても大きな変化なく、全体的にほぼ同じ位置に留まっているが、燃焼器内部の共振音に影響されて火炎形状が変化することが観察された。

燃焼器下流側 3 分の 1 の地点の壁面で計測した圧力の時間履歴をフーリエ解析すると基本振動は約 700 Hz であった。これは縦方向の 4 分の 1 波長の音響振動に相当する。これよりも高次のモードおよび燃焼器横方向の振動によるモードも存在している。

2.3.2 流入温度 400 K のとき

流入予混合気の温度を 400 K としたときの時間平均の火炎形状は図 6 のようである。図 7(a), (b) に 2 つのある瞬間の火炎形状を示すが、流入温度が 800 K の計算結果とは異なり、火炎が x 軸方向に大きく動いていることがわかる。流れと火炎の動きが関連し合っていると思われる。圧力振動の振幅は、流入温度が 800 K のときに比べて大きい。

2.4 まとめ

スワラ燃焼器内の予混合燃焼の LES を、流入温度を変化させて行った結果を紹介した。スワール数や当量比を変えた計算も行っているが、紙面の都合上割愛した。

NO_x の排出量を低減するには更に低い当量比、すなわち可燃限界付近での燃焼が必要になると思われるが、その際には局所的な消炎や再着火等の現象が影響を与える。本計算で用いた Flamelet モデルは火炎面が薄く燃焼反応は基本的に完結することを前提にしているため、そのような現象を正確に表現できない可能性がある。したがって局所的な化学反応の進行度を表現できるモデルを新たに用いる必要があり、DNS との連携も視野に入れてモデルを開発中である。

流入・流出の境界条件は燃焼器内の音響特性に影響を与える。また、実際には壁面への熱流出により局所消炎が起こる場合があるが、それを組み込むには至っていない。境界条件の影響を調べることは今後の重要な課題のひとつである。

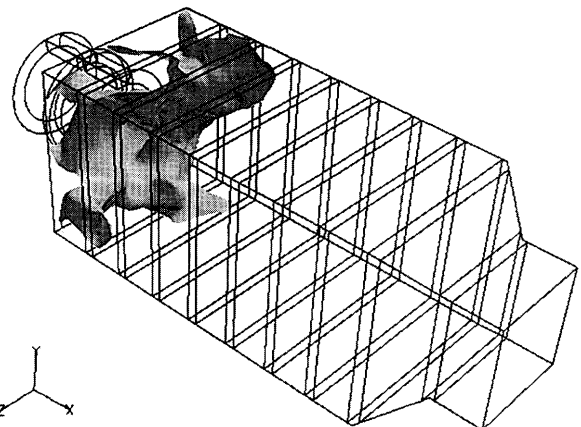


図 6 時間平均火炎形状(予混合気温度: 400 K)

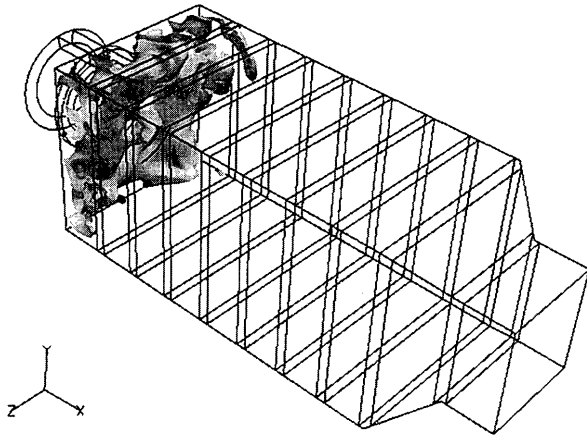


図 7(a) 瞬時火炎形状(予混合気温度: 400 K)

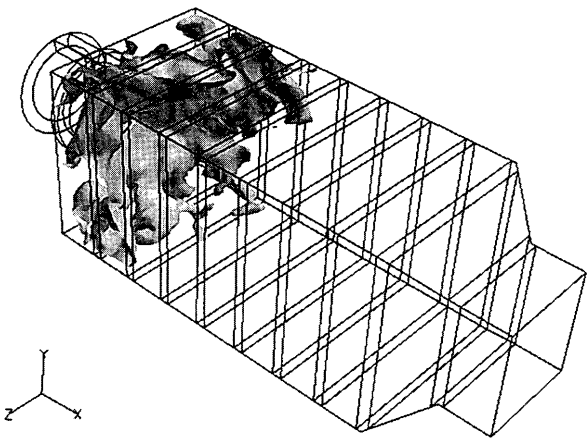


図 7(b) 瞬時火炎形状(予混合気温度: 400 K)

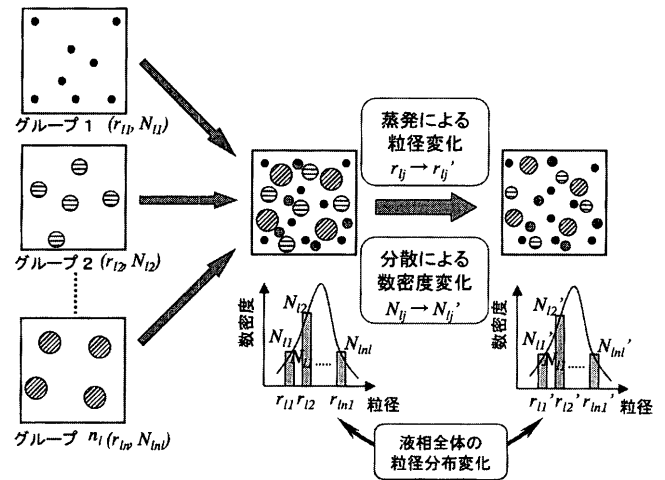


図 8 Euler 的手法における粒径分布の扱い

3. 噴霧燃焼流の数値解析手法と ガスタービン燃焼器への適用

現用の航空機用ガスタービンエンジンでは燃料として炭化水素系の液体燃料を用いているため、燃焼器内部の流れ場は燃料噴霧を含んだ複雑な気液混相流となっている。また、燃焼器中には燃焼制御のためにスワラや冷却口等の様々な機構が設けられていることも、現象をさらに複雑にしている。航技研では、これまでに2次元軸対称場における燃料噴霧の挙動を解析する計算コードの開発を手がけ^{(8),(9)}、それらを3次元の実問題へ拡張するための手法の開発を行ってきた⁽¹⁰⁾⁻⁽¹²⁾。

3.1 計算手法

噴霧の数値解析を行う場合、個々の液滴あるいは液滴群を代表する粒子の運動方程式を直接解いてその軌跡を追跡するLagrange的手法と、液滴粒子群を連続流体として扱うEuler的手法と、大きく分けて2種類の扱いがある。航空分野における数値解析では有限差分法を用いた計算が広く行われており、そこで培われた手法を活用するためにEuler的手法を採用している。

また、液相に粒径分布を持たせるために、図8に示すように異なる粒径を持つ n_1 個(ここでは $n_1 = 9$)の液相

のグループを考えてそれぞれを別々の流体として扱い、それらの数密度の比率に分布を持たせることにより液相全体としての粒径分布を与えている。図中の4角形は1つの計算セルを表しており、セル中に含まれる個々の液滴の物性値の総和がこのセルにおける液相の物性値となる。各液相グループ(j)の速度・密度・数密度等の流体的諸量は流体の方程式によって解かれ、あるセルで液相から蒸発が起こった際には液相の密度を減じることにより、間接的に粒径 r_j が小さくなる。これにより、そのセルにおける液相グループ(j)の粒径 r_j 、数密度 N_j が求められ、そこでの液相全体としての粒径分布が得られる。

以上のモデリングのもとに、支配方程式として、気相には圧縮性 Navier-Stokes 方程式と気体種の保存式、液相には圧縮性 Euler 方程式が適用される。

燃料噴霧の蒸発・燃焼については、液滴周囲の雰囲気条件や粒子の密集度によって形態が変化することを考慮するために、ここでは Chiu ら⁽¹³⁾によって提唱された群燃焼モデルを簡略化して用いている。反応機構としては、簡略化のため1段階反応式を用いている。

これら一連の支配方程式を解くための数値解析法には有限差分法を用いており、両相の対流項の差分に対してはそれぞれ Explicit Harten-Yee Non-MUSCL Modified-flux type TVD-Upwind Scheme⁽¹⁴⁾を用い、数値流束を求めるために必要な格子境界での物性値は一般化された Roe の平均から求めている。また、粘性項の差分には陽的な中心差分を用い、それぞれの相において反応生成項・干渉項は陽的に付け加えている。数値モデル・解法の詳細については、文献(8)等を参照願いたい。

3.2 2次元軸対称噴霧への適用

まず、取り扱いが簡単な2次元軸対称噴霧への適用例を示す。この計算ではエアブラスタタイプの噴霧を想定しており、温度 1000 K、圧力 1 atm の加熱空気中に質量比 0.5、速度 20 m/s で燃料噴霧を噴出している。その際、平均粒径(Sauter Mean Diameter)が $100\mu\text{m}$ となるように初期粒径分布を与えている。

図9に、(a)full cone型、(b)hollow cone型における噴出後0.5 msでの気相温度分布(左半分)と燃料蒸気の質量分率分布(右半分)を示す。双方の噴霧においてガス温度は700 K~1800 Kの間の分布を示している。これらから、噴出口付近では多くの液滴が存在し、それらが蒸発過程において周囲の気相から熱を吸収することにより、気相温度が低くなっていることが判る。その後蒸発によって生じた燃料蒸気が下流領域で酸素と混合・反応し、温度を上昇させている。また、full cone型の噴霧では噴出口付近の噴霧の外端で着火しているが、hollow cone型の場合は内・外端の双方で着火可能なため、hollow cone型の方が着火性が良いと考えられる。

次に、図10に初期粒径の大小による液相速度分布の違いを示す。どちらの型の噴霧でも、小粒径の液相グループ $j=2$ の流れはほぼ気相に追従しているが、大粒径の液相グループ $j=9$ は初期の噴出方向に進もうとする傾向が強い事が判る。また外周では(a)、(b)共に渦が発生し噴霧の外形を形成しているが、hollow cone型の場合噴霧内部にも渦が生じている。これにより hollow cone型では、内側の領域には小粒径の液滴が比較的多

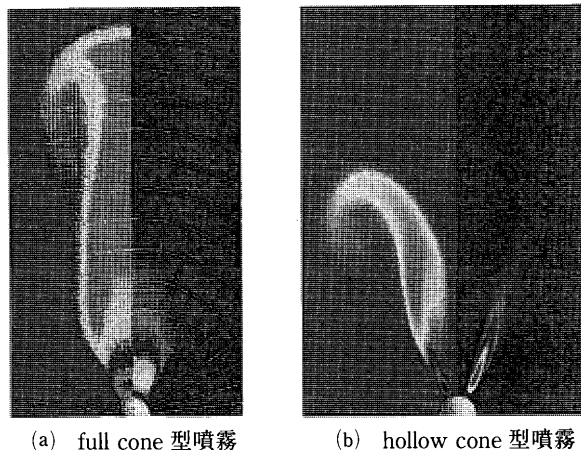


図9 噴出後0.5 msにおける気相温度分布(左半分)と燃料蒸気の質量分率分布(右半分)

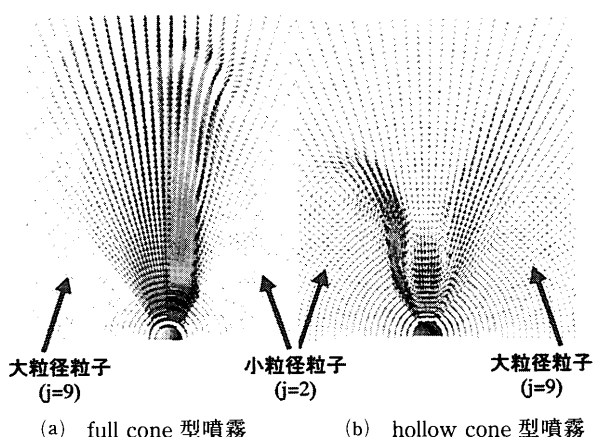


図10 噴出後0.5 msにおける小粒径($j=2$)と大粒径($j=9$)の液相グループ速度ベクトル分布

く存在し、大粒径液滴の多くは初期噴出方向に流れていくと考えられる。その後、時間の経過に従い外周の渦は下流に流れて消滅するが、内部の渦は留まり、保炎の役割も果たしている。

3.3 ガスタービン燃焼器内部流への適用

3次元への拡張を行った場合にも、計算モデルには基本的にこれまで述べた手法がそのまま適用できる。しかし、3次元計算を行う必然性が発生するのは、燃焼器中の様々なデバイス(スワラ、冷却空気口、フィルムクーリング孔等)が燃焼状態へ及ぼす影響を評価するような場合が多く、現象が燃焼器全体に渡って複雑となっている。これらの影響を評価するために詳細な数値解析を行うには複雑な計算格子系(マルチブロック構造格子等)を用いる必要があり、膨大な計算機メモリ容量と計算時間を要する。

この問題点を解消するため、プログラムをNWT用並列化言語NWT-Fortranで記述し、気相と液相の計算をそれぞれ別々の計算機要素(PE: Processor Element)で行った。これにより1計算領域当たりの使用メモリ量及び計算時間を約半分にする事が出来た。さらに、複合格子系を用いて個々の計算領域を別々のPEで計算することにより、メモリの制約を受けずにかつ計算時間も大幅に増加させることなく、広い領域に渡って格子を細かく取ることが出来るようになった。具体的には図11に示すように計算領域を a 個の計算格子系に分け、それぞれの格子に対して気相と液相にPEを1台ずつ割り当て、合計2台のPEを用いて計算を行った。また、液相のPEの中ではさらに粒径の異なる9つのグループに分けられている。

図12に計算対象としたモデル燃焼器の計算格子を示す。全体をA~Cの3つのzoneに分け、スワラ用には16格子(zone A)、スワラとチャンバーの接続部に4格子(zone B)、チャンバー用に6格子(zone C)、計26格子(約23万点)を用いている。これらの格子を1つずつ個別のPEに割り当てると、格子数の2倍の52PEを用いることとなり、各PEのロードバランスなどの運用効率も悪くなるので、zone Aでは1PEに4格子を割り当てることにより、合計28PEに抑えた。空気はスワラ境界A1及び冷却口C5から流入させ、気流微粒化された噴霧をB1から流入させている。また、zone

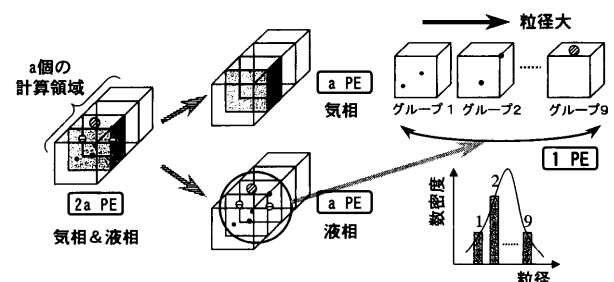


図11 計算領域分割・相分割による計算の並列化の模式図

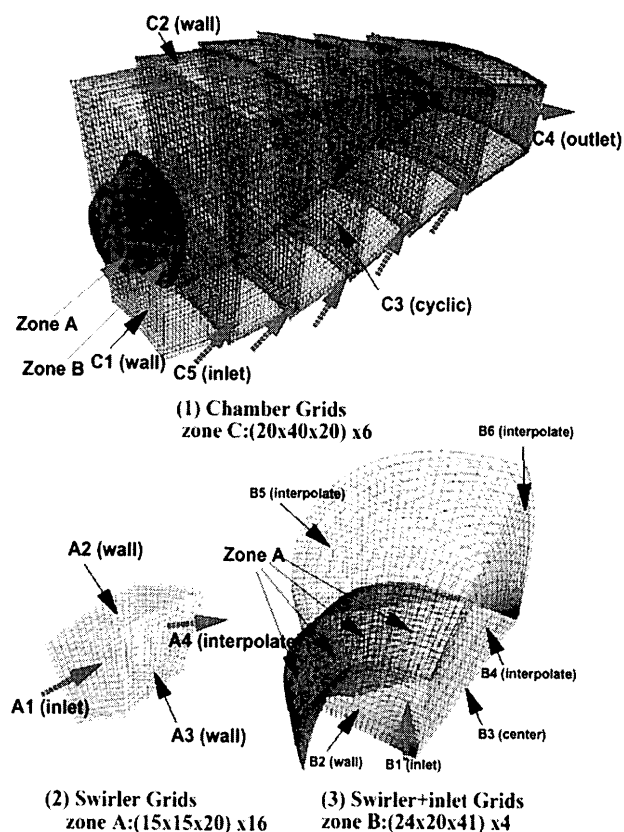


図 12 モデル燃焼器の計算格子系と計算境界名

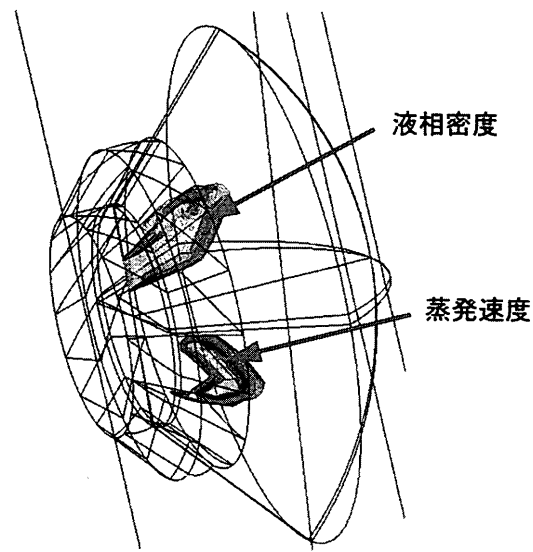


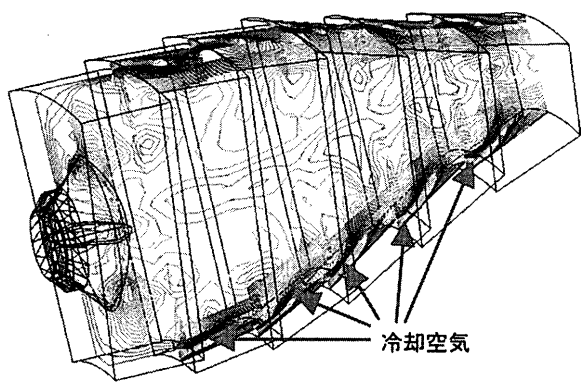
図 14 モデル燃焼器における液相密度と蒸発速度の分布

間の接続境界 A 4, B 5, B 6 では接続先の zone の値から内挿して与えているため zone の境界で格子点を一致させる必要がなく、これにより計算格子作成の自由度が大幅に広がっている。

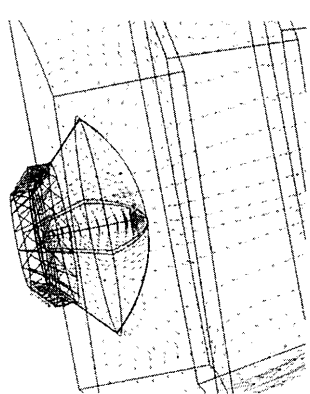
計算結果の例として、図13に燃焼器中央断面における(1)全体の気相速度場と(2)スワラ付近の速度ベクトルを、また、図 14 にスワラ付近の液相密度(上半分)と液相から気相への質量流束即ち蒸発速度(下半分)の分布図を示す。噴出口付近での液滴の分散・蒸発、スワラで発生した旋回流による再循環領域の形成などが確認できる。

3.4 基盤コードへの組込み

設計ツールとして見た場合、解析手法をユーザーが簡単に使い、かつ有る程度汎用性を有している必要がある。これに対応するために当研究所では CFD 分野の研究者有志が集まり、UPACS(Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) というプロジェクトを進めている^{(15), (16)}。そこでは各分野の CFD 研究者が協力してそれぞれの CFD コードに共通するプログラム構造を分析し、分野が異なる研究者間でも共有できる基盤コードを確立することを目指している。このプロジェクトでは複雑形状への対応と計算精度を両立させるために、前節で述べた手法と同じくマルチブロック構造格子と並列化を併用しているのが大きな特徴だが、それに伴いプログラム上で煩雑になる部分を計算処理部分と切り離れた構造をとり、単格子の中で計算処理を行うモジュールを組み合わせるにより全体の処理を実現している。現在、UPACS への噴霧燃焼モデル組込みを進めている。



(1) 全体の気相速度分布



(2) スワラ付近の速度ベクトル

図 13 モデル燃焼器における速度分布

4. プログラム検証のためのデータベース構築

燃焼場の計測は様々な火炎について行われているが、数値解析プログラムの検証のために行われたものは少なく、標準となる検証データはない。特に、近年、盛んに行われている LES では、詳細な流入境界条件が必要で

あるが、それを含めた検証データはない。航技研ではフランスのポワティエ大学と協力し、燃焼流のLESプログラムを開発すると共に、ブラフボディ型保炎器を対象とした詳細な計測によるデータベース構築を行っている。

4.1 実験装置

データベース構築のための計測に用いている風洞の計測部を図15に示す。大きさは内法30 mm×160 mm×280 mmで、予混合気入口より130 mmの位置に流れに直角に幅10 mmのブラフボディ（断面は直角三角形）が

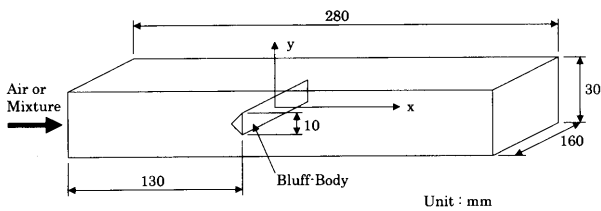
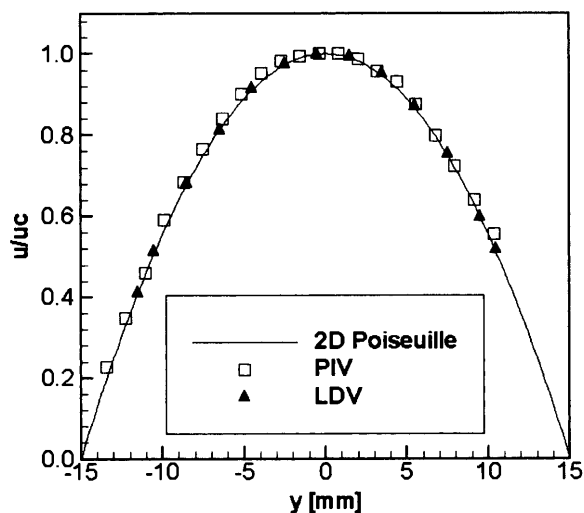
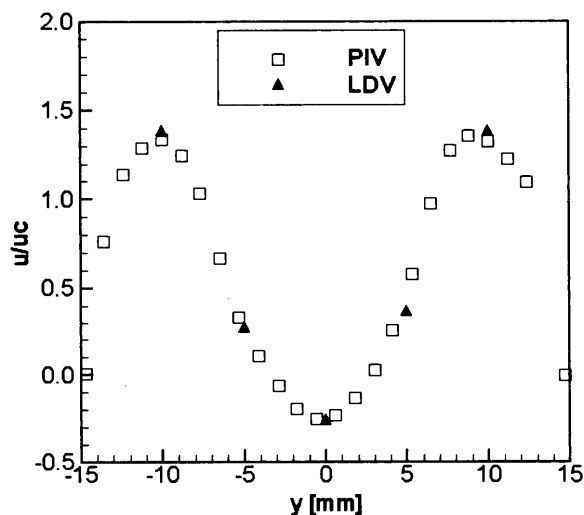


図15 風洞計測部



a) $x = -50$



b) $x = 10$

図16 時間平均速度分布

置かれている。計測部の上流には、同断面(30 mm×160 mm)の長さ約1900 mmのダクトが接続されており、上流から流れてくる予混合気、計測部入口において完全に発達した速度分布を与えることができる。

現在は非燃焼・層流で双子渦、カルマン渦を作り粒子画像流速計(PIV)とレーザドップラー流速計(LDV)を用いて計測を行っている。作動流体は空気であり、常温である。

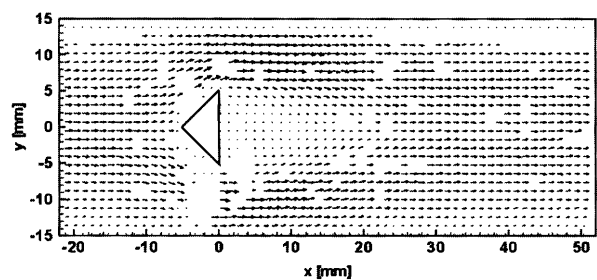
4.2 計測結果

図16(a), (b)はそれぞれ、 $x = -50, 10$ における速度(x 方向速度成分 u を中心軸上の速度 u_c で無次元化したもの)の y 方向分布である。ブラフボディの高さ、中心軸上速度 u_c に基づくレイノルズ数は79であり、カルマン渦が形成される条件である。 $x = -50$ における計測値は2次元のポアズイユ流れの速度分布と良く一致している。 $x = 10$ において $y = 0$ で対称となっているのは時間平均を行っているためである。図17はレイノルズ数を変化させてPIVにより計測した瞬時の速度分布であり、 $Re = 29$ のときは双子渦、 $Re = 79$ のときはカルマン渦が形成されており、その間で移行が起こることが分かる。これらのデータを用いることによって、層流計算やDNSの検証が可能である。

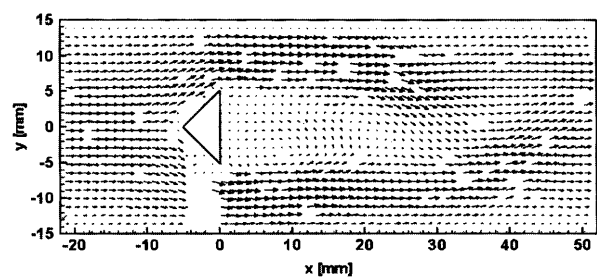
今後は、流速を高めた条件や、燃焼条件において計測を実施し、数値解析プログラムの検証用データベースを構築していく計画である。

あとがき

現在、航技研で行われている燃焼の数値解析の3例と検証用データベースの構築について紹介した。航技研の燃焼解析技術は、実験的に把握することが困難である現



$Re = 29$



$Re = 79$

図17 PIVにより計測した瞬時速度分布

象の解明に活用されており、良い成果が得られている。燃焼器の設計ツールとしては複雑形状への適用性、簡便性、信頼性を十分備えたものの開発には至っていないが、近い将来の実現を目指し、基盤コードへの燃焼解析モジュールの組み込み等を進めている。

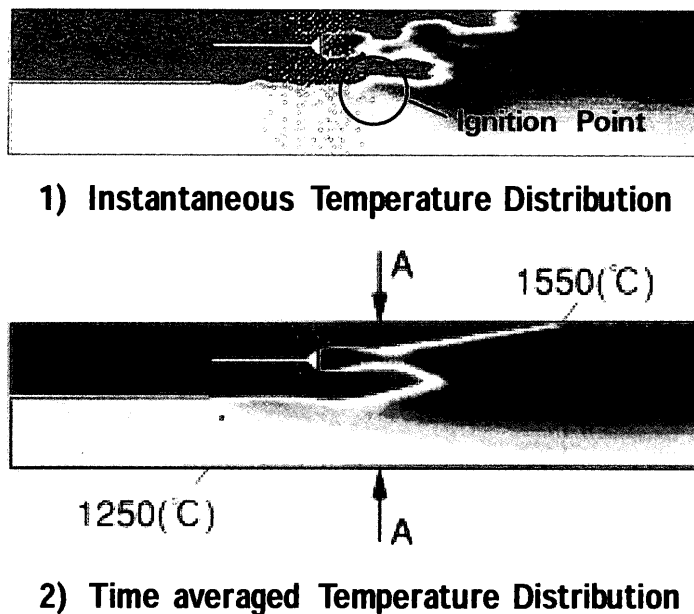
参考文献

- (1) 石黒登美子, 小川哲, 和田安弘, 第8回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, (平2-11), p. 27
- (2) Yamamoto, T., Kurosawa, Y., Suzuki, K., Gomi, M., Proc. IGTC, (1999), p. 725, GTSJ
- (3) 小寺正敏, 須波徹治, 中橋和博, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2001論文集, p. 321
- (4) 溝淵泰寛, 立花繁, 新城淳史, 小川哲, 竹野忠夫, 日本燃焼学会誌, 44-128 (平14-5), p. 3
- (5) Westbrook, C. K., Combust. Sci. Tech. 29, (1982), p. 67
- (6) Yamashita, H., Shimada, M., Takeno, T., Proc. Combust. Inst. 26, (1996), p. 27
- (7) Shinjo, J., Tachibana, S., Mizobuchi, Y., Ogawa, S., Ninth International Conference on Numerical Combustion, (2002)
- (8) 牧田光正, 林光一, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 498 (1996), p. 390
- (9) Hayashi, A. K., Makida, M., Fujiwara, T., Spray Jet Combustion Using the Group Combustion Theory, (1995), Begell House
- (10) 牧田光正, 第11回ガスタービン学会秋季講演会講演論文集, 1996
- (11) 牧田光正, 第15回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, (1998), pp. 33-38
- (12) Makida, M., Numerical Simulation of Internal Flow in Aircraft Engine by Parallel Super Computer, AIAA 98-0725 (1998)
- (13) Chiu, H. H., Liu, T. M., Comb. Sci. and Tech., Vol. 17, (1977), p. 1270
- (14) Yee, H. C., NASA Technical Memorandum 89464
- (15) 山本一臣, 他, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'99論文集, (1999), pp. 351-356
- (16) 山根敬, 他, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2000論文集, (2000)

ガスタービン燃焼器開発段階における燃焼数値解析

(株日立製作所 稲毛)

(詳細は本文 370 頁 参照)

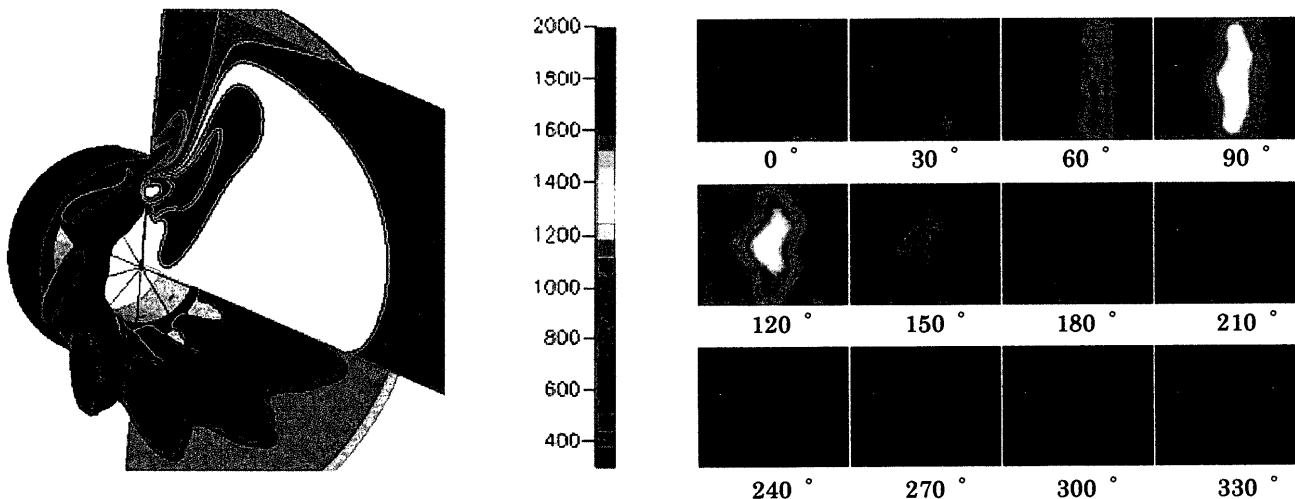


燃焼器内温度分布 (本文 図 2 参照)

ガスタービン燃焼器解析技術の開発

(石川島播磨重工業(株) リーヘルマン・加藤・佐藤・藤森)

(詳細は本文 376 頁 参照)



等温面 (1700 K) および燃料噴射孔間断面における温度分布
(本文 図 3 参照)

振動火炎の様子 (各位相における OH 自発光の様子)
(本文 図 10(a) 参照)

特集：燃焼の数値シミュレーション

ガスタービン燃焼器開発段階における燃焼数値解析

稲毛 真一*1

INAGE Shin-ichi

キーワード：ガスタービン，燃焼器，数値解析，燃焼モデル，予混合燃焼，低 NO_x，燃焼振動，タグチメソッド，ロバストデザイン
 Gas Turbine, Combustor, Numerical Simulation, Combustion Model, Premixed Flame, Low NO_x, Flame Oscillations, Taguchi Method, Robust Design

1. はじめに

環境問題の深刻化から，火力発電プラントや自動車エンジン等から排出される窒素酸化物の低減が急務となっている。そのためガスタービンでは，拡散燃焼方式をパイロットバーナーに用いた予混合燃焼方式が採用されている。最近では，さらなる低 NO_x 化を迫るために，予混合燃焼割合の比率を大きくする傾向にある。その実現には，ガス燃料と空気の予混合技術，液体燃料と空気の予混合／予蒸発技術の最適化，燃焼安定性の拡大と NO_x，CO など排ガス特性との両立など多くの開発課題がある。特に，予混合燃焼割合の比率を大きくすると，予混合気の燃空比も大きくなるために，燃焼振動が発生しやすくなる傾向にある。燃焼振動が生じると安定燃焼できなくなると同時に，燃焼器の固有振動数と一致した場合，大きなダメージを与える可能性がある。さらに，大きな圧力変動に伴う逆火等の二次的なダメージも予想されるために，その抑制方法の検討が望まれている。これら課題を解決するためには，現象の正確な把握が不可欠であるが，混合／燃焼の過程は，境界条件，燃焼空気温度，圧力等に強く依存する。特に，ガスタービン燃焼器内は高温高圧条件であるため，実機を用いてその燃焼状態を詳細に計測することは困難であり，また要素実験においても上記条件を満足させて行うことは容易ではない。そのため，実験と相まって数値計算による燃焼解析が火炎安定性の評価を行う上で極めて有効である。しかし，燃焼は当量比，乱れ，燃焼器内圧力，予混合気温度，火炎伸長等の多数の支配パラメータを含み，それらの影響を適切に考慮しない限り現象の正確な予測は難しく，時には定性的にも一致しない場合が少なくない。同時に，燃焼解析は，解くべき物理パラメータの多さ，火炎厚さに見合うメッシュ生成などの点から計算負荷が非常に大きいことが特徴となっている。本報告では，最近のトレンドである予混合燃焼を中心に話を進め，まず燃焼解析の精度を決定する燃焼モデルについて述べ，次に要素レ

ベルでの燃焼，特に非定常予混合燃焼を評価した例を，最後に，最適化手法の中でタグチメソッドと呼ばれる手法と組み合わせた燃焼器最適構造評価手法を紹介する。

2. 燃焼モデル

ガスタービン燃焼器内の燃焼を高精度に予測するには，高精度な乱流モデルと同時に，燃空比，予混合気温度，燃焼器内圧力，乱れの影響等を適切に考慮した燃料モデルが不可欠である。また，流れと燃焼反応の干渉により生じる火炎伸張による消炎効果も燃焼場の形成に大きな影響を与える。同時に数値解析上では，乱流モデルは $k-\epsilon$ モデルに代表される時間平均モデル，LES に代表される空間平均モデル，モデルを介さない直接シミュレーションに分類されるが，それら乱流モデルに大きな修正無しに適用できることが望ましい。また，燃焼は層流／乱流燃焼，さらに燃料／空気を混合しながら燃焼する拡散燃焼と，燃料／空気を予め混合させて燃焼する予混合燃焼とに燃焼形態を分類できる。残念ながら，現状では前記の燃空比，温度などのパラメータを全て含み，且つ全ての燃焼形態に適用でき，乱流モデルの種類に依存しないモデルは存在しない。しかし，層流～乱流の予混合燃焼に限れば，前記パラメータを考慮し，且つ乱流燃焼の場合乱流モデルに依存せずに適用できる唯一のモデルとして以下の HTA (Hyperbolic Tangent Approximation) モデルをあげることができる。予混合燃焼は，予混合気中の燃料がどれだけ反応したかを示す指標である反応進行度の輸送方程式を解くことにより，密度，温度及び化学種の質量分率の変化を決定することができる。反応進行度 c は 0～1 の値を取り，0 は未燃焼状態を，1 は完全燃焼状態をそれぞれ示し，その輸送式は次式で与えられる。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho c) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j c) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\rho D + \frac{\mu}{Sc} \right) \frac{\partial c}{\partial x_j} \right] + \omega \cdots \cdots (1)$$

ここに， ρ ：密度， u_j ：座標 x_j の流速， D ：拡散係数， Sc ：乱流シュミット数， μ ：乱流粘性係数， ω ：反応項である。詳細は既報^{1)~3)}に譲るが，HTA モデルでは反応進行度輸送式の反応項である乱流予混合燃焼モデル ω を以下のように与える。

原稿受付 2002 年 7 月 4 日

* 1 日立製作所 電力・電機開発研究所 三部 燃焼器 Gr
 〒312-0034 茨城県ひたちなか市堀口 833-2

$$\omega = \begin{cases} \frac{8\rho_u Su}{\delta} I^2 c^2 (1-c) & (I > 0.7) \\ 0 & (I \leq 0.7) \end{cases} \dots\dots\dots(2)$$

ここに、 Su ：層流燃焼速度、 δ ：火炎帯の厚み、 c ：反応進行度、 ρ_u ：未燃焼予混合気の密度である。燃空比、圧力、予混合気温度は燃焼速度及び火炎帯の厚みを通じて考慮される。また、 I は火炎伸長の度合いを表わすパラメータであり、以下の超越方程式の解として得られる。

$$\frac{1}{Ka_0} = -\left(\frac{\rho_0}{\rho_u}\right) \frac{1}{4I^2} \ln(1-I) \dots\dots\dots(3)$$

ここに、 ρ_0 ：室温、大気圧下の未燃焼ガス密度、 ρ_u ：解析条件での未燃焼ガスの密度、 Ka_0 ：カーロピッツ数（火炎伸長の程度を示し、 $g\delta/Su$ で定義される）、 g ：速度勾配である。予混合気の当量比が決まると、層流燃焼速度及び厚みは一義的に決定され、経験式や実験値を用いても良いし、理論式¹⁾から評価することもできる。式(2)中で、 $(\rho_u Su/\delta)$ は層流火炎帯中の平均反応速度であり、式(2)は平均反応速度が反応進行度 c の三次式により火炎帯中で分配される事を意味している。消炎効果は、火炎伸張度 I により評価され、 $I=0.7$ で反応が停止する様になっている。これは、実際の燃焼でも連続的に徐々に消炎するのでなく、突然消炎することに相当し、計算上のテクニックではなく、物理的な現象を反映したものである。式(2)、(3)中のいずれにも乱流に起因する量が含まれていないが、乱流効果は反応進行度輸送式(1)の乱流拡散項を通じて考慮される。乱流モデルの種類に依存して、乱流拡散係数は変化するが、燃焼モデル中に乱れの効果が陽に含まれないため、乱流モデルに依存せず使用できるのがメリットである。

3. 要素乱流燃焼場の評価

詳細は参考文献(3)に示すが、パイロット火炎を模擬した高温既燃焼気体及び保炎器により安定化された乱流予混合火炎に関する大塚らの実験⁹⁾を解析した例を示す。図1のように、燃焼器入口部はセパレータにより上下に分離され、上側からは300(°C)、当量比0.6のプロパン-空気予混合気が21.5(m/s)で、下側からはパイロット火炎を模擬した1250(°C)の既燃焼気体が53.0(m/s)でそれぞれ供給される。既燃焼気体は当量比0.6の予混合気を上流側で予め燃焼させたものである。上部入口下

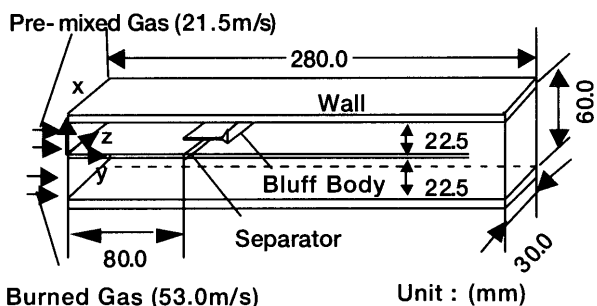
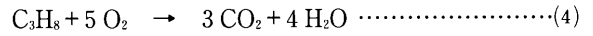


図1 解析体系

流側には保炎器を設置し、その背面に循環流を形成させる。高温の既燃焼気体を循環させることにより、火炎を安定化させることができる。化学反応は以下の一段総括反応を仮定した。



また、メッシュ数は $x \times y \times z = 60 \times 100 \times 10 = 60000$ である。 z 方向には、10メッシュであり、三次元計算としてはメッシュ数が不十分とも考えられるが、 z 方向に周期境界条件を用いることにより、三次元性を模擬した。基礎式は、Favre平均を用いた連続式、運動量式、エネルギー式及び反応進行度輸送式である。乱流モデルはLES乱流モデル、燃焼モデルには上述のHTAモデルを用いた。基礎式に対する境界条件は以下のように与えた。解析体系出口では全ての物理量に対し境界に垂直な勾配をゼロとする。入口では、予混合気の流速、温度及び当量比はそれぞれ上記の固定値を与える。壁面では流速及び乱流量に壁法則を適用し、温度及び反応進行度は壁に垂直な方向の勾配をゼロにした。また、既燃焼気体の反応進行度の境界条件は、既燃焼気体を考えているので、セパレータ下部からの既燃焼気体には $c=1.0$ を与える。セパレータ上部から供給される未燃予混合気には $c=0$ を与える。解析アルゴリズムはSMAC (Simplified Marker And Cell) 法であり、圧力に関するポアソン方程式の解法にはICCG (Incomplete Cholesky Conjugate Gradient) 法を用いた。基礎式の離散化手法には差分法を用いた。運動量の移流項には2次精度の中心差分を適用し、また各基礎式の時間積分には二次精度のAdams-Bashforth法を用いた。また、式(3)より I を算出するために、各メッシュ毎の流速勾配 g が必要になる。本計算では $du/dx, dv/dy, dw/dz$ の最大値を各メッシュの代表速度勾配 g として用いた。非定常及び時間平均温度分布を図2に示す。既燃焼気体-予混合気体間のせん断層中に形成される火炎の着火位置を予混合火炎の断熱火炎温度1550°Cになる位置と定義する。図より、着火位置は、セパレータ端面より約50~60(mm)離れた位置に形成されていることがわかる。これは、せん断層中の速度勾配

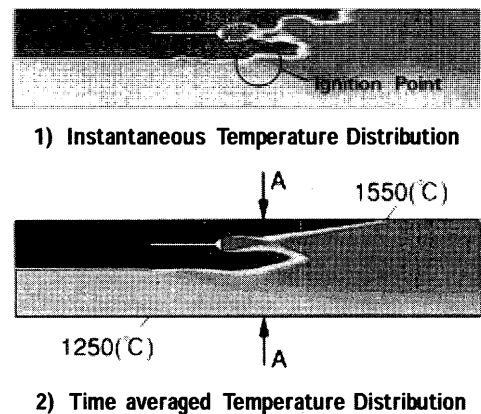


図2 燃焼器内温度分布

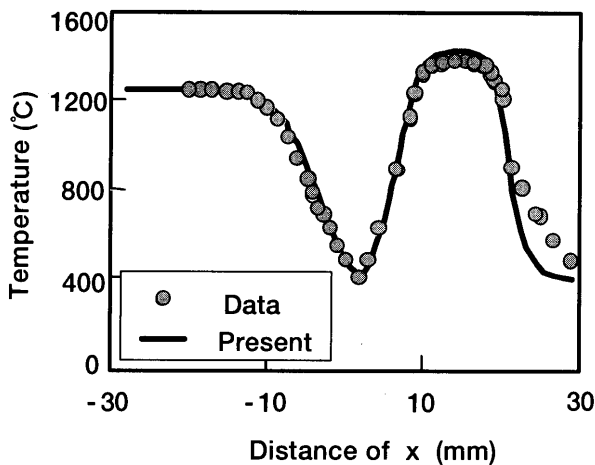


図3 A-A断面における温度分布の比較

によって、火炎伸長による消炎効果が生じているためである。せん断層中の渦の形成により、火炎伸張効果が変化するのに伴い、着火位置も変動することが非定常解析より確認されている。従来の燃焼モデルには火炎伸長による消炎効果が含まれていないため、火炎がセパレータ端面から形成されるという課題があった⁴⁾。HTAモデルは、上記のように火炎伸長効果を正しく反映したモデルになっており、従来モデルの課題を解決する。セパレータから63(mm)下流位置における断面内時間平均温度分布を図3に示す。図ではセパレータ位置を原点とする。図より、実験においてもセパレータ付近に低温領域が見られ、火炎形成位置がセパレータ端面よりも下流側に離れた位置にあることがわかる。解析結果は、 $x = 20 \sim 30$ (mm)付近で差異が見られるものの、他は誤差範囲内で実験値を良く再現する。このように、非定常場においても、要素燃焼レベルであれば十分な精度を保証しつつ、燃焼解析が可能である。燃焼は、特に非定常性の強い現象であり、定常(時間平均)解析では、真実が中々見えない事も多い。今後、非定常解析を通じて、多くの要素燃焼が解明されるものと期待できる。

4. 振動燃焼の解析

予混合燃焼方式を用いたガスタービン燃焼器の開発に携わった者なら誰でも、NO_xを低下させるべく予混合燃焼比率を増大させると、トレードオフ的に燃焼振動が増大するのに悩まされた経験を少なからず持っている。燃焼振動は、発生要因/機構等、未だに解明されていない課題が多い。振動燃焼は、音波に係わる現象であると同時に、極めて非定常性の大きい現象である。渦の変動に伴う発熱量変動が燃焼振動の要因とも成りえるために、圧縮性で、且つLESのような非定常乱流解析が必要である。圧縮性LES乱流モデルを用いた燃焼器内の振動燃焼に関するMurotaらによる解析例⁵⁾について紹介する。Murotらは、Langhorneによる要素燃焼器⁶⁾に対して、圧縮性LESを用いて燃焼振動を解析している。

実験、解析体系を図4に示す。Langhorneの実験では、当量比が0.65~0.66において振動燃焼パターンが変化することが観察されている。当量比0.652以下では、燃焼振動の振幅は小さく、振動数は70~80 Hz程度である(weak buzzと呼ばれる)。それに対し、当量比0.664以上では振幅が相対的に大きく、振動数も100 Hz程度に変化し、保炎器近傍で局所的な逆火も生じるようになる(established buzzと呼ばれる)。Established buzzが発生する条件下での非定常温度分布の解析結果を図5に示す。解析条件として当量比0.7のエチレン/空気予混合気を与え、混合気温度は288(K)、入口流速は27 m/sとし、established buzzを評価している。また、出口圧力は大気圧である。図で、a)~j)が振動の1周期分に相当する。図5a)では、保炎器近傍で灰色で示された高温領域、すなわち既燃焼気体が上流側に移動し始めており、b), c)まで逆火の状態が続いている。この体系で燃焼振動に伴う逆火が生じることは文献にも示されている。図5d)時点では逆火の状態にあった既燃焼気体が下流側に押し戻され始め、未燃焼予混合気が保炎器下流側に流入し始めている。この逆火状態では、保炎器下流側へは未燃焼予混合気の新たな供給はなされず、黒色で示された未燃焼予混合気は、a)~e)間で燃焼が完了している。その後のe)~j)間では、未燃焼予混合気は上流側から下流側に移流することにより供給される。j)より再度逆火過程が始まり、同様の挙動が繰り返される。保炎器下流0.53 m位置における音圧レベルのスペクトルを図6に示す。細線は解析値であり、太線はLanghorneによる実験値である。解析における周波数の分解

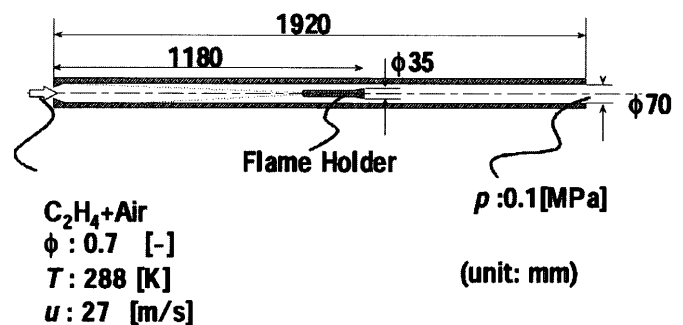


図4 解析体系

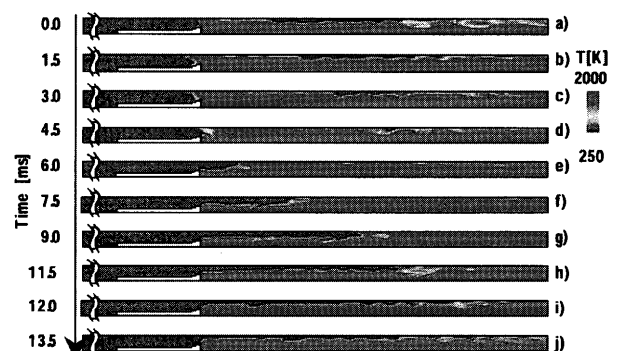


図5 非定常温度分布の時間変化

能は6.5 Hzである。実験値では、第1ピークが(77 Hz, 155 dB), 第2ピークが(143 Hz, 152 dB)である。一方解析では、それぞれ(77 Hz, 155 dB), (143 Hz, 152 dB)であり、実験値との対応は良い。しかし、解析では実験には見られない第3ピーク(260 Hz, 150 dB)が存在する。同時に、高周波数域においては実験が130 dB程度で滑らかな分布を示すのに対し、解析は音圧レベルの変動が比較的大きい。この理由は明確ではないが、数値的な不安定に基づくものと考えられる。

燃焼振動は、次式のレイリーの発振条件を満足した場合に生じると考えられるものの、実際の燃焼器において、その条件が満足されているか否かは把握できていない。

$$\int q'p'dt > 0 \dots\dots\dots(5)$$

ここに、 p' : 圧力変動, q' : 発熱量変動である。積分は、振動一周期分に渡って行うものとする。実験により発熱変動と圧力変動を、同時に、かつ高精度に計測することは極めて困難であるのに対し、解析では容易に評価

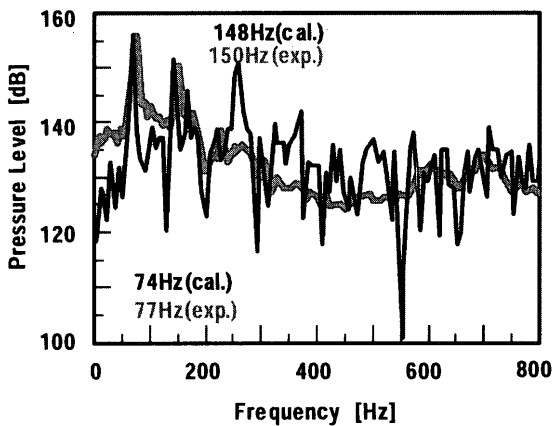


図6 音圧スペクトル

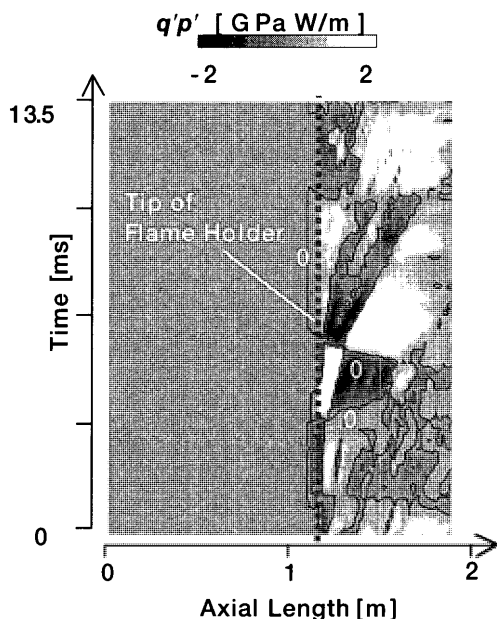


図7 レイリー条件の評価

できることが大きな利点である。燃焼器内の各時間ごとの(圧力変動)×(発熱変動)の等値分布を図7に示す。図より、値が明確に正となる領域が認められ、この領域が振動燃焼の加振領域と推測できる。なお、Langhorneの実験に関しては、上記例以外にも解析例があり、解析により多くの知見が得られている⁷⁾。このように、燃焼及び乱流のモデル化、数値解析手法等の高度化に伴い、燃焼器開発上、重要な課題である燃焼振動が徐々にではあるが解明できつつある。

5. 数値解析による燃焼器最適化手法

上記では、要素レベルでの予混合燃焼と燃焼振動での、LESを用いた非定常燃焼解析の事例を示した。しかし、実機の高圧燃焼器をトラジション・ピースなども考慮して、全体を非定常で解析するのは解析時間の点で当面難しいものとする。また、 $k-\epsilon$ モデルのような定常解析をベースにしたものでも、実機燃焼器全体を単体では解析できても、設計パラメータをシステムティックに変化させて解析し、最適な構造を見つけるのは、非常に計算機に負荷がかかる手法である。ここでは、燃焼数値解析にタグチメソッド⁸⁾或いはロバストデザインとも呼ばれる最適化手法を組み合わせ、解析回数の低減を図りながら、最適構造を見つける試みを紹介する。

燃焼器開発の大きな課題の一つに、燃焼器出口断面での排ガス温度分布の均一化、いわゆるパターンファクターの向上があげられる。図8に示す要素燃焼器構造で、パターンファクターの最適化を検討する。燃焼器の基本コンセプトは、燃料系統を三分割し、まず燃焼器の上流側で旋回流を用いた希薄な燃空比でパイロットバーナーを形成し、そのパイロットバーナーにより生じた高温領域に燃料を直接二段(周方向に各6分割)に分けて投入する方式である。

詳細は、参考文献⁹⁾に譲るが、ロバストデザインでは、以下の手順に従って、システムを最適化する。

- ①システムの基本コンセプトに従って、出力に影響を与えるパラメータ(制御因子と呼ぶ)とその水準変更範囲を決定する。
- ②パラメータの数とその水準(通常は2水準か3水準)に基づき、直交表と呼ばれるパラメータの組合表を

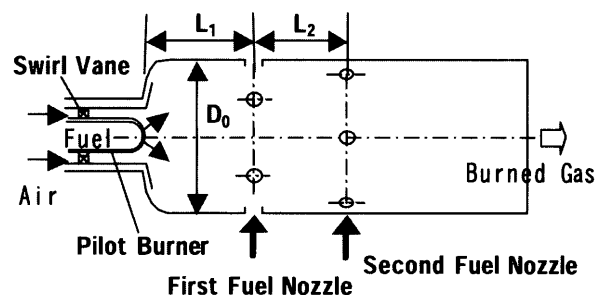


図8 燃焼器体系

用いた最適解評価用の複数の構造案を決定する。

- ③直交表で決定した全構造案に対して、ノイズと呼ばれる外乱要因を考慮して数値解析を実施。
- ④解析結果より、SN(Signal/Noise)比と呼ばれる指標を計算する。
- ⑤各制御因子とその水準ごとのSN比を計算し、各因子、水準においてSN比の最も大きい制御因子同士を組み合わせる。SN比の大きい制御因子同士の組合せが最適なシステムとなる。
- ⑥上記⑤で評価した組合せの構造で解析し、性能を確認する。

以下、上記①～⑥の手順に従い、説明する。

本研究では、燃焼器内の燃焼過程を支配する因子として、表1に示すA～Dまでの4個を選択した。表中で、各制御因子の水準-1とした(30度, L₁, L₂, D₀)は、初期検討で決定した基準値であり、水準-2, -3は、基準値から表中の様に、角度では+5度, +10度ずつ、寸法/位置関係では+10mmずつ大きくしている。ロバストデザインでは制御因子の数と水準数が決まれば、直交表と呼ばれる制御因子の組合せ表が自動的に決まる。表1の場合、4制御因子-3水準であるため、表2に示すL9直交表と呼ばれる組合せが用いられる。実際の燃焼解析では、表2のL9直交表中のケース①～⑨に対応するメッシュの解析を表中の因子組合せに基づき行うことになる。周方向は1/6のセクターモデルであり、周期境界条件を用いた。解析条件を以下に示す。

- ・燃焼器内圧：大気圧(Mpa)
- ・燃焼器入口空気温度：600(℃)
- ・空気流量：0.283(kg/s)
燃料流量：2.2(g/s)
- ・燃料割合：
 - ①パイロットバーナー：20%
 - ②第一段燃料噴射ノズル：45%
 - ③第二段燃料噴射ノズル：35%

解析ソルバーは市販のSTAR-CDであり、燃焼モデルは拡散燃焼では比較的精度の高いと言われるPresumed Pdfモデル⁹⁾を使用した。ケース②の解析結果の縦断面内温度分布及び流速ベクトル分布を図9に、出口断面温度分布を図10に示す。図9より、燃焼器頭部のパイロット火炎により、第一、第二燃料噴射孔から供給された燃料が燃焼していく過程が判る。しかし、図10のように、燃焼器出口断面では最大で600℃程度の温度差が認められる。これより、基準条件で解析したケース②構造では、

表1 制御因子及び水準 (L₁, L₂, D₀:基準値)

	Level-1	Level-2	Level-3
A : Angle of Swirl Vane	30degree	35degree	45degree
B : Position of 1 st Nozzle	L ₁	L ₁ +10mm	L ₁ +20mm
C : Position of 2 nd Nozzle	L ₂	L ₂ +10mm	L ₂ +20mm
D : Diameter of Combustor	D ₀	D ₀ +10mm	D ₀ +20mm

良好なパターンファクターを得ることは難しいものと考えられる。解析したケース①～⑨の結果ごとに、図10中に示すように、燃焼器出口断面内の9点を選択し、各位置におけるデータ(温度のデータ)をY_{ij}とする。ここに、i: ケース番号(1～9), j: 各位置の番号(1～9)である。SN比と呼ばれる指標ηを以下の式により評価する。

$$S_{T_i} = \sum_{j=1}^9 Y_{ij}^2 \dots\dots\dots(6)$$

$$S_{m_i} = \frac{1}{n} \left(\sum_{j=1}^9 Y_{ij} \right)^2 \dots\dots\dots(7)$$

$$S_{e_i} = S_{T_i} - S_{m_i} \dots\dots\dots(8)$$

$$\eta = 10 \log \left(\frac{1/n(S_{m_i} - S_{e_i})}{S_{e_i}} \right) \dots\dots\dots(9)$$

表2 L9直交表

	Factor A	Factor B	Factor C	Factor D
Trial 1	30 degree	L ₁	L ₂	D ₀
Trial 2	30 degree	L ₁ +10mm	L ₂ +10mm	D ₀ +10mm
Trial 3	30 degree	L ₂ +20mm	L ₂ +20mm	D ₀ +20mm
Trial 4	35 degree	L ₁	L ₂ +10mm	D ₀ +20mm
Trial 5	35 degree	L ₁ +10mm	L ₂ +20mm	D ₀
Trial 6	35 degree	L ₂ +20mm	L ₂	D ₀ +10mm
Trial 7	45 degree	L ₁	L ₂ +20mm	D ₀ +10mm
Trial 8	45 degree	L ₁ +10mm	L ₂	D ₀ +20mm
Trial 9	45 degree	L ₂ +20mm	L ₂ +10mm	D ₀

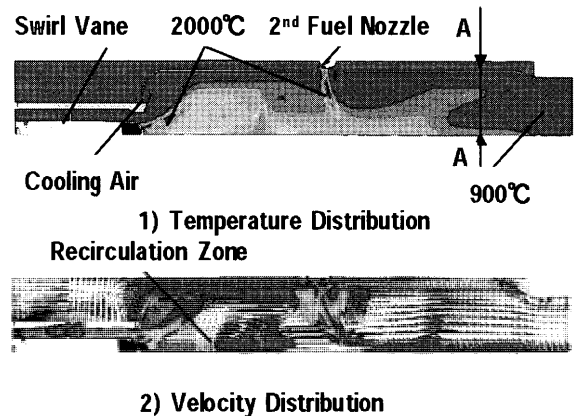


図9 燃焼器内温度分布及び流速ベクトル (Trial 2)

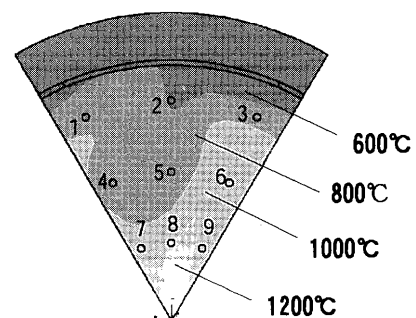


図10 燃焼器出口断面での温度分布

表3 S/N比の比較 (ケース①との相対比較)

Trials	SN Ratio (Relative)
Trial 1	1.00
Trial 2	0.98
Trial 3	0.90
Trial 4	1.05
Trial 5	0.90
Trial 6	1.03
Trial 7	0.86
Trial 8	1.10
Trial 9	0.94

本解析の例では、SN比は出口断面内9点での温度が目標とする平均温度とどの程度ずれているかを断面全体として評価する指標であり、SN比が大きいことは断面内の温度差が小さい、すなわち評価点間の温度差が小さいことを示す。なお、SN比は(dB)の単位を持つ。式(6)~(9)式により計算した各ケースのSN比を、ケース①を基準とした相対値で比較した結果を表3に示す。表より、各ケース中でケース④、⑧が、ケース①の基準値に対してそれぞれ5%、10%程度SN比が大きい、すなわち温度偏差が小さいことがわかる。ロバストデザインでは、さらに、表3のSN比とL9直交表から各制御因子と水準ごとにSN比を分解できる。例えば、制御因子Aの水準-1を含むケースは表2より①~③である。そこで、制御因子Aの水準-1のSN比をケース①~③のSN比の平均として求める。同様に、制御因子Bの水準-2であれば、Bの水準-2を含むのはケース②、⑤及び⑧であるから、それらのSN比の平均とする。他も同様である。各制御因子/水準ごとにSN比をグラフ化したものを図11に示す。なお、各因子/各水準のSN比は、ケース①のSN比で規格化されている。この図は、各因子/水準がどのように出口断面でのバラツキに寄与しているかを示す。図より、因子A、Bの第2水準、因子Cの第1水準、因子Dの第3水準が、各水準の中で最もSN比を大きくする、すなわち出口断面での温度バラツキを小さくするように作用することがわかる。このSN比の大きいもの同士の組合せ(A₂, B₂, C₁, D₃)=(35度, L₁+10 mm, L₂, D₀+20 mm)が最もパターンファクターの良い構造であると予測できる。実際にこの組合せでメッシュを作成し、解析した出口での温度分布を図12に示す。図より、ケース②では、最大600℃であった温度差が、最適化後では150℃程度に低減できている。これより、ロバストデザインと数値解析を組み合わせた手法の有効性を確認できたものと考ええる。同様の手法は、空気/燃料の予混合度を高める問題にも適用可能であり、その他にも幅広い課題に適用可能と考ええる。

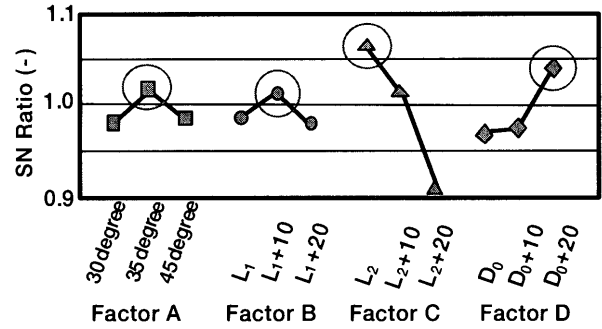


図11 各制御因子間のSN比の比較

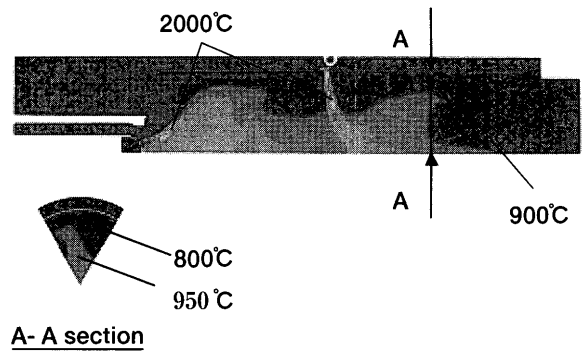


図12 最適組合構造による解析結果

6. おわりに

ガスタービン燃焼器の開発段階での燃焼解析に関して、著者の経験を踏まえて、燃焼モデル、要素燃焼/燃焼振動の解明、そして実機設計のための最適化手法に関する取組みを紹介した。計算機環境の整備に伴い、定常解析レベルでは500万点程度のメッシュを用いた燃焼器全体のシミュレーションが現実になりつつある。しかし、燃焼解析の精度を決定づけるのは優れたモデルである。その方面は複雑乱流のモデル化に比して進んでいないように思われる。特に、拡散燃焼~予混合燃焼に統一的に適用可能なモデルができれば燃焼とは何かに答える事にもなり、今後の進捗を大いに期待したい。

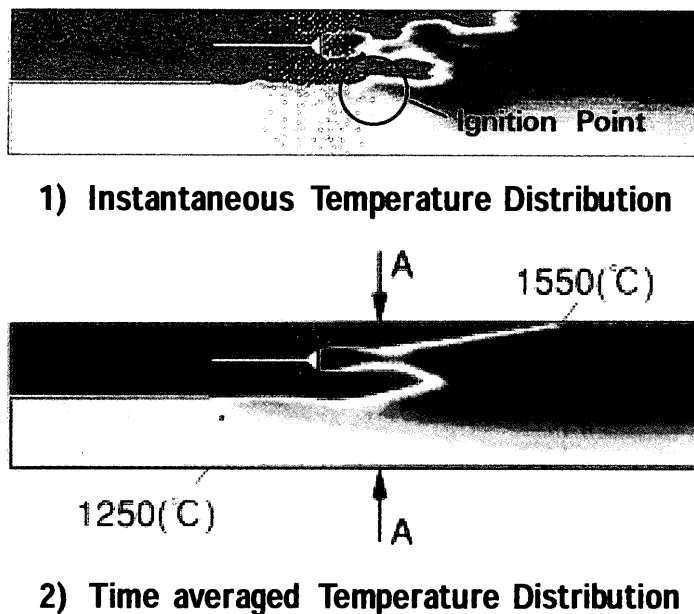
7. 参考文献

- (1) 稲毛, 大塚, 機論B編, 61巻586号 (1995), 2290
- (2) 稲毛, 大塚, 機論B編, 63巻609号 (1997), 1806
- (3) 稲毛, 小林, 機論B編, 63巻615号 (1997), 268
- (4) 大塚ほか, 第22回ガスタービン定期講演会講演論文集(1994), 41
- (5) Murota, T. and Ohtsuka, M., ASME paper 99-GT-274, Indianapolis, USA, (1999)
- (6) Langhorne, P. J.: J. Fluid Mech., vol. 193, 417(1988)
- (7) Brookes, S. J., et al., ASME paper 99-GT-112(1999)
- (8) 田口玄一著, 「品質工学の数理」, 第1版, 日本規格協会, (1999)
- (9) Gordon, S., and McBride, B. J., NASA Ref. Pub. 1311, NASA Lewis Research Center(1996)

ガスタービン燃焼器開発段階における燃焼数値解析

(株日立製作所 稲毛)

(詳細は本文 370 頁 参照)

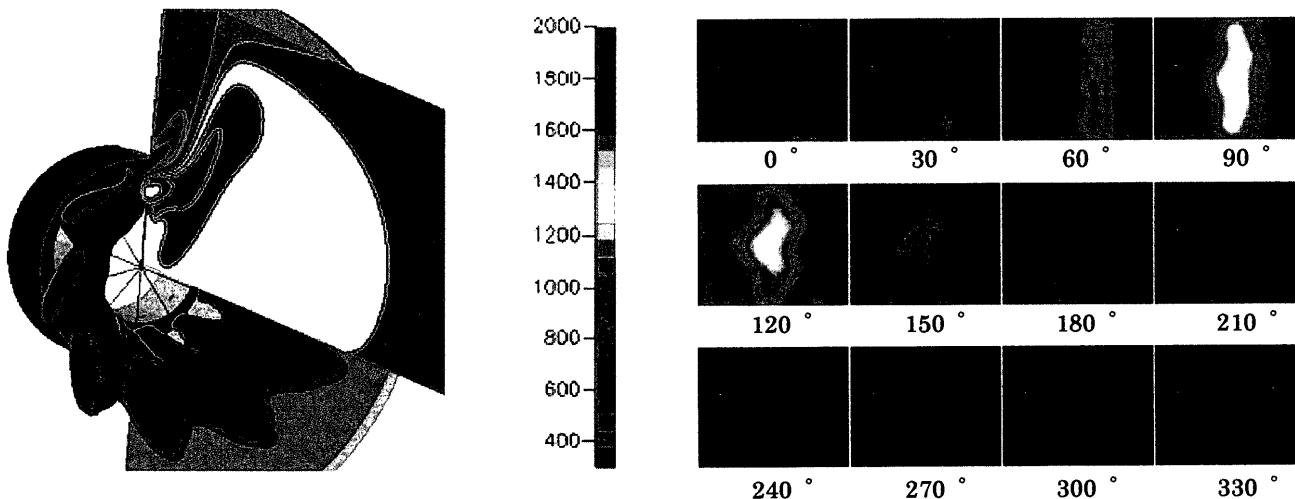


燃焼器内温度分布 (本文 図 2 参照)

ガスタービン燃焼器解析技術の開発

(石川島播磨重工業(株) リーヘルマン・加藤・佐藤・藤森)

(詳細は本文 376 頁 参照)



等温面 (1700 K) および燃料噴射孔間断面における温度分布
(本文 図 3 参照)

振動火炎の様子 (各位相における OH 自発光の様子)
(本文 図 10(a) 参照)

特集：燃焼の数値シミュレーション

ガスタービン燃焼器解析技術の開発

リーヘルマン ディアク*¹
RIEHELMMANN Dirk加藤 壮一郎*¹
KATO Soichiro佐藤 公美*¹
SATOH Kimiyoshi藤森 俊郎*¹
FUJIMORI Toshiro

キーワード：乱流燃焼，拡散燃焼，予混合燃焼，確率密度関数，燃焼振動，線形解析

Turbulent combustion, Non-premixed combustion, Premixed combustion, Probability density function, Combustion oscillation, Linear analysis

1. はじめに

従来のガスタービン燃焼器の多くは、経験とリグ試験により開発されてきた。しかし、近年のコンピュータ能力と数値解析技術の進歩は目覚しく、燃焼器の開発および設計にシミュレーションが多く利用されるようになってきている。本稿では、確率密度関数モデル乱流燃焼解析手法のバーナ解析への適用例と、予混合燃焼器の燃焼振動解析例を紹介する。

2. 乱流燃焼数値解析

ガスタービン燃焼器内は一般に強い乱流燃焼場である。乱流解析手法としては、レイノルズ平均 NS 方程式をベースとした $k-\varepsilon$ モデル・応力モデル、直接数値計算 DNS と LES などが提案されている。燃焼器内の解析には、 $k-\varepsilon$ モデルによる解析例が多いが、乱流の非等方性が強い旋回流れに対する予測精度には問題があり、応力方程式モデルが利用される場合もある。LES, DNS 法は研究用として利用されているが、高圧高温下で作動するガスタービン燃焼器の解析は、計算容量の限界により設計開発に利用されるまでにはしばらくかかるだろう。

確率密度関数モデルは、ある点における状態量の平均値(例えば、レイノルズ平均)だけでなく、変動量についても考慮する乱流場解析手法である。変動量は確率密度分布で表され、モデル関数により予め仮定する手法と、直接輸送方程式から求める手法⁽¹⁾がある。直接求める手法は、確率密度分布が未知の場合にも適応可能である反面、長い計算時間を必要とする。一方、仮定した PDF 法は、実用的な燃焼器の解析が可能であり、BML (Bray-Moss-Libby) モデル⁽²⁾、CMC (Conditional Moment Closure) モデル⁽³⁾、SLF (Stretched Laminar Flamelet) モデル⁽⁴⁾など様々なモデルが考案されている。

乱流火炎の構造は、化学反応特性時間と流れの特性時間の比、また、火炎の厚さと乱流の代表長さ(渦の代表的な直径)との比によって変化する。火炎帯厚さが乱流代表長さと比較して十分薄い場合には、乱流火炎は火炎

片 (Flamelet) の集合と見なすことができる。予混合燃焼の場合、火炎片モデルが適用できるためには、以下の条件を満たす必要がある。

$$v' < C_{\beta} s_L (l/l_F)^{1/3} \quad (1)$$

ここで、定数 C_{β} は、Poinsot⁽⁵⁾により 10 が提案されている。Borghini⁽⁶⁾、Peters⁽⁷⁾、Linan and Williams⁽⁸⁾の乱流火炎の分類方法を用いてガスタービン燃焼器内の燃焼状態を評価する。燃焼器の直径 $l = 0.15$ m、火炎厚さ $l_F = 0.03$ mm (3 MPa, 800 K)、層流燃焼速度は CHEMKIN による解析結果からメタンに対して $s_L = 0.16$ m/s (3 MPa, 800 K, 当量比 0.5) となり、乱流速度 v' が 27 m/s 以下であれば、火炎片モデルは妥当なモデル化である。ノズル空気流速を 100 m/s、乱流強度を 10% とすると、火炎片モデルの適用条件内にある (図 1)。

SLF モデルでは、火炎片データをライブラリ化することで実用的な計算時間で詳細反応を考慮することが可能となる。火炎片ライブラリは、1 つまたは複数の変数で火炎片データを整理したものである。乱流場の解析と同時に整理変数も算出し、その状態における火炎片ライブラリから燃焼状態を求める。平均値 $\bar{\phi}$ は整理変数 s の確率密度関数 P を用いて以下のように算出される。

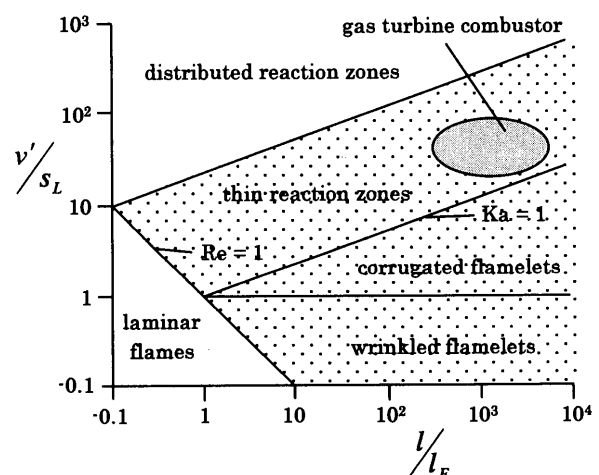


図 1 火炎片適応領域 (Poinsot⁽⁵⁾; $Ka = 1$: 火炎厚さが Kolmogorov スケールである状態)

原稿受付 2002 年 7 月 10 日

* 1 石川島播磨重工業(株) 基盤技術研究所 熱・流体研究部
〒235-8501 横浜市磯子区新中原町 1 番地

$$\bar{\phi} = \int_{-\infty}^{+\infty} \phi(s)P(s)ds \quad (2)$$

整理変数 s は、予混合火炎の場合には燃焼率または火炎からの距離、拡散火炎の場合には混合分率が用いられる。また、乱流散逸率や火炎熱放射損失を整理変数に加える場合もある⁽⁹⁾。火炎片構造 $\phi(s)$ は、最も簡単なモデルとして完全反応を仮定することで、混合分率と線形関係となる。また、詳細な燃焼化学反応を考慮する場合には、一次元対向流火炎の数値解析により求めることができる。最近の汎用解析ソフトの中には、簡単な火炎片モデルが組み込まれているものもある。

2.1 乱流拡散燃焼

以下では、拡散燃焼と予混合燃焼の火炎片モデルを用いた確率密度関数乱流燃焼解析 (PDF 解析) について述べる。

2.1.1 PDF の定義

拡散燃焼の場合、火炎位置は燃料と酸化剤の混合層内の濃度で決まるので、次のように定義⁽¹⁰⁾した混合分率 (Z) が整理変数として使われる。

$$Z = \frac{\beta - \beta_{ox}}{\beta_{fuel} - \beta_{ox}} \quad (3)$$

ここで β は、1 kg の燃料を燃やすために必要な酸素量を r kg として、 Y_f を燃料、 Y_o を酸素の質量分率とすると、以下のように表される。

$$\beta = Y_f - \frac{Y_o}{r} \quad (4)$$

ただし、 β_{ox} は酸化剤側、 β_{fuel} は燃料側での値である。混合分率に対する確率密度関数は、以下のベータ関数がよく用いられる。

$$P(Z) = \frac{Z^{a-1}(1-Z)^{b-1}}{\int_0^1 Z^{a-1}(1-Z)^{b-1}dZ} \quad (5)$$

a と b は、混合分率 Z の平均および分散に関する輸送方程式を解くことで求まる。乱流噴流混合層の場合には、ベータ関数の妥当性について実測データとの比較、検証が行われている^{(11),(12)}。しかし、複雑な乱流混合場については検証されておらず、今後調査研究が必要であろう。

NO の推算は、生成速度が燃焼発熱反応速度に比べて遅い場合には、後処理で求める場合が多い。

2.1.2 数値解析事例

(5)式で仮定した PDF を用いた旋回流バーナの解析結果を以下に示す。空気旋回流は常温常圧でスワール数 0.78 であり、メタン燃料が中心ノズルから半径方向に噴射されている (図 2)。燃焼器内の温度分布を図 3 に示す。図 4 には再循環流中の半径方向 CO₂ 質量分率の実験測定値との比較を示す。全般に良好な一致を示している。再循環流サイズが幾分異なるが、応力方程式モデ

ルや入口速度分布の与え方などにより改善されると予測される。

2.2 乱流予混合燃焼

2.2.1 PDF の定義

予混合燃焼の場合、火炎には伝播性があり、火炎位置は局所流速と燃焼速度の釣合いにより決まるので、火炎位置を決定するための新たな変数が必要となる。ここでは、火炎からの距離 $G = x - x_g$ を変数として、火炎位置 x_g を求めた。また、 G は、火炎片データの整理変数と

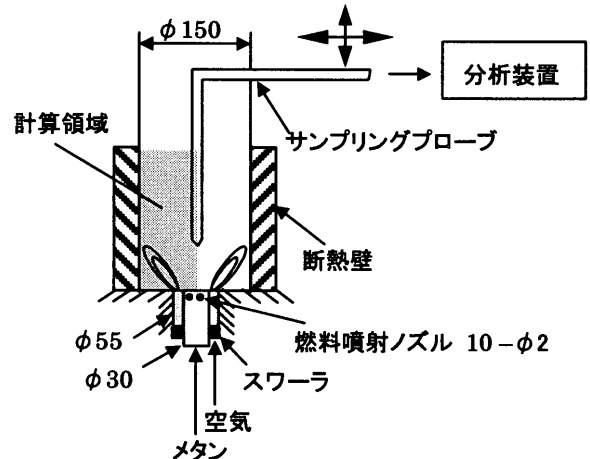


図 2 旋回流拡散バーナの概略図

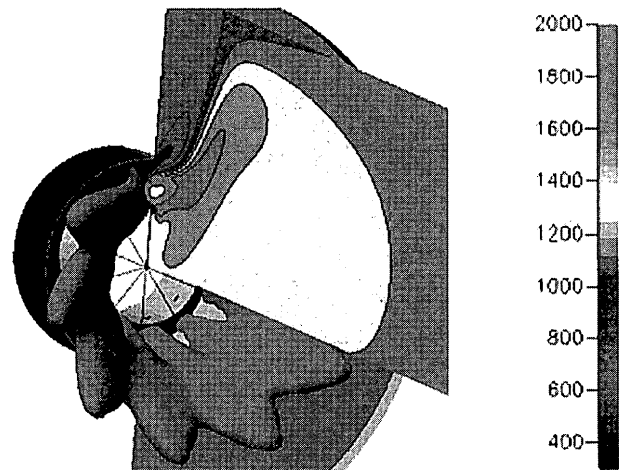


図 3 等温面 (1700 K) および燃料噴射孔間断面における温度分布

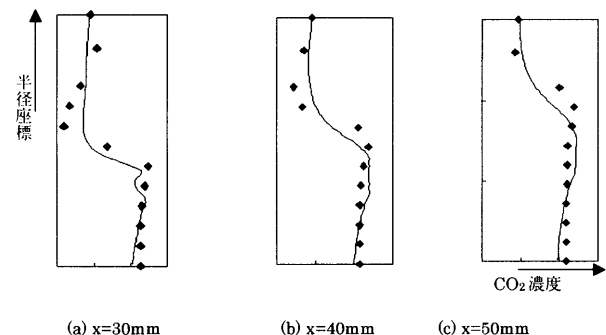


図 4 半径方向 CO₂ 濃度の実験との比較 (実線は計算結果)

して用いた。確率密度関数 (PDF) は以下のガウス分布を用いた。

$$P(G) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{G-\mu}{\sigma}\right)^2\right) \quad (6)$$

μ と σ は、平均および分散に対する輸送方程式を解くことによって求まる⁽⁴⁾。平均値を求める場合には、拡散燃焼と異なり、再初期化⁽¹³⁾が必要となる。分散については、DNSに基づいた近似式も提案されている^{(4), (14)}。

2.2.2 解析例

旋回流予混合燃焼器の解析結果を図5に示す。ノズル下流と肩部に再循環領域が形成されている。火炎の位置を図6に示す。

NO生成については、prompt機構によるNO生成を火炎片モデルで、thermal機構によるものをポスト計算で算出した。その結果を図7に示す。肩部の再循環領域および燃焼器出口に向かって、NOが増加することがわ

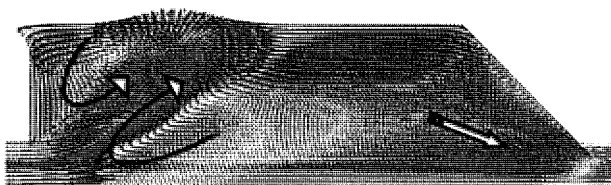


図5 予混合燃焼器内の流れ場

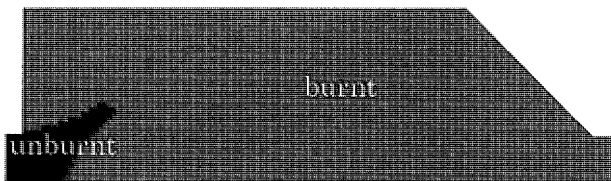


図6 火炎位置の解析結果

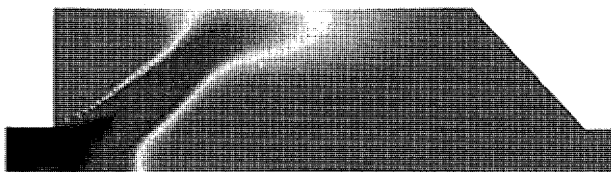


図7 予混合燃焼器内 NO 濃度分布

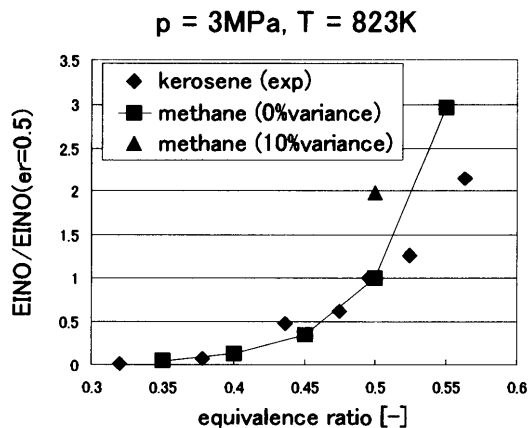


図8 当量比のNO排出量に及ぼす影響(旋回流予混合燃焼器)

かる。燃焼器出口でのNO排出量のノズル当量比による変化を図8に示す。縦軸は、当量比0.5の値で正規化した無次元NO排出量を示す。NO排出量に対する当量比の時間、空間的分布の影響は、燃焼圧力が高くなるにつれて大きくなる⁽¹⁵⁾。平均当量比0.5、分散0.05の場合では、均一濃度混合気と比べて、NO排出量は約倍に増加することが数値解析結果にて明らかになった。

3. 燃焼振動の線形安定解析予測技術

希薄予混合ガスタービン燃焼器では、燃焼振動が発生しやすい。燃焼振動は燃焼器の損傷や耐久性の低下につながるため、燃焼振動を高精度に予測することは予混合燃焼器の開発において重要である。

予混合燃焼における燃焼振動は図9に示す熱・音響フィードバック機構により発生する。燃焼器内の圧力変動は、燃料または空気流量を変化させる。これらの流量変化により予混合気濃度が変化すると、時間遅れ τ の後に燃焼部で発熱量の変動につながる。そして発熱変動がさらなる圧力変動を生じさせることとなる。圧力変動 p' と発熱変動 q' の間に $\int_{\text{cycle}} p'q' dt \geq 0$ の関係が成立する場合には、振動エネルギーは蓄積して燃焼振動が発生する(レーリーの条件⁽¹⁶⁾)。図10に実験により測定した圧力変動と発熱変動を示す。図10-(a)は各位相における振動火炎のOH自発光の様子である。また、図10-(b)は圧力変動と発熱量変動の比較である。圧力と発熱量は同位相であり、レーリーの条件を満たしていることがわかる。

燃焼振動予測手法のうち、CFDを用いた手法では流れ場の燃焼振動に及ぼす影響(例えば渦の放出による影響など)を知ることができる。一方、線形安定解析手法ではCFDと比べて計算時間がはるかに短く、周波数全域における燃焼器の振動特性を把握することができる。また、燃焼器長さやノズル圧力損失など形状パラメタの影響を容易に評価できるため、燃焼器の設計に有用な方法である。

本稿では、線形安定解析における火炎モデルの影響と、線形安定解析と音響解析を組み合わせた燃焼振動予測手法について紹介する。

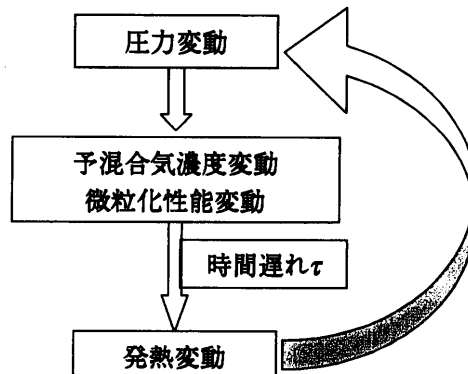
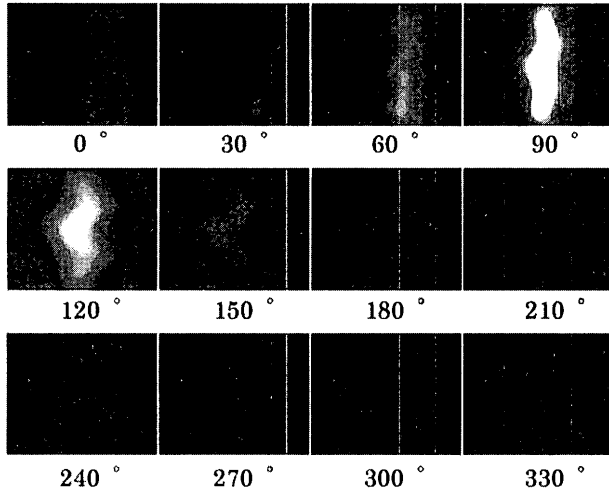
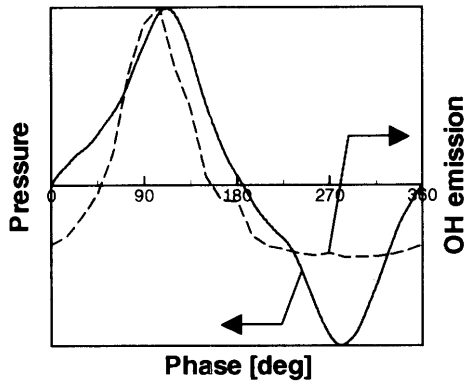


図9 燃焼振動発生サイクル



(a) 各位相における OH 自発光の様子



(b) 圧力振動波形と OH 発光強度変化の比較

図 10 振動火炎の様子

3.1 火炎モデルの影響

図 11 は直管内を上流および下流に伝播する変動量の様子で、以下の波動ベクトル W によって表せる。

$$W(x) = \begin{pmatrix} A \exp\left(-\frac{i\omega x}{\bar{c} + \bar{u}}\right) \\ B \exp\left(\frac{i\omega x}{\bar{c} - \bar{u}}\right) \\ S \exp\left(-\frac{i\omega x}{\bar{u}}\right) \end{pmatrix} \quad (7)$$

A, B は上流および下流へ伝播する圧力波の振幅, S は発熱変動の振幅を表す。また, c, i, ω は音速, 虚数単位, 複素角周波数で, $\bar{}$ は平均成分を, $\hat{}$ は変動成分を示す。複素角周波数は $\omega = 2\pi \times \text{frequency} - i \cdot \text{growth rate}$ のように, 周波数と増幅率の和となる。

断面積変化や発熱変動のない直管部要素の圧力・速度などの変動は, 波動ベクトルを用いて以下のように表される。

$$\begin{pmatrix} \hat{p}(x) \\ \hat{u}(x) \\ \hat{q}(x) \\ \hat{T}(x) \end{pmatrix} = FW(x), \quad \begin{pmatrix} \hat{m}(x) \\ \hat{f}(x) \\ \hat{e}(x) \end{pmatrix} = GFW(x) \quad (8)$$

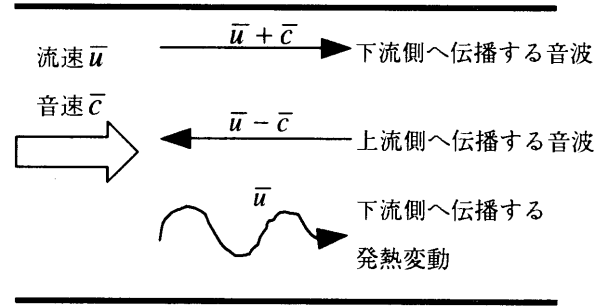


図 11 直管内を伝播する三種の平面波

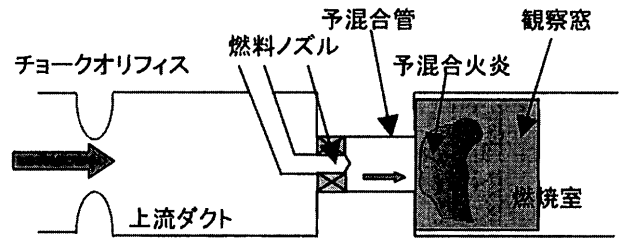


図 12 実験装置概略図

F, G は複素係数行列, m, f, e はそれぞれ質量流量, 運動量流束, エネルギー流束を表す。式の導出の詳細は参考文献(17), (18)を参照されたい。

燃焼による発熱の変動は以下のようにモデル化した。

$$\frac{\hat{Q}}{Q} = \frac{\hat{\phi}}{\phi} \times \exp(-i\omega\tau) \quad (9)$$

$\hat{Q}, \hat{\phi}, \tau$ はそれぞれ発熱変動, 当量比変動, 時間遅れである。これまでの線形安定解析では, 燃焼部を空間に固定された薄い平面と仮定する場合が多い。しかし, 実際の子混合燃焼器内は強い乱流場であり, 火炎は平面ではなく, 空間的に分布をもつ。そこで, より実現象に近づけるため, 火炎の平均位置と分布の変化を考慮して以下のようにモデル化した。

$$\frac{\hat{Q}}{Q} = \frac{\hat{\phi}}{\phi} \times e^{-i\omega\tau} \equiv \frac{\hat{\phi}}{\phi} \times \int_{l_1}^{l_2} Y(x) e^{-\frac{i\omega x}{\bar{u}}} dx$$

$$Y(x) = \begin{cases} \frac{2(x-l_1)}{(l_2-l_1)(l_{flame\ position}-l_1)} & l_1 \leq x \leq l_{flame\ position} \\ -\frac{2(x-l_2)}{(l_2-l_1)(l_2-l_{flame\ position})} & l_{flame\ position} \leq x \leq l_2 \end{cases} \quad (10)$$

$l_1, l_2, l_{flame\ position}$ はそれぞれ予混合管出口に最も近い火炎位置, 予混合管出口から最も遠い火炎位置および発熱の最大位置である。 $l_1, l_2, l_{flame\ position}$ は実験から求め, 結果を解析に導入した。

図 12 が実験, 解析で用いた燃焼器概略図である。上流側にチョークオリフィス, 下流側は大気開放としている。燃焼室には圧力センサと観察窓を取付けて, 圧力変動および発熱変動を測定した。図 10-(a)に示す OH 自発光画像を画像処理することで発熱領域の広がりを求めた。図 13 は燃焼ガス温度と火炎位置変化の関係である。この図から, 燃焼ガス温度が高くなるにつれ火炎はより広

い発熱領域をもち、発熱の最大位置は予混合管に近づくことがわかる。

図14は解析による安定限界線図である。図中プロットは、実験で測定された燃焼振動状態(△), 安定燃焼状

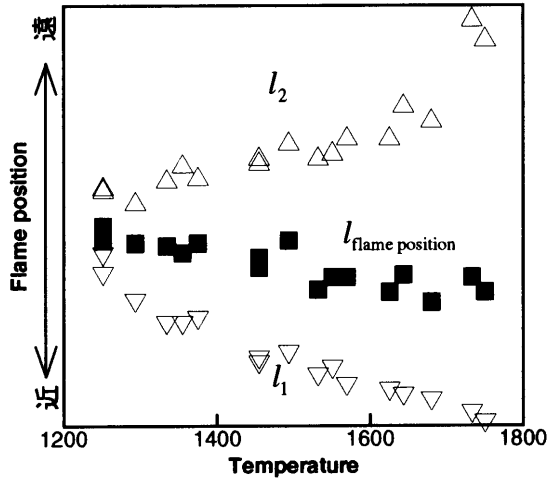


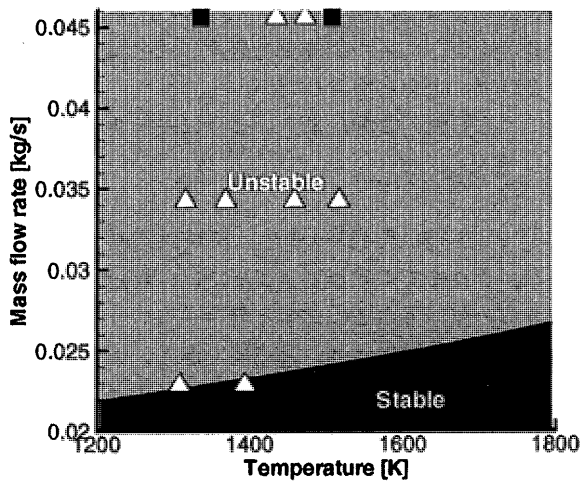
図13 燃焼ガス温度と火炎位置の関係

態(■)を示す。横軸は燃焼ガス温度、縦軸は空気の流れ量である。図14-(a)は、火炎を空間に固定したモデルの解析結果で、図中下部にのみ安定燃焼領域がある。一方、火炎の位置変化と発熱域の分布を考慮したモデルを用いると図14-(b)に示すように安定燃焼領域が下部、左上部および右上部に現れ、実験結果により近くなった。図15は両モデルを用いて解析した振動周波数で、□で囲まれた数字は実験で測定された周波数を表している。安定燃焼域と同様に、モデルの改良により実験値に近づく。

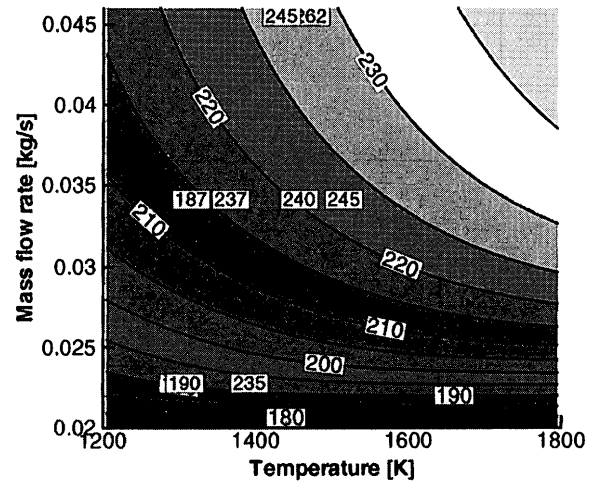
流速、当量比の変化に伴う火炎位置の僅かな変化量は、サイクルの時間遅れτに大きな影響を与え、安定限界の分布傾向、周波数分布を変化させる。

3.2 線形解析と音響解析の連成解析手法

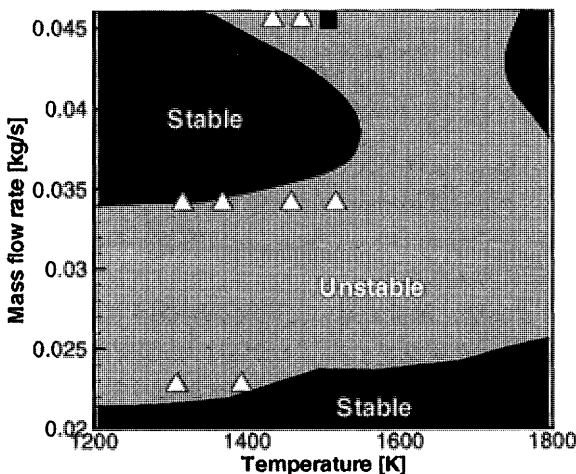
一般にガスタービン燃焼器は複雑な形状を持つため、上に述べた1次元解析手法だけで、燃焼器全体の燃焼振動特性を予測することは難しい。そこで、線形解析手法と音響解析を組み合わせ、複雑な形状を持つ流路が燃焼器に接続された場合の解析手法を開発した。図16に解



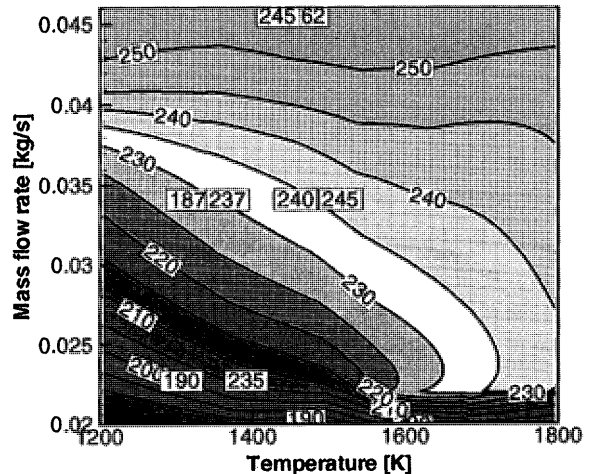
(a) 火炎を空間に固定された平面としたモデル



(a) 火炎を空間に固定された平面としたモデル



(b) 火炎位置が条件により変化するモデル



(b) 火炎位置が条件により変化するモデル

図14 安定限界線図

図15 周波数分布

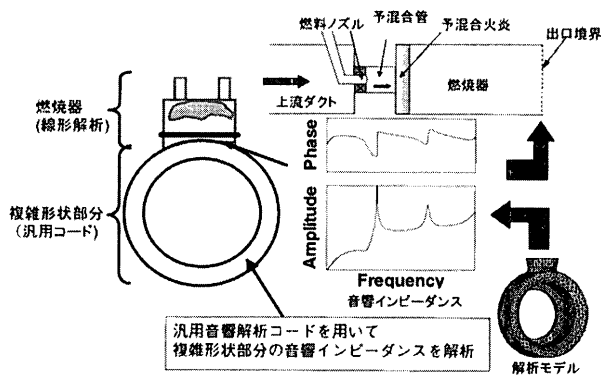


図 16 連成解析の流れ

析の流れを示す。複雑形状部分の音響インピーダンスを音響解析により求め、その解を線形解析の出口境界条件とするものである。

単缶スクロール燃焼器の解析例を示す。図 17 は燃料ノズル圧力損失が振動周波数および増幅率に与える影響である。解析結果と実験結果の周波数の差は 4% 程度であり、実験とよい一致を見せた。圧力損失が増大するにつれ、増幅率が低下し、燃料ノズルの圧力損失が P_c 以上となると増幅率が負となり燃焼振動が発生しなくなる。実験においても同様の結果が得られており、適切な燃焼モデル化により、各種燃焼器制御パラメータの燃焼振動特性に与える影響を把握することが可能である。

4. おわりに

本稿では確率密度関数を用いた乱流予混合および拡散火炎解析手法と、線形モデルを用いた予混合燃焼器における燃焼振動予測技術について紹介した。

確率密度関数を用いた解析では、詳細な燃焼反応を考慮することが可能となり、窒素酸化物等の排出量を精度良く予想することができた。

また、線形モデルを用いた燃焼振動解析では、発熱源としての火炎モデルの改良や、音響解析と組み合わせることで実機ガスタービンの解析を行う手法が確立できた。

今後も解析手法の高精度化を図り、更なるガスタービン燃焼技術の向上に努める所存である。

5. 参考文献

- (1) Pope, S. B., Prog. Energy Combust. Sci., 11(1985), pp. 119-192
- (2) Bray, K. N. C., and Moss, J. B., Acta Astronautica, 4(1977), pp. 291-319

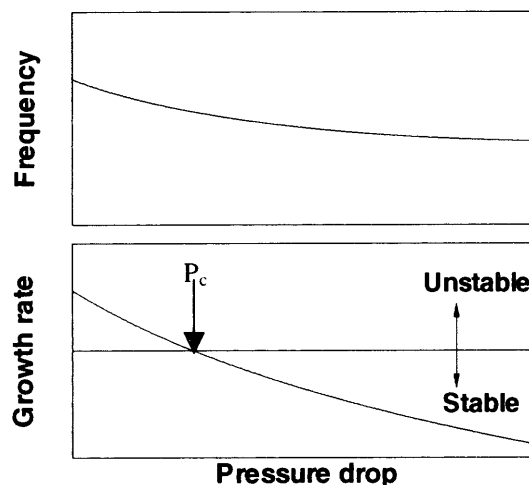


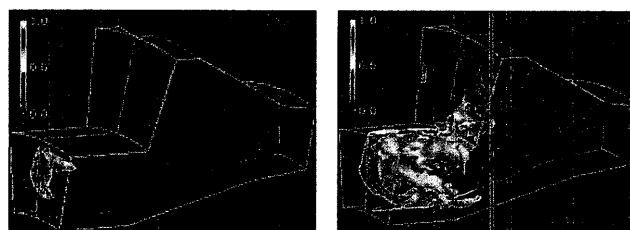
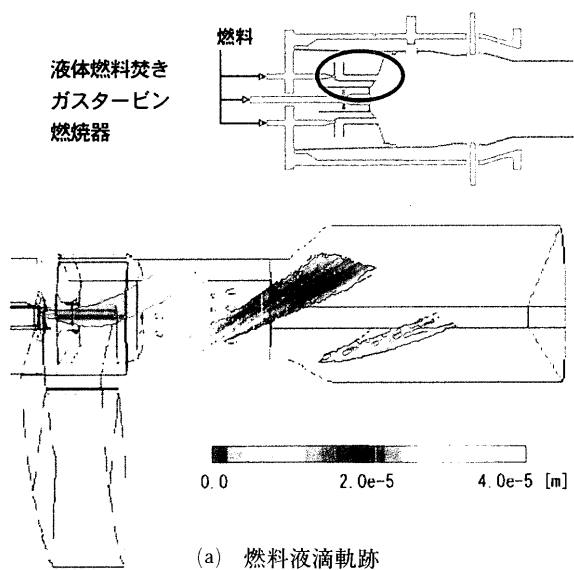
図 17 圧力損失と周波数, 増幅率の関係

- (3) Klimenko, A. Y., and Bilger, R. W., Prog. Energy Combust. Sci., 25(1999), pp. 595-687
- (4) Peters, N., Turbulent Combustion, (2000), Cambridge University Press.
- (5) Poinot, T., Candel, S., and Trouve, A., Prog. Energy Combust. Sci., 21 (1996), pp. 531-576
- (6) Borghi, R., Prog. Energy Combust. Sci., 14(1988), pp. 245-292.
- (7) Peters, N., J. Fluid Mech., 384(1999), pp. 107-132
- (8) Linan, A., and Williams, F. A., Fundamental Aspects of Combustion (1993), pp. 111-151
- (9) Marracino, B. and Lentini, D., Combust. Sci. and Tech., 128 (1997), pp. 23-48
- (10) Bilger, R. W., Turbulent Reacting Flows, ed. by P. A. Libby and F. A. Williams, Springer-Verlag, Berlin, (1980), pp. 79-80.
- (11) Effelsberg, E., and Peters, N., Combust. Flame, 50(1983), pp. 351-360
- (12) Riechelmann, D., et. al., JSME International Journal, Series B, Vol. 45, No. 1 (2002), pp. 108-111
- (13) Sussman, M., Smereka, P. and Osher, S., J. Comput. Phys., 114(1994), pp. 146-159
- (14) Ovink, R., and Lamers, A., Combust. Sci. and Technol., 149 (1999), pp. 249-266
- (15) Fujimori, T., Saito, T., Mizutani, T., Marutani, Y., and Takeshita, Y., International Council on Combustion Engines (CI-MAC), (2001), pp. 414-421
- (16) Putnam, A. A., Combustion driven oscillation in industry, J. M. Beer (Ed.), (1971), American Elsevier, New York
- (17) Dowling, A. P., 6th International Congress on Sound and Vibration, (1999)
- (18) Dowling, A. P., Journal of Sound and Vibration 180(4), (1995) pp. 557-581

燃焼器の数値シミュレーション

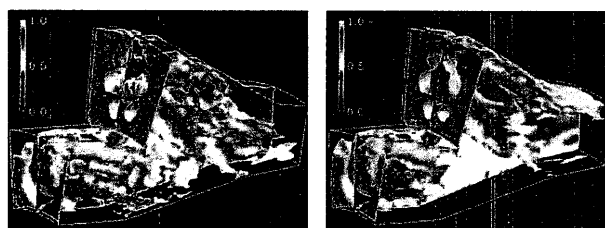
(川崎重工業(株) 木下・今村・都留・野中)

(詳細は本文 382 頁 参照)



(a) 0 step

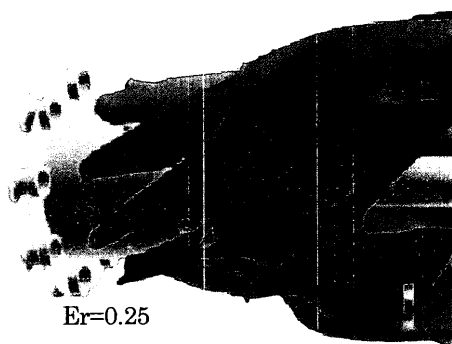
(b) 4000 step



(c) 8000 step

(d) 12000 step

火炎伝播の様子 (本文 図 15 参照)



(b) 燃料 (灯油) 等値面

燃料液滴蒸発解析例 (本文 図 12 参照)

特集：燃焼の数値シミュレーション

燃焼器の数値シミュレーション

木下 康裕*¹
KINOSHITA Yasuhiro今村 亮*¹
IMAMURA Akira都留 智子*¹
TSURU Tomoko野中 嘉治*²
NONAKA Yoshiharu

キーワード：燃焼器，流れ解析，混合解析，燃焼解析

1. まえがき

近年における航空用および産業用ガスタービンでは、省エネルギーの観点から燃料消費率の改善が、環境保全の観点から騒音とエミッションの低減が求められ、その開発においてはサイクルの高温・高圧化に加え低騒音化、低NO_x化などが重点的に指向され実施されている。その主構成要素である燃焼器については、従来からの要求である小型・高負荷化技術や高性能冷却技術の開発に加え、低NO_x燃焼技術が重要な開発課題となっており、燃料噴射弁の改良やライナ冷却構造の高性能化、ステーシング燃焼技術や予混合燃焼技術の開発が積極的に進められている。このような最先端の技術を必要とする燃焼器を、短期間かつ低コストで開発するためには、上流工程である設計作業の効率化と設計結果の信頼性向上が重要なファクターとなっている。そのため、最近では多くのガスタービンメーカーや研究機関において、従来の設計手法をベースにコンピュータを用いた数値シミュレーション技術が設計・開発の各段階で有効に利用されている。

本稿では、燃焼器における数値シミュレーション技術の現状を簡単にまとめた後、当社での燃焼器設計におけるその取り組みについて、いくつかの燃焼器の開発を例に取り上げて紹介する。

2. 数値シミュレーション技術の現状

低NO_x化・高温化を目指した燃焼器を最適設計するためには、燃焼器内部で起こっている状況を詳細に把握する必要がある。しかし従来の燃焼器開発では、燃焼器内が高温・高圧であり内部の物理量の詳細な分布の計測が困難であるため、内部現象はブラックボックスとして試行錯誤的に改良設計・試作・試験を繰り返すことが必要となり、最適な設計が困難となっていた。そこで、この内部現象を明らかにする手段として近年CFD (Computational Fluid Dynamics: 数値流体力学) を用いた解

析が、多くのガスタービンメーカーや研究機関において従来の設計手法に併用されてきている。CFDによる解析では、入力の変更によるパラメトリックな解析が可能となるだけでなく、燃焼器内部の詳細物理量分布も比較的容易に得られる。また、ポスト処理技術の向上により、その物理量分布がビジュアルな形で表示され、設計者に2次元あるいは3次元の情報を効果的に与えることができるようになった。現在、燃焼反応を伴わない流れ解析は、ある程度の計算精度で信頼性の高い結果が蓄積されつつあり、燃焼器開発の現場においては設計ツールの一つとして積極的に活用されるようになってきている。燃焼反応を含む流れのCFDに関しては、現状では計算精度に課題が残っているものの、計算機能力の向上や解析モデルの高度化により、将来的には最適設計のツールとして有効であると期待されており多くの研究が進められている。

ガスタービン燃焼器内の流れ場はReynolds数にして 10^6 のオーダーの乱流であり、燃焼器内部の現象は、乱流場における混合気体の質量、運動量、エネルギーの各保存則に加えて、燃焼反応に寄与する各化学種の質量保存則、燃焼反応によるエネルギーおよび各化学種の生成・消滅、液体燃料噴霧の挙動などを定式化し、それらを連立して解くことで求められる。現在の計算機能力で実用的な計算を行うには、それぞれの物理現象をモデル化する必要がある、そのモデル化の精度が燃焼解析に大きな影響を及ぼしている。当社にて行っている燃焼器内流れ数値解析で採用している各種モデルを、その特徴および適用例とともに表1にまとめる。

燃焼器内の燃焼場の数値解析では、乱流が燃焼反応に大きく影響を及ぼすため、乱流のモデル化方法が計算精度を左右する重要な要素のひとつである。ディフューザ内流れのような比較的乱れが小さくて等方的な流れ場の計算では、計算負荷の小さい $k-\epsilon$ モデルを採用しているが、燃料噴射弁出口の旋回流のような非等方性の強い流れ場の計算には $k-\epsilon$ モデルに加えてRSM (Reynolds Stress Model) も併用している。更に、 $k-\epsilon$ モデルやRSMは時間平均を施したNavier-Stokes方程式(RANS)を解く手法であるが、火炎伝播や消炎等のような乱流変動等が現象に大きな影響を与える場合には、乱流現象を

原稿受付 2002年7月16日

- * 1 川崎重工業(株)ガスタービン開発センター要素開発部
〒673-8666 明石市川崎町1-1
- * 2 川崎重工業(株)技術研究所熱技術研究部
〒673-8666 明石市川崎町1-1

表1 数値シミュレーションで用いているモデル

	モデル	特徴	適用例
乱流	k-εモデル	計算負荷が小さい	ディフューザ内部流れ
	RSM	非等方性の強い流れへ適用可能	燃料噴射弁下流流れ
	LES	乱流変動を考慮	火炎伝播
燃焼反応	渦消散モデル	拡散律速	拡散火炎
	アレニウス型反応モデル	反応律速	予混合火炎
	層流火炎片モデル	しわ状に変形した層流火炎面で燃焼反応が起こると仮定	火炎伝播

詳細に計算できるLES(Large Eddy Simulation)の適用を検討している。

燃焼モデルとしては、拡散律速であるマグヌッセンの渦消散モデルと反応律速であるアレニウス型反応モデルの組み合わせを解析コストを勘案して主に使用している。また、乱流モデルにLESを採用する際には、乱れにより火炎面がしわ状になることで火炎伝播速度が大きくなるという層流火炎片(Laminar Flamelet)モデルを採用し、火炎面の位置はスカラー量Gの輸送方程式を解く手法を用いている。

3. 当社の燃焼器開発の現状

当社においては、新しい燃焼器を開発する場合、図1に示すようなフローで設計と試験を行なっている。即ち、燃焼器の作動条件や要求性能を基に基本設計、詳細設計を実施し、その結果から試験用モデル燃焼器を試作し、必要と考えられる各種の試験を実施する。各種試験としては、非燃焼での燃焼器内部の流れや圧力損失計測試験、燃料と空気の混合計測試験、そして燃焼を伴う着火試験、常圧から中圧条件で行うパラメトリック試験やモデルスクリーニング試験と高圧で行う燃焼器性能確認試験などがあげられる。これらの各試験で得られたデータは目標性能と比較され、必要な場合には設計の見直しや改良試作試験を実施することになる。

基本設計では、航空用のアニュラ型燃焼器と産業用のキャン型燃焼器の両方について基本設計プログラムを用いてその主要な寸法を決定する。詳細設計では、ディフューザや燃焼器本体の細部形状の決定において、最近では燃焼器内部の水流模型試験や空気流動計測試験の代わりに数値シミュレーションを利用する機会が多くなっ

ている。また、低NOx燃焼器開発のキーポイントとなる予混合モジュールの設計においては、逆火や自己着火の発生に関与する可能性のある空気の逆流やよどみ領域の有無を確認したり、燃料と空気の混合に関する知見を得ることを目的として数値シミュレーションを利用し始めている。これらの数値シミュレーションの結果については、信頼性を確認するため必要な場合には検証実験を実施しているが、特に燃料と空気の混合に関してはNOx低減性能に直接関係するため、レーザを用いたLIF技術など最先端の計測技術を駆使して計測試験を実施している。

4. 当社の数値シミュレーションの適用例

4.1 流れ解析

4.1.1 ダンプディフューザ内部流れ解析

ディフューザではできるだけ小さい圧力損失で静圧回復させるとともに、所望の流量配分で燃焼器ライナへ空気が流入するようにライナヘッドおよびアニュラス部へ空気を供給しなければならない。プレディフューザ形状、ストラット本数がディフューザ性能に及ぼす影響を調べた例を紹介する。解析に用いた乱流モデルはRSMであり、ストラットを無視した2次元解析でプレディフューザ形状をスクリーニングした後に、3次元解析によりストラットの影響を調査した。

2次元解析に用いた格子の例を図2に示す。解析対象とした燃焼器は、NOxを低減させることを目的としたダブルアニュラ形状であり、この例ではパイロット燃焼領域となるインナ側、メイン燃焼領域となるアウト側ともに滑らかに空気が流入するようにプレディフューザ出口部に案内翼が設置されている。計算結果の速度ベクト

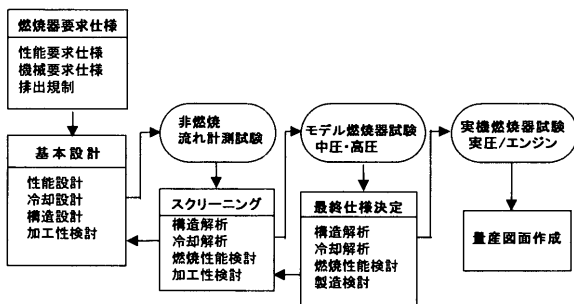


図1 燃焼器開発のフロー

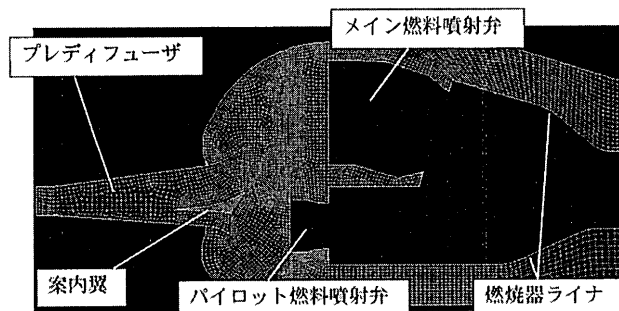


図2 ディフューザ内部流れ2次元解析格子例

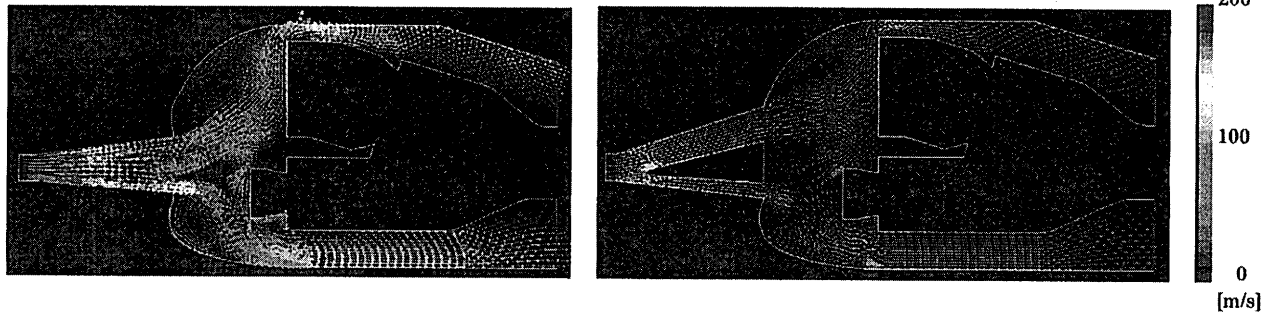
ル例を図3に示す。ダブルパス・プレディフューザに比べて、案内翼付シングルパス・プレディフューザではアウトアニュラス部の空気流量が多く、アウトケーシングに強く衝突する流れ場となっている。ダブルパス・プレディフューザでは、設計に近い空気流量がアウト側の燃料噴射弁やアニュラス部に供給できることがわかった。

3次元解析に用いた格子の例を図4に示す。3次元解析では隣り合うストラットに挟まれた部分のみを直接の計算対象とし、対称条件を用いてフルアニュラを模擬した。計算結果の全圧分布例を図5に示す。ストラットの両サイドに全圧の高い領域が生じるため、ストラット本数を燃料噴射弁の半数である10本とすることが、各燃料噴射弁に同量の空気流量を供給するために望ましいことがわかった。

4.1.2 燃焼器ライナ内部流れ解析

燃焼器ライナ内部では、一次領域に保炎のために安定して大きな逆流領域が形成される必要があるとともに、希釈領域においては高温の燃焼ガスと希釈空気が混合し、燃焼器の設計要求であるタービン入口ガス温度分布を形成することが求められている。先の例と同じくダブルアニュラ燃焼器でライナ内部流れを解析した例を紹介する。乱流モデルには $k-\epsilon$ モデルを用いた。

計算格子を図6に示す。周期境界条件を用いてフルアニュラを模擬し、1セクタのみを計算領域とした。解析結果の速度ベクトルを図7および図8に示す。パイロット燃焼領域に逆流領域が形成されており、十分な保炎性能が期待できる。また、パイロット燃焼領域からメイン燃焼領域へ流れ込む流れが生じており、速やかな火炎伝



案内翼付シングルパス・プレディフューザ

ダブルパス・プレディフューザ

図3 ディフューザ内部流れ2次元解析結果速度ベクトル

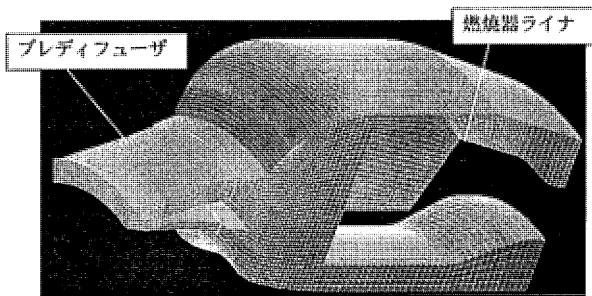


図4 ディフューザ内部流れ3次元解析格子例

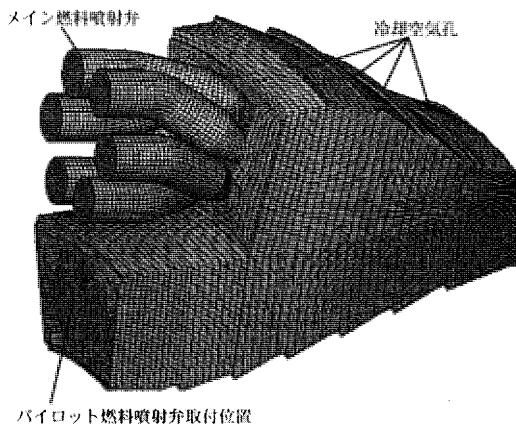
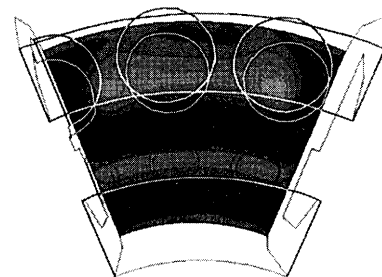
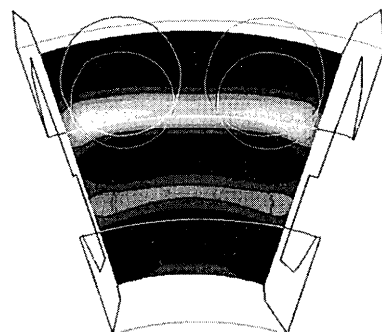


図6 ライナ内部流れ場解析格子



ストラット8本



ストラット10本

図5 プレディフューザ出口断面全圧分布

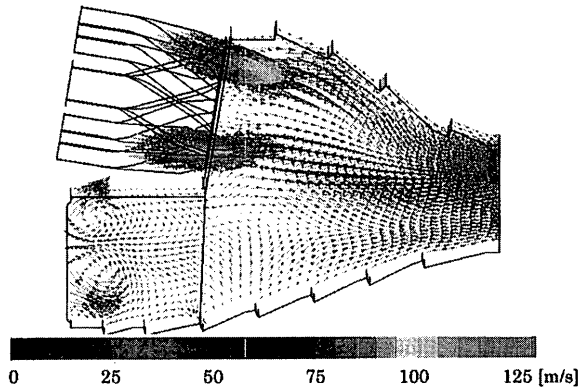


図7 解析結果速度ベクトル(燃料噴射弁中心軸を通る断面)

播が期待でき、逆火や自己着火の発生に関連する予混合燃料噴射弁内部の流れ場には逆流やよどみのないこともわかった。

この他、現在開発中の燃焼器では、ディフューザと燃焼器ライナを組み合わせた一体解析も実施しており、定性的な流れ場の把握とともに、圧力損失についてもある程度定量的な検討ができるようになってきた。

4.2 混合解析

4.2.1 気相混合解析

ステージング燃焼器で、各ステージに流入する空気の混合を解析した例を紹介する。図9に解析対象とした燃焼器の概念図を、図10に解析格子をそれぞれ示す。これは、パイロット燃焼領域の下流、アウト側に3段からなるメイン燃焼領域を配置し、メイン燃焼領域では周方向に切れ目のない均一な火炎を形成することを狙ったスワール燃焼を行うものである。周方向に周期境界条件を用いて、1/20セクタのみ直接の計算対象とした。

パイロット燃料噴射弁および燃焼用空気孔から流入する空気が各位置で占める割合のコンターを図11に示す。パイロット燃焼領域では上記空気が80%以上の割合を占めており、メイン燃焼領域へ流入する空気はパイロット燃焼領域に20%程度しか入り込んでいないことが分かった。これより、メイン燃焼領域には空気のみ供給される低負荷時にも、安定した保炎性能を示すものと考えられる。また、パイロット燃焼領域へは周方向に離散的

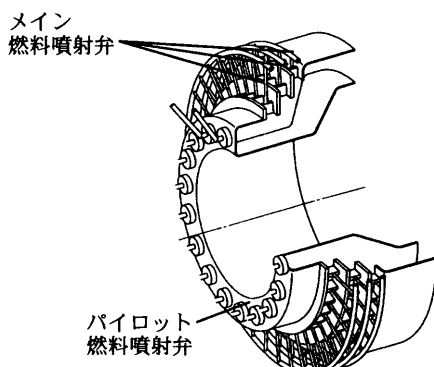


図9 混合解析対象燃焼器概念図

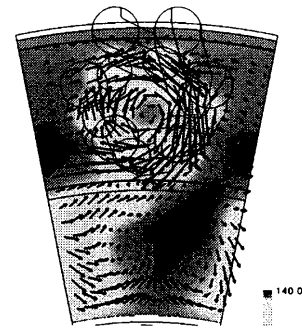


図8 解析結果速度ベクトル(メイン燃料噴射弁出口直後)

に空気および燃料が流入するが、メイン燃焼領域の旋回流によりライナ出口までに均一になることが分かった。

4.2.2 液体燃料混合解析

液体燃料の蒸発混合解析結果の例を図12に示す。本燃焼器は産業用に多く用いられているキャン型燃焼器で、燃焼器の上流部には、大きなラジアルスワラと複数個の液体燃料噴射弁で構成される予混合予蒸発モジュールを有している。ラジアルスワラから流入する空気に燃料を微粒化噴射して、燃焼する前に予め燃料噴霧が完全に蒸発し、空気と十分均一に混合することを狙った希薄

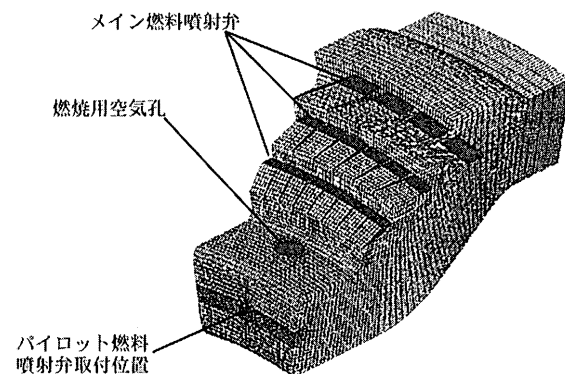


図10 混合解析格子

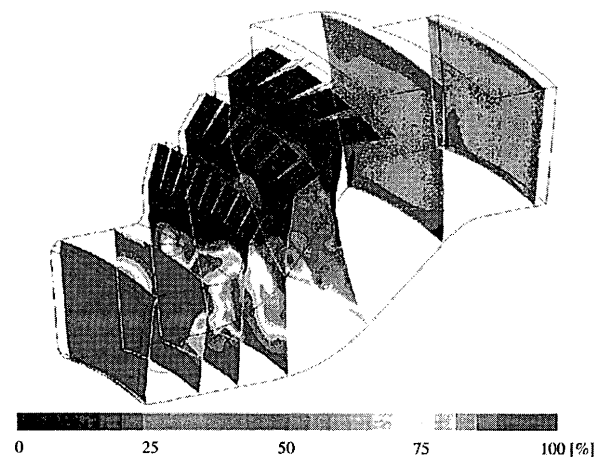


図11 混合解析結果(パイロット燃料噴射弁および燃焼用空気孔から流入する空気が各位置で占める割合)

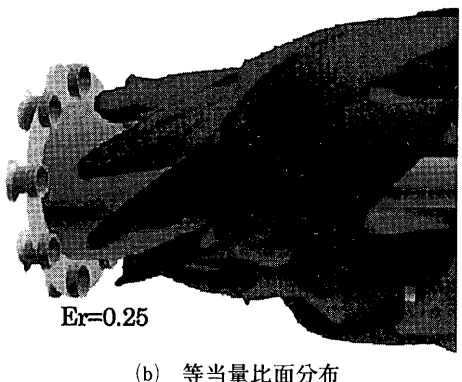
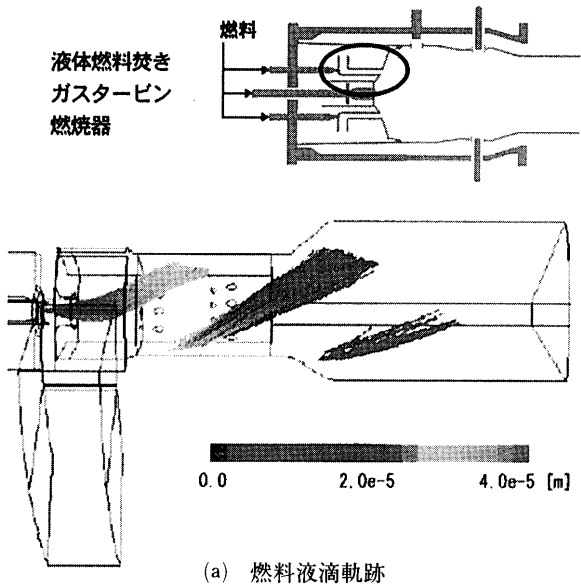


図12 燃料液滴蒸発解析例

予混合予蒸発(LPP)燃焼器である。燃料は灯油を使用している。同図(a)はスワラからの空気流れに対し液体燃料の噴霧を噴射した際の噴霧粒子軌跡を、(b)は燃料液滴の蒸発により気化した燃料と空気の混合による等当量比面 ($Er=0.25$) を示している。粒子軌跡が消滅した所が燃料液滴の蒸発が完了した点であり、液滴が飛行中に蒸発し、ガス化した燃料と空気の混合が予混合予蒸発モジュールの中で進んでいく様子が3次元分布として観察される。

4.3 燃焼解析
4.3.1 ガス燃焼解析

当社産業用ガスタービンのガス焚き低 NO_x 燃焼器の燃焼解析例を図13に示す。この解析では燃焼器ライナ内部だけでなく、燃焼器ライナとケーシングを組み合わせ、逆流型燃焼器であることから空気をアニュラス流路下流部から流すことにより、燃焼器内に流入する空気を仮定することなく実際の流れ場に近いシミュレーションが可能となっている。燃料はガスマタンを使用し、反応モデルは2段階の総括反応モデルを用いた。また、乱流モデルは $k-\epsilon$ モデルである。同図(a)に示した速度ベクトルより、燃焼器中央には大きな循環領域が形成されて

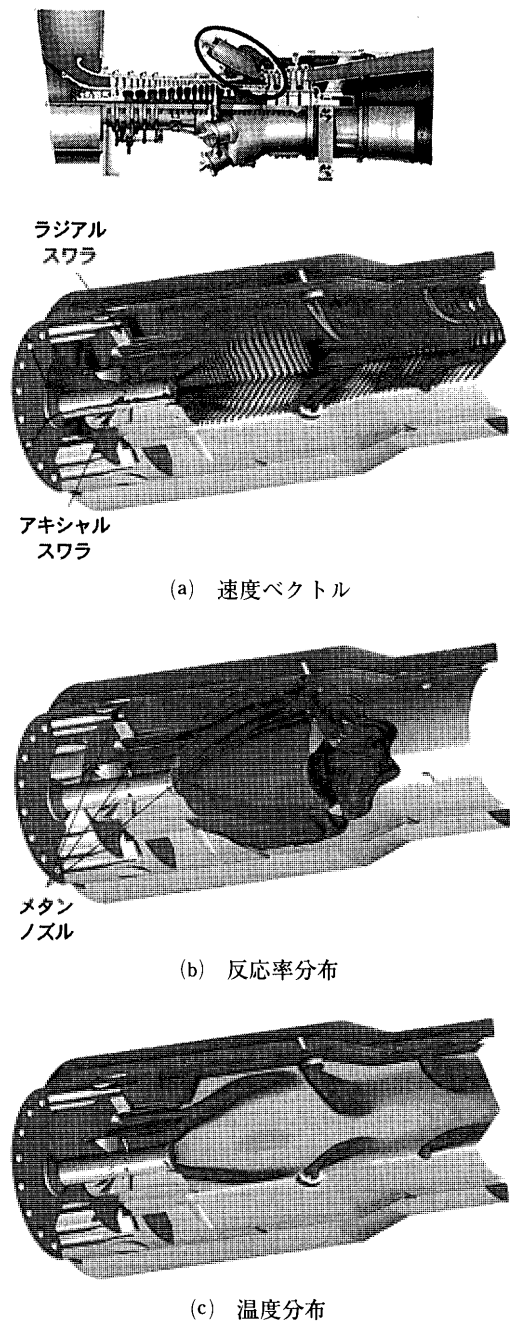


図13 ガスタービン燃焼器燃焼解析例

おり、燃焼器下流部に取り付けた追い焚き孔から流入する空気により循環領域が閉じていることがわかる。(b)は反応率分布を示しているが、予混合モジュールから燃焼器内部に流入した予混合気は、大きな循環領域の周囲を流れる間にゆっくりと燃焼反応を進行させている。一方、追い焚き孔付近においては追い焚きバーナから噴射される燃料により急速な反応が起こっている。このような反応の結果、燃焼器内部の温度が上昇し(c)に示すような温度分布が形成されている様子がわかる。

4.3.2 LES 燃焼解析

航空用のダブルアニュラス燃焼器でメタン燃料を用いて、パイロット燃焼領域からメイン燃焼領域への火炎伝播を解析した例を紹介する。RANSによる乱流モデルの時

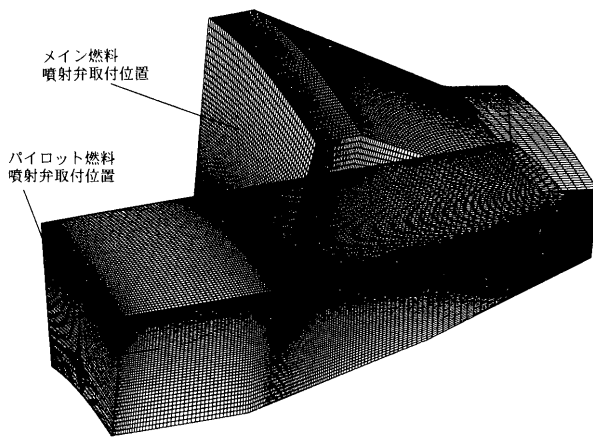
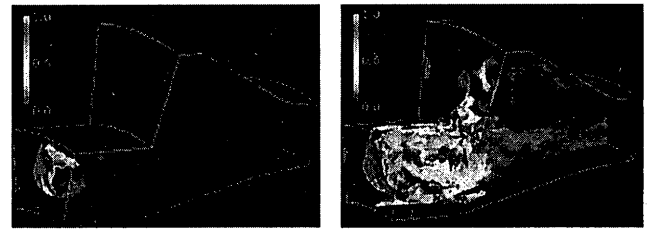


図14 火炎伝播解析格子

間ステップに比べて火炎伝播の時間スケールは小さいため、LESを用いて流れ場を解析した。燃焼計算にはG方程式モデルを用いた。

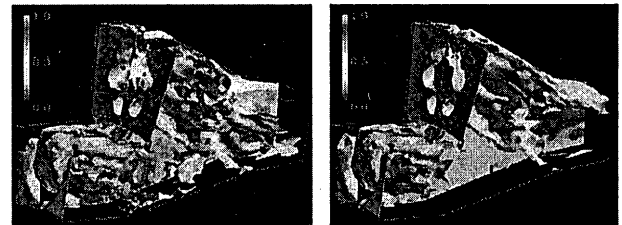
図14に解析格子を示す。LESでは格子間隔を密に取る必要があるが、格子数を節約して、火炎伝播への影響が小さいと考えられる冷却空気を計算対象外とし、計算時間を短くした。ライナ壁を簡略化した格子となっている。

図15に火炎伝播の様子を示す。十分に発達した流れ場を計算した後に、パイロット燃焼領域内に形成された逆流領域に既燃ガスを表す $G=1$ を与えて、そこからの火炎(G)の発達を計算したものである。火炎は点火源より逆流によってパイロット燃料噴射弁出口付近に上った後、パイロット領域全体に広がっている。その後、メイン混合気噴流群の周囲に着火し、火炎は中心部へと伝播し、最終的にメイン領域は既燃ガスに未燃ガスが吹き込まれ、円錐状の火炎面を形成している様子がよくわかる。このパイロット領域からメイン領域に火炎伝播可能な当量比条件は、比較的良好に一致することも検証実験により確認している。



(a) 0 step

(b) 4000 step



(c) 8000 step

(d) 12000 step

図15 火炎伝播の様子

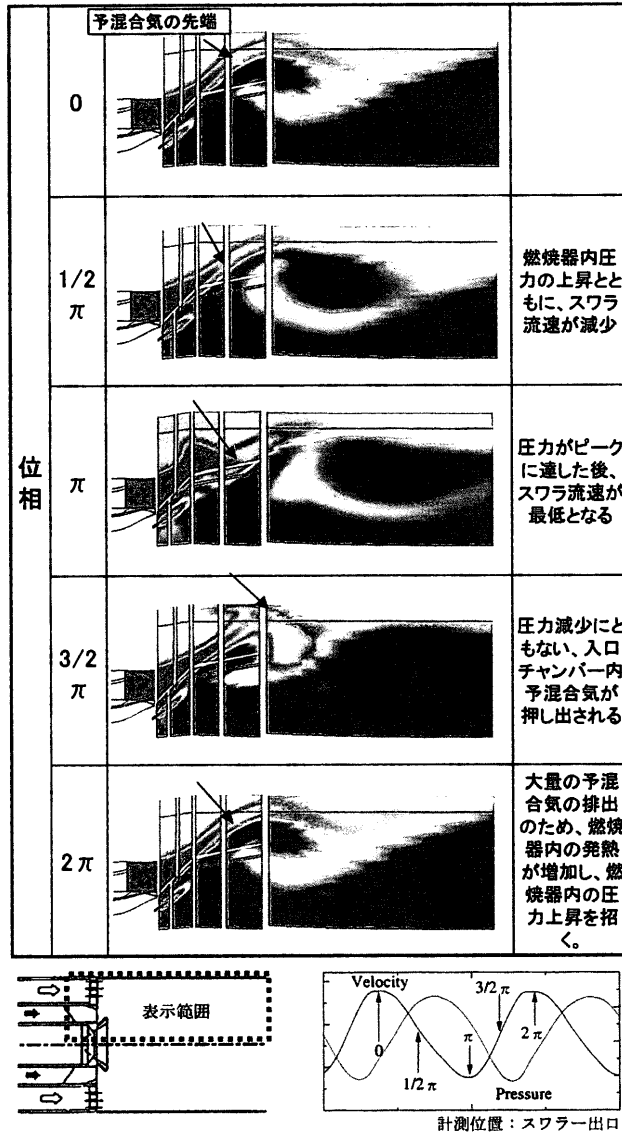
5. あとがき

以上、燃焼器の数値シミュレーションの現状について、いくつかの開発テーマで実施している解析例を紹介した。当社では、この他にも多くのガスタービン燃焼器の開発を行っており、例えば産業用ではガス焚きDLEの他Dual fuel DLEの開発、航空用ではファンエンジン用の燃焼器の開発などに関して、今回紹介した流れ解析や混合解析の技術をその設計に適用し、設計ツールとしての実績を蓄積しつつある。燃焼解析に関しては、現状では設計において使用できる環境が十分に整っていると言えないが、将来的には計算機能力の向上や燃焼モデルの高度化などにより有力なツールになると考えており、技術研究所を中心にモデルの高度化、適用技術の確立を行っている。

ガスタービン燃焼器開発における燃焼解析技術

(三菱重工(株) 湯浅・萬代・斉藤)

(詳細は本文 388 頁 参照)



燃焼振動発生時の火炎形状変化 (本文 表 3 参照)

特集：燃焼の数値シミュレーション

ガスタービン燃焼器開発における燃焼解析技術

湯浅 厚志*¹
YUASA Atsushi萬代 重実*²
MANDAI Shigemi斉藤圭司郎*¹
SAITOH Kejiro

キーワード：ガスタービン燃焼器，燃焼 CFD，予混合燃焼，渦消散モデル，燃焼振動

1. 緒言

ガスタービンは年々タービン入口温度を上昇し高効率化を図ってきており，最新鋭のものではタービン入口温度が 1773 K，コンバインドプラントの熱効率が約 52% (HHV) となっている⁽¹⁾。近年この高効率ガスタービンを主機とするコンバインドプラントは NO_x，CO₂ など環境低負荷型発電システムとして普及してきている。特にガスタービン用燃焼器では，希薄予混合火炎方式により低 NO_x 化を図ってきている⁽²⁾。

低 NO_x 燃焼器の開発では，燃焼器の計画，設計を行ったのち，燃焼器を試作し，燃焼実験で改良を加えて完成させるという手順で行われてきているが，その開発費が膨大になるという問題がある。

一方，近年のコンピュータと乱流燃焼解析技術の進歩により，ガスタービン燃焼器内の諸現象を数値計算である程度予測できるようになってきた。乱流燃焼解析は乱流解析と発熱モデルの両者を連立させて解く手法が主流である。乱流解析には NS 方程式を直接解く直接シミュレーション (DNS)，渦をフィルタリングして解く LES，NS 方程式を時間平均し渦粘性を導入して解く RANS (Reynolds Averaged Numerical Simulation) などの手法がある。また，発熱モデル，燃焼モデルには分子動力学モデル，フレイムシートモデル，あるいは前述の乱流解析の結果から高次相関を導入したモーメント法⁽³⁾や確率密度関数を導入したモデル⁽⁴⁾ (PDF 法) 及び渦崩壊モデル (EBU 法)⁽⁵⁾，渦消散モデル (EDC 法)⁽⁶⁾ などがある。

計算時間及び費用の点から燃焼器開発には RANS 系の乱流解析と EBU 法または EDC 法などを組合せた手法が現実的である。そこで，本報では燃焼解析技術の位置づけと，EDC 法による燃焼解析例を示す。

一方，希薄予混合火炎方式では，更なる低 NO_x 化要求の中で，燃焼振動の問題がクローズアップされてきている。燃焼振動は構造系に大きなダメージを与えるため，その抑制は極めて重要であるが，その数値解析的な予測

法はほとんど開発されていない。本報では前述した EDC 法と非定常圧縮性 RANS 解析を組み合わせ，自励発振する燃焼振動を数値解析的に再現することに成功したため，それを報告する。

2. 燃焼器開発における燃焼解析の位置づけ

2.1 性能予測

燃焼解析は燃焼器に対する数値実験であり，燃焼実験より容易，かつ安価に各部形状の性能に及ぼす影響を把握できる。実験では燃焼器内の状態量を詳細に把握するためには多大な労力が必要であるが，数値解析では燃焼器内各部の温度分布，速度分布，発熱率分布，火炎構造など多くの情報を容易に得ることができる。

2.2 燃焼解析と燃焼実験データの対比検討

燃焼解析では多くの情報が得られる長所がある反面，現時点ではその確度が低いという短所もある。一方，燃焼実験では代表点の限られたデータしか得られないが，その確度は高いといえる。したがって両者の結果を比較検討，解釈することにより，燃焼現象を詳細に理解できるようになる。また，燃焼解析に用いるモデルの改良，精度向上を図っていくことも可能となる。

2.3 燃焼器開発時の評価性能

ガスタービン燃焼器における性能関係の評価項目としては，失火限界，不安定燃焼限界，振動燃焼，逆火，燃焼効率，火炎長，燃焼出口温度分布，そして，NO_x，CO などの排気性状が挙げられる。これらのうち，火炎長，燃焼器出口温度分布については，現時点でも評価できるが，他の項目については未だ実用的な評価が可能となる過渡期にあるものと考えられる。今後，さらなる解釈および利用技術の高度化を図っていく必要があるといえる。

3. ガスタービン燃焼器の燃焼解析例

ガスタービン燃焼器における 2 つの燃焼解析事例を示し，それぞれについての結果と課題を示す。なお，燃焼解析に際しては各モデルを変更しやすいように自社開発した非圧縮性コードを使用している。燃焼振動解析には同じくハウスコードである圧縮性コードを使用している。

3.1 基礎方程式

基礎方程式は連続の式，運動方程式 (NS 方程式)，

原稿受付 2002 年 7 月 10 日

* 1 三菱重工(株)高砂研究所流体研究室
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1* 2 三菱重工(株)高砂研究所ターボ機械研究推進室
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

エネルギー式(エンタルピー式)、濃度拡散方程式であるが、これらの基礎式に対して有限体積法を用いて離散化する。乱流モデルに関しては代表的なレイノルズ方程式(RANS)モデルである標準 $k-\epsilon$ モデルを用いた。

化学種の保存式は、式(1)で表される。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho X_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_j X_i) = -\frac{\partial}{\partial x_j} J_{ij} + R_i \quad (1)$$

ここで、

X_i : 化学種 i の質量割合

J_{ij} : 化学種 i の j 方向拡散流束

R_i : 化学反応による化学種 i の生成速度

J_{ij} は濃度こう配により生ずる拡散流束であり、乱流下では式(2)により与えられる。

$$J_{ij} = -\left(\rho D_i + \frac{\mu_i}{Sc_i}\right) \frac{\partial X_i}{\partial x_j} \quad (2)$$

D_i : 混合物中での化学種 i の拡散係数
($X_i \ll 1$ のとき)

Sc_i : 乱流シュミット数

また、化学反応速度はアレニウスの反応速度則又は乱流混合によって支配される。アレニウスの反応速度則は式(3)で表される。

$$R_i = -\nu_i' M_i A T^\beta \left[\prod_{j=\text{reactants}} \left(\frac{\rho X_j}{M_j}\right)^{\nu_j'} \right] \exp(-E/RT) \quad (3)$$

ここで、

R_i : 化学種 i の化学反応速度 [$\text{kg}/(\text{m}^3 \cdot \text{s})$]

ν_i' : 化学種 i の化学量論係数(無次元)

M_j : 化学種 j の分子量 [kg/kmol]

A : 反応の頻度因子

T : 局所ガス温度 [K]

β : 温度指数(無次元)

ν_j : 化学種 j の反応速度指数(無次元)

E : 反応の活性化エネルギー [J/kmol]

R : 気体定数 [$\text{J}/(\text{kmol} \cdot \text{K})$]

乱流混合速度は、EDC 法⁽⁶⁾を用いて、

$$Rm_i = \nu_i' M_i A_m \rho \frac{\epsilon}{k} M \quad (4)$$

ここで、

$$M = \min \left[\left(\frac{X_i}{\nu_i' M_i} \right)_{i=\text{reactants}}, B_m \frac{\sum X_j}{\sum \nu_j' M_j} \right]$$

Rm_i : 混合支配反応速度 [$\text{kg}/(\text{m}^3 \cdot \text{s})$]

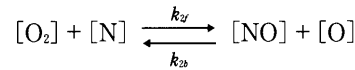
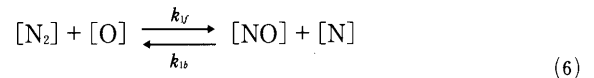
A_m : 反応混合率定数 A

B_m : 反応混合率定数 B

として、乱流混合域に入った反応種又は生成種のうちで反応速度の遅いものを反応速度とする。併せてアレニウスの反応則を各セルに対して同時に計算し、最終的にこれら両者の小さい方を反応速度として使用する。

$$R_i = \min(RC_i, Rm_i) \quad (5)$$

つぎに、 NO_x 生成機構の基本式である式(6)の Zeldovich 反応に O_2 , O の部分平衡を導入して燃焼器内の NO_x 分布を求めた。



$$k_5 = \frac{[\text{O}]}{[\text{O}_2]^{1/2}}$$

平衡定数 k_5 は JANAF Table によった。

ここに、

$$k_{1f} = 6.63 \times 10^{13} T^0 \exp \left[\frac{-37793 \times 1.987}{1.987T} \right]$$

$$k_{1b} = 1.55 \times 10^{13} T^0 \exp \left[\frac{-0.0}{RT} \right]$$

$$k_{2f} = 6.4 \times 10^9 T^{1.0} \exp \left[\frac{-6250}{RT} \right]$$

$$k_{2b} = 3.71 \times 10^9 T^{1.0} \exp \left[\frac{-41430}{RT} \right]$$

である。

3.2 拡散炎型燃焼器の実験値と解析値の比較

拡散炎型燃焼器の概略図、条件及び実験値と解析値の比較を表 1 に示す。ガスタービン実機の圧力は約 1.5 MPa であるが、実験で燃焼器内の温度分布、濃度分布を計測するために大気圧条件で比較を行った。燃料は天然ガスである。

また、計算メッシュは燃焼器周方向 60° 分の周期境界条件として、周方向 13 分割、半径方向 24 分割、軸方向 66 分割の合計 16182 セルである。

両者を比較すると、 NO_x 濃度分布を除いて、流動状況、ガス温度分布、酸素濃度分布は定性的には一致している。ガス温度の実験値はふく射誤差のため全般的に 50~100 K 低めとなっているが、これを考慮しても第 1 段空気孔及び第 2 段空気孔下流の解析値が実験値より大幅に高く、解析での発熱速度が高すぎる結果となっている。また、 NO_x 濃度分布に関しては、実験では高温ガス温度領域全体に NO_x が拡散した分布を示すのに対し、解析では高温部の極めて狭い領域のみ NO_x が存在している。また、燃焼器出口での NO_x 濃度は実験値 60 ppm に対し、計算値は 2 ppm にとどまっている。

3.3 予混合炎型燃焼器の実験値と解析値の比較

予混合炎型燃焼器の概略図、条件及び実験値と解析値の比較を表 2 に示す。実験は解析結果の検証のために単純形状の燃焼器で行った。また、計算メッシュは燃焼器周方向 60° 分の周期境界条件として、周方向 24 分割、半径方向 63 分割、軸方向 95 分割の合計 143640 セルである。

従来燃焼モデルの結果では、実験値と解析値を比較すると速度分布は定性的に一致していたが、表 2 左上欄に示すようにパイロット燃料の濃度分布が軸方向距離 38

表1 拡散火炎燃焼器におけるCFDと実験結果の比較

Combustor configuration and conditions		
	<p>Condition $G_a = 1.70\text{kg/s}$ $P_a = 0.11\text{MPa}$ $T_a = 650\text{K}$ $T_g = 1473\text{K}$ Fuel ; Natural gas</p>	
	CFD	Experiment
Flow vector		
Gas temperature		
O ₂ distribution		
NOx distribution		

表2 予混合火炎燃焼器におけるCFDと実験結果の比較

Combustor Configuration and Condition		
	<p>Condition $G_a = 0.09\text{kg/s}$ $P_a = 1.11\text{MPa}$ $T_a = 288\text{K}$ $T_g = 1673\text{K}$ Fuel: Natural Gas</p>	
Comparison of CFD and Experiment		
	Conventional CFD	Improved CFD
Fuel Concentration		
Gas Temperature		

mm の点ですすでに両者で差異を生じている。これは直径 1 mm の燃料噴流の貫通力が計算では小さく評価されていることによるものである。また、表 2 左下欄に示すガス温度分布は軸方向距離 118 mm, 198 mm の壁面近傍で、解析では燃焼がかなり進行した結果になっているのに対し、実験では殆ど進行していない。

3.4 改良モデルによる解析精度向上

表 2 に示した予混合炎型燃焼器に対して、改良燃焼モデルを適用して計算を行った。これまで述べた考察を基に、混合速度と反応速度の双方が燃焼過程に寄与すると考えた MIN モデルを開発した。MIN モデルは式(5)の変形であり、式(7)のように表す。

$$\frac{1}{R_i} = \frac{1}{R_{ci}} + \frac{1}{R_{mi}} \quad (7)$$

本 MIN モデルと EDC 法による燃焼率の比較を図 1 に示す。ダムケラー数が 0.1 以下、あるいは、100 以上になると両モデルの差異は小さいが、ダムケラー数が 1 近くでは、両者の間に大きな差異を生じ、MIN モデルでは EDC 法より燃焼速度を低く評価する傾向にあることが分かる。

また、パイロット燃料噴流径に対応してその周囲のメッシュ分割を最適化した。MIN モデル、改良メッシュによる再解析結果と実験の燃料濃度分布、およびガス温度分布の比較を各々表 2 右上、下欄に併せて示す。これらにより、燃料噴流の貫通力もよく再現されるとともに、燃焼器外周部における過度の燃焼進行が抑えられ、本手法によると解析結果と実験結果はかなり良い一致を示していることが分かる。

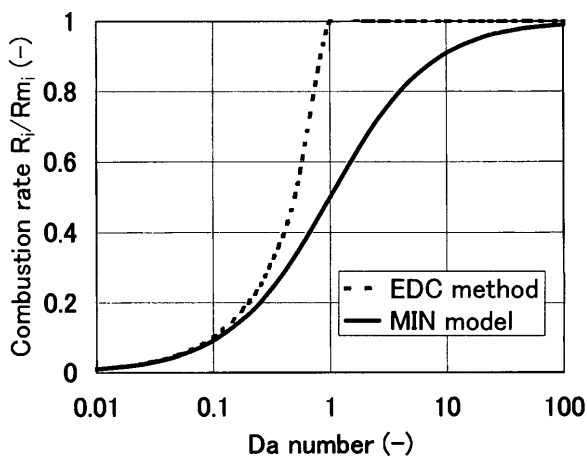


図 1 燃焼反応率

4. 燃焼振動の解析

4.1 燃焼振動現象

予混合燃焼器における NO_x 低減のためには、希薄予混合燃焼比率を高めることが必要であるが、一般に拡散燃焼比率を下げ予混合燃焼比率を高めると、燃焼振動による内圧変動が増加し、燃焼器構造体にダメージを与え

る。また、過大な燃焼振動はフラッシュバックや失火原因にもなる。そのため希薄予混合燃焼器の開発では、この燃焼振動を如何に抑制するかが大きな鍵となってくる。

燃焼振動の CFD による予測は、世界的にもまだ実施例が少ない。これは燃焼振動のメカニズム自身が明確になっていないだけでなく、CFD 技術としても多くの困難な点が存在するためである。燃焼振動は、燃焼の発熱率変動が引き起こす燃焼器音響系との共鳴現象であることは良く知られているが、これを CFD で予測するためには以下の項目が全体の予測精度に大きく影響を及ぼす。

- ① 発熱率空間分布の予測精度
- ② 発熱率の変動応答特性の予測精度
- ③ 流れ場中での音響共鳴系の予測精度

①項の発熱率分布は、燃焼モデルの精度だけでなく速度分布の予測精度も大きく影響する。燃焼器内の流れは強い旋回流や剥離を伴うケースが一般的であり、流動予測の観点だけでも複雑な対象である。②項は発熱の非定常性であり、定常解析では得られないデータである。また試験による検証もしにくい。③項は、実機条件での音響境界のデータが極めて得にくい。このような困難さから、実機での燃焼振動予測の実施例は極めて少ないが、モデル燃焼器では近年徐々にではあるが報告されつつある⁽⁷⁾⁽⁸⁾⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾。

CFD による燃焼振動予測法にはいくつかの手法があり、大きくは以下のように分類される。

- a) 先に解析する時間平均成分上で、変動成分のみを解析する手法
- b) RANS による非定常圧縮性解析
- c) LES または直接計算による非定常圧縮性解析

a) の変動成分の解析では、さらに時間領域の解析と周波数領域での解析に別れる。この a) の手法が計算効率の点では最も優れているが、火炎の時間応答特性にモデル化を要する。一方、後者二つの手法は、時間平均成分と変動成分を分離しないため、扱う変動成分が小さい場合、変動が誤差に埋もれ易いというデメリットがある半面、火炎の変動応答特性にはモデル化を必要としないというメリットがある。c) の手法はモデル化の要素が最も少ない半面、非常に多くの計算資源を必要とするため、工業的には実用的ではない。本報では比較的負荷の少ない b) の手法による結果を報告する。

4.2 解析手法

3.3 項、3.4 項で説明した予混合炎型燃焼器を対象に燃焼振動の解析を実施した。解析領域を図 2 に示す。燃焼振動解析では境界条件の取り扱いが非常に重要であり、本燃焼器ではスワラ上流および燃焼器下流に大きなチャンバ領域があるため、この領域も計算域に含ませている。

燃焼モデルには 3.4 項で解説した MIN モデルを用い、圧縮性 RANS コード中に組み込み非定常解析を実施している。RANS モデルは定常解析を前提としているが、燃焼振動の時間周期が乱流渦の積分時間スケールより十分

大きいとして非定常解析を適用している。対流項の離散化には火炎面における急激な密度変化でオーバーシュートを発生させないために、3次Chakravarthy-Osher TVDスキームを用いている。時間精度は2次Adams-Bashforth法、解法はΔ形近似因子化法を用いている。乱流モデルは標準k-εモデルを使用している。

解析手順としては、振動の発振過程を捕らえるため、まず定常解析を実施し、完全収束状態を得た後に非定常解析へ切り替えて自励発振させている。定常解析を得る時点でも計算の収束過程で系が不安定となり完全な定常解が得られないため、定常解析では1次風上の対流項離散化スキームを用い数値粘性を大きくして不安定性を押し込んである。非定常解析に移る時点でTVDスキームに切り替えている。

4.3 解析結果

図3にスワラ出口における速度変動と圧力変動の時間変化を示す。計算開始とともに振幅が増加し、45ms以降ではリミットサイクルに達していることがわかる。表3はリミットサイクルに達した後の1周期中での火炎面形状変化を示す。図4には圧力変動の軸方向変化を示す。燃焼器下流に行くにつれ圧力振幅が減少し、燃焼器出口では振幅がほぼゼロとなるため、図4下部に示す通り、燃焼器内部に1/4波長の1次の振動モードが発生していることが分かる。図5には振動周波数と振幅を実験結果と比較したものを示す。横軸にパイロット燃料比率を取っており、周波数に関しては実験結果と極めてよく一致しているが、振幅に関してはCFDでは実験値より1桁大きな値を示している。これはCFDで模擬出来ない冷却孔による音響減衰の効果や、境界条件が今回の解析領域で十分模擬出来ないことなどが考えられる。

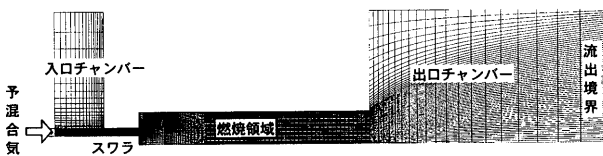


図2 燃焼振動解析 解析領域

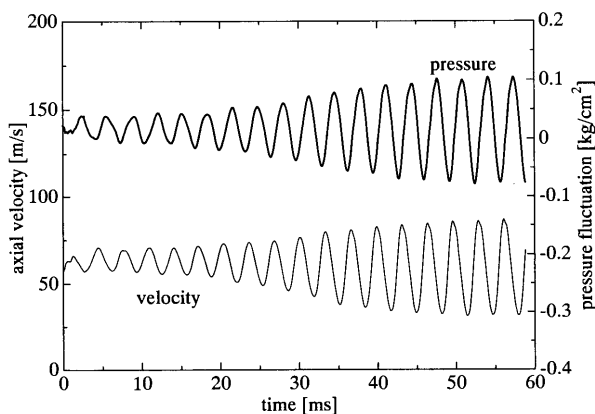
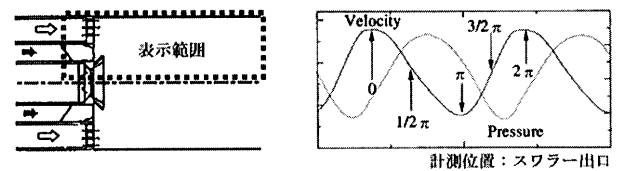


図3 燃焼振動の発振傾向

表3 燃焼振動発生時の火炎形状変化

位相	0		
	1/2 π		燃焼器内圧力の上昇とともに、スワラ流速が減少
	π		圧力がピークに達した後、スワラ流速が最低となる
	3/2 π		圧力減少とともに、入口チャンバー内予混合気が押し出される
	2π		大量の予混合気の排出のため、燃焼器内の発熱が増加し、燃焼器内の圧力上昇を招く。



計測位置：スワラ出口

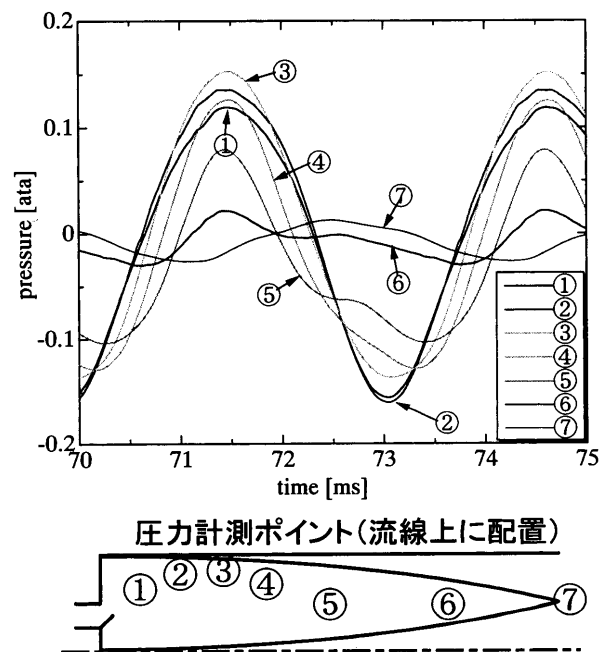


図4 圧力変動の軸方向変化

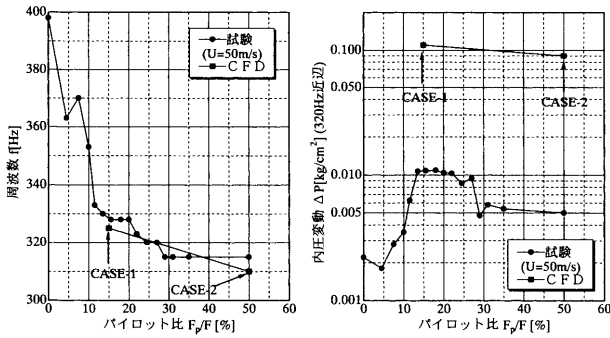


図5 パイロット燃焼比率と発振周波数・振幅

しかしながら、パイロット比の低下とともに、振幅が増加する定性的な傾向は得ることが出来た。

今回の予混合炎型燃焼器の燃焼振動では、観察される大きな圧力変動の振動数は一つであったが、実際はより多くの周波数が同時に観察されており、それらを模擬するためには、更なる検討が必要である。

5. 結言

ガスタービン燃焼器を開発するためには多額の開発費用が必要であり、いかに効率的に、かつ短期間のうちに開発できるかが大きな課題である。コンピュータ及び解析技術の進展により、燃焼器開発に燃焼解析技術が実用できるようになり、開発費用、期間は従来の1/2程度になってきている。

- (1) 拡散炎型燃焼器では、流動状況、ガス温度分布などをCFDで予測できるが、NO_x濃度の予測は工業規模のメッシュでは困難であり、PDF法などの採用が必要である。
- (2) 予混合炎型燃焼器では、渦消散モデルを用いたCFDでは、ガス温度分布をうまく予測できなかったが、MINモデルの採用、また、メッシュの適正化によりガス温度分布をうまく予測できるようになった。
- (3) MINモデルと非定常圧縮性RANSモデルの組み合わせにより、燃焼振動の振幅はかなり大きめに予測したものの、周波数に関しては実験結果と極めてよく一致した。

また、

- (4) 多少精度、確度が悪くとも既存解析技術ベースで解析を行い、実験結果との対比検討を行いながら、解析の利用、適用技術を高め、現象の理解を深めるツールとして使用することが重要である。
- (5) さらに乱れ、燃焼モデルを改良し、解析の精度、確度向上を図っていく必要がある。
- (6) DNS、LESなどにより部分現象、非定常現象の理解をし、燃焼モデルなどに反映する必要がある。
- (7) 燃焼振動の予測に関しては、非定常RANSにより定性的な現象を模擬することが出来たが、精度向上のためには音響的な境界条件を得る方法を検討する必要がある。

燃焼解析は定性的には燃焼器形状選定の判断材料として非常に強力な設計思考ツールとなってきている。上記のような改良と、コンピュータの速度向上とが相まって、燃焼解析はこれまで以上に設計支援ツールとして欠かせないものになってくるものと期待される。

謝辞

本稿作成に際しては、三菱重工(株)高砂研究所、川田裕、入野光博、稲田満、宇多信喜氏らの研究成果も引用させて頂いた。ここに謝意を表する。

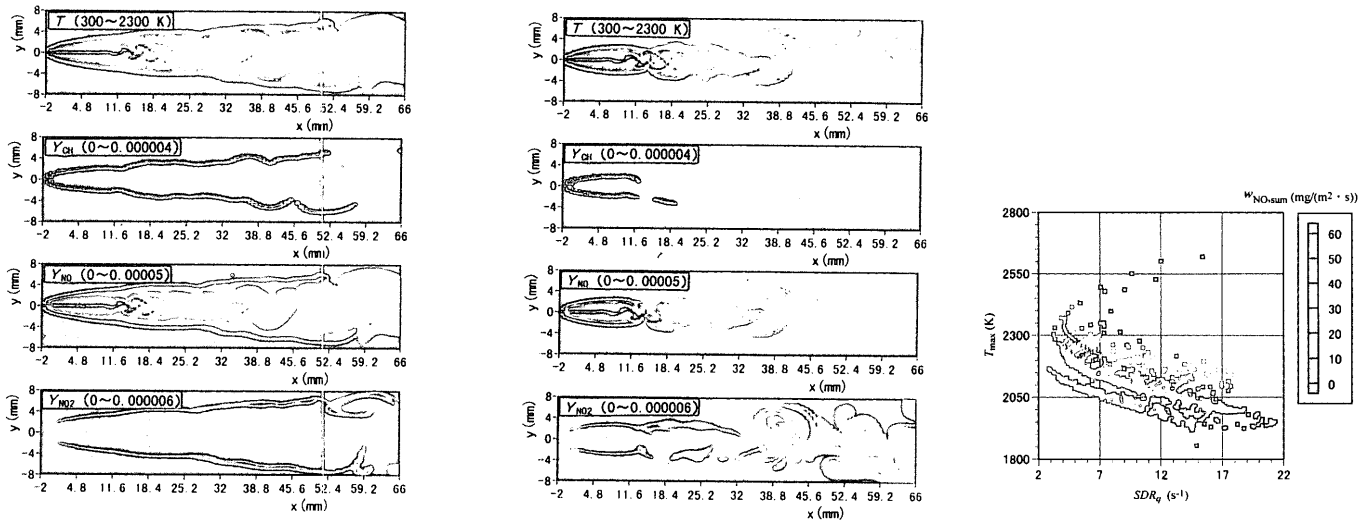
参考文献

- (1) 梅村・ほか4名, 三菱重工技報, 34-4 (1997), p. 226
- (2) 萬代・ほか3名, 三菱重工技報, 36-1 (1999), p. 10
- (3) Launder, B. E., 生産研究, 41-7 (1989), p. 575
- (4) Jones, W. P., et al., in Turbulent Shear Flow 5: Selected paper, (1987), p. 296, Springer-Verlag
- (5) Spalding, D. B., 13th Symp. (Int.) on Combustion (1976), p. 649
- (6) Magnussen, B. F., et al., 16th Symp. (Int.) on Combustion (1976), p. 719
- (7) Menon, S., Combust. Sci. and Tech., 75 (1991), p. 53
- (8) Wake, B. E., et al., AIAA paper 96-0816 (1996)
- (9) Steele, R. C., et al., ASME paper 99-GT-52 (1999)
- (10) Brookes, S. J., et al., ASME paper 99-GT-112 (1999)

詳細素反応機構を考慮した乱流拡散火炎の数値解析

(名古屋大学 大学院 山下・趙)

(詳細は本文 394 頁 参照)



(a) $u_0 = 30 \text{ m/s}$ ($Re_0 = 1911$) の場合

(b) $u_0 = 40 \text{ m/s}$ ($Re_0 = 2548$) の場合

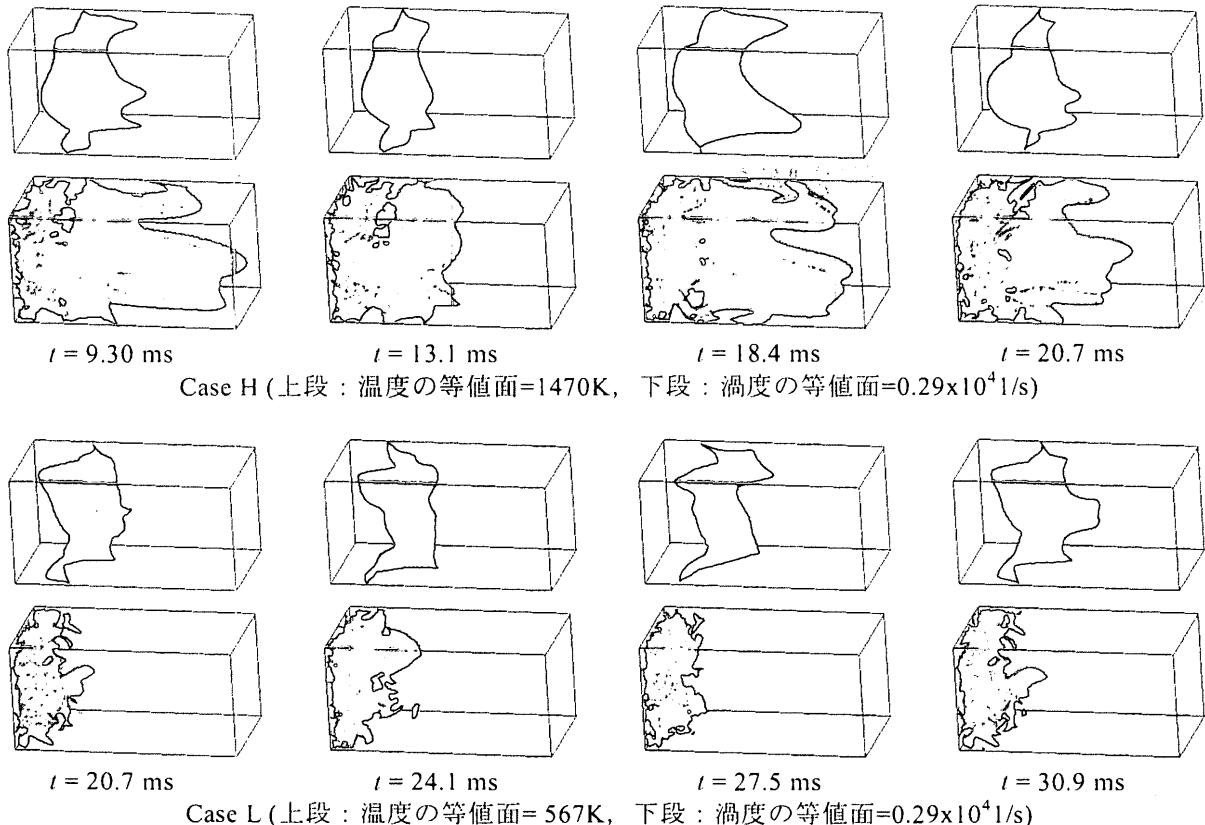
温度, CH, NO および NO_2 の質量分率の瞬間分布 (二次元噴流火炎) (本文 図 2 参照)

NO の全質量生成速度 $W_{\text{NO,sum}}$ と SDR_q および T_{max} の関係 (対向流拡散火炎) (本文 図 7 参照)

乱流予混合燃焼の DNS とそれに基づく燃焼モデルの開発

(名古屋大学 大学院 錦・長谷川)

(詳細は本文 399 頁 参照)



$t = 9.30 \text{ ms}$

$t = 13.1 \text{ ms}$

$t = 18.4 \text{ ms}$

$t = 20.7 \text{ ms}$

Case H (上段: 温度の等値面=1470K, 下段: 渦度の等値面= $0.29 \times 10^4 \text{ 1/s}$)

$t = 20.7 \text{ ms}$

$t = 24.1 \text{ ms}$

$t = 27.5 \text{ ms}$

$t = 30.9 \text{ ms}$

Case L (上段: 温度の等値面= 567K, 下段: 渦度の等値面= $0.29 \times 10^4 \text{ 1/s}$)

火炎形状と流入乱流の時間経過 (本文 図 2 参照)

特集：燃焼の数値シミュレーション

詳細素反応機構を考慮した乱流拡散火炎の数値解析

山下 博史*¹
YAMASHITA Hiroshi趙 黛青*¹
ZHAO Daiqingキーワード：Diffusion Combustion, Turbulent Flame, Numerical Analysis, Jet, Counterflow, Kinetics, CH₄, Unsteady Behavior, NO Formation

1. はじめに

現在、地球環境問題に関連し、省資源・省エネルギーおよび大気汚染物質低減の両面から、燃焼現象の科学的解明は緊急の課題となっている。なかでも乱流拡散火炎は実用的に最も多く用いられている火炎形態の一つであり、この火炎の乱流混合と構造を数値計算によって解明し、高効率の燃焼機器の開発および有害大気汚染物質の生成量の予測を行うことができるようになれば極めて有意義であると考えられる。

このような観点から、著者らは乱流拡散火炎における窒素酸化物 NO_x の生成機構について検討するために、詳細素反応機構を考慮した数値解析を行ってきた。本解説では、まず、最も基本的な流れ場である燃料噴流拡散火炎に関する研究について紹介する。この研究では、乱流火炎の非定常燃焼特性に注目して、二次元の遷移域流れにおける燃焼場を取り扱った⁽¹⁾。次に、流入速度に非定常振動を与えた対向流拡散火炎に関する研究について紹介する。この研究では、非定常過程における NO_x の生成特性を系統的に調べ、さらにこの結果を利用して実用的な燃焼場における NO_x の生成量を予測するための組み合わせ法について検討した⁽²⁾。

2. 遷移域燃料噴流拡散火炎における NO_x 生成

著者らは、燃焼による発熱が流れや火炎の安定性に与える影響を解明することを目的として、化学反応機構としては最も簡単なメタン・空気系の総括一段不可逆反応⁽³⁾⁻⁽⁶⁾やスケレタル素反応機構⁽⁷⁾を用いていくつかの知見を得てきた⁽⁸⁾。これらの研究を踏まえて、乱流変動場における NO_x の生成機構を解明することを目的とし、化学反応機構としては、NO_x 生成反応を含む GRI メカニズム⁽⁹⁾を用い、非定常の二次元流れ場の保存方程式に基づいて数値解析を行った。ここで、燃料噴射速度は、流れが乱流に遷移し、下流側で消炎が起こるような場合まで変化させて検討した。なお、本解析では二次元の大規模な組織の変動の現れる遷移流を対象とし、三次元の小さなスケールの変動を伴う乱流までは取扱ってはいな

い。しかしながら、火炎の特性に与える非定常効果の物理は同様であると考えられる。

2.1 解析モデルおよび数値計算方法

この研究で用いた解析モデルの概略および境界条件を図1に示す。噴射管出口中央を原点 *O* とする二次元直角座標系を考え、流れ方向に *x*、幅方向に *y* 座標をとる。*u* および *v* は流れ方向および幅方向の速度成分であり、また、*T* および *Y_i* は温度および化学種 *i* の質量分率である。圧力は大気圧、温度は室温で *T₀* = *T_∞* = 300 K (温度比 *T_∞*/*T₀* = 1) とした。周囲流は空気とし、*Y_{O₂}*∞ = 0.232, *Y_{N₂}*∞ = 0.768 とする。幅 *d* の噴射管から、平均速度 *u₀* で十分に発達した速度分布と一様温度 *T₀* および一様濃度 *Y_{i,0}* を有する燃料が、一様な速度 *u_∞*、温度 *T_∞* および濃度 *Y_{i,∞}* を有する同軸周囲流中に噴出される。ここで、添字 0 および ∞ は噴射管出口および周囲流での値を表す。周囲流速度は *u_∞* = 4 m/s で一定とした。噴射管幅 *d* = 1 mm とし、計算領域の大きさは *x* = -2.9 ~ 66.9 mm, *y* = -17.2 ~ 17.2 mm とした。

化学反応機構として用いた GRI メカニズムでは 49 個の化学種について正逆 279 組の素反応を考えている。

基礎方程式は、以下に示すように保存方程式である連続の式、ナビエ・ストークス方程式、エネルギー方程式および各化学種の連続方程式と状態方程式である⁽¹⁰⁾。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0$$

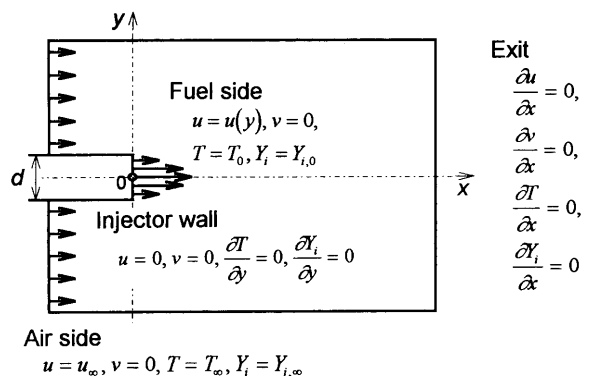


図1 解析モデルと境界条件(二次元噴流火炎)

原稿受付 2002年7月1日

* 1 名古屋大学大学院工学研究科機械情報システム工学専攻
〒464-8603 名古屋市千種区不老町

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho u_m)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \nu u_m) - \nabla \cdot (\mu \nabla u_m) \\ &= -\frac{\partial P}{\partial x_m} - \rho g_m + \left(-\frac{\partial \mu}{\partial x_m} \frac{\partial u_j}{\partial x_j} + \frac{\partial \mu}{\partial x_j} \frac{\partial u_i}{\partial x_m} \right) \\ & \frac{\partial(\rho T)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \nu T) - \frac{1}{c_p} \nabla \cdot (\lambda \nabla T) \\ &= \frac{1}{c_p} \frac{Dp}{Dt} - \frac{1}{c_p} \sum_i h_i w_i - \frac{\rho}{c_p} \sum_i (c_{p,i} Y_i V_i \cdot \nabla T) \\ & \frac{\partial(\rho Y_i)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \nu Y_i) - \nabla \cdot (\rho D_i \nabla Y_i) = w_i \\ & p = \rho R^0 T \sum_i \frac{Y_i}{m_i} \end{aligned}$$

なお、Soret および Dufour 効果、圧力拡散の効果を見捨てる、エネルギー方程式において粘性散逸を見捨てる、低マッハ数近似を用いて Dp/Dt を見捨てる。また、外力を見捨てる、体積粘性係数をゼロとした。

無次元化のための代表値として、代表長さには d 、代表速度には u_0 、代表物性値には噴射管出口における値 ρ_0 、 μ_0 および D_0 を用いた。シュミット数 $Sc_0 = \mu_0 / \rho_0 D_0$ 、レイノルズ数 $Re_0 = \rho_0 u_0 d / \mu_0$ と定義する。

混合気は理想気体とする。熱力学定数については各化学種の定圧比熱 $c_{p,i}$ を適当な温度範囲で最小二乗近似を施した多項式で与える⁽¹¹⁾。輸送係数については、Smookeらの Simplified Transport Model を拡張して適用する⁽¹²⁾。すなわち、混合気体の有効熱伝導率に対しては次の近似式を用いる。

$$\frac{\lambda}{c_p} = A \left(\frac{T}{T_0} \right)^r, \quad A = 2.58 \times 10^{-4} \text{g}/(\text{cm} \cdot \text{s}), \quad r = 0.7$$

各化学種の有効拡散係数に対しては、常温における拡散係数の値に基づいて、ルイス数を各化学種ごとに一定として次式で近似する。また、混合気体の有効粘度に対しては、プラントル数をすべての化学種に対して一定として次式で与える。

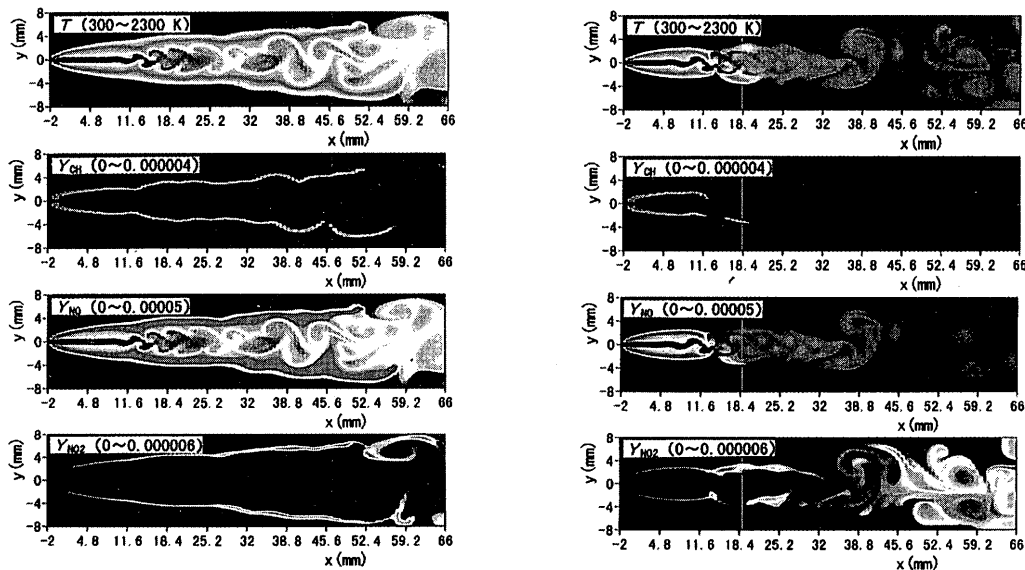
$$\rho D_i = \frac{1}{Le_i} \left(\frac{\lambda}{c_p} \right), \quad \mu = Pr \left(\frac{\lambda}{c_p} \right), \quad Pr = 0.75$$

保存方程式の離散化には有限体積法を用い、圧力の計算には Patankar の SIMPLE 法⁽¹³⁾を適用した。対流項には QUICK 法、時間方向には 2 次精度の陰解法を適用し、時間刻みは $\Delta t = 5 \mu\text{s}$ とした。噴射管出口直後での吹飛びを防ぐためにリム部に高温部を設けた。各時間ステップにおいてSOR法による繰り返し計算を行い、緩和係数はすべての変数について 0.07 程度とした。差分格子数は x および y 方向にそれぞれ 241 および 141 とした。数値計算方法の詳細については文献(14)および(15)を参照されたい。

2.2 計算結果および検討

燃料噴射速度の影響は火炎面モデルの場合⁽³⁾やスケレタル反応機構の場合⁽⁷⁾と同様となり、速度が大きくなるに従い変動が大きくなる。

周囲空気流速を固定して噴射速度を大きくすると、遷移点下流側ではかなり大きな非定常変動が生じる。このような例として、 $u_0 = 30 \text{ m/s}$ ($Re_0 = 1911$) および 40 m/s ($Re_0 = 2548$) の場合の瞬間の温度分布、CH、NO および NO_2 の質量分率について図 2(a) および (b) に示す。ここで、諸量は最小値が青色、最大値が赤色となる擬似カラーで表示した。上流側では変動がなく層流であり、拡散層は最上流側では薄いのが、下流側ではしだいに拡散が進み厚くなる。一方、乱流への遷移点の下流側では火炎内部に変動が生じ、このために、 $u_0 = 30 \text{ m/s}$ の場合には $x = 50 \text{ mm}$ 付近で、 $u_0 = 40 \text{ m/s}$ の場合には遷移点直後で消炎が起こり、温度は低下し、CH は消滅している。また、NO は温度分布と同様な分布となり、 NO_2 は NO 分布の外側、および消炎位置から下流側で大きくなっており、温度が低下したところで、NO が NO_2 に転換されることが分かる。



(a) $u_0 = 30 \text{ m/s}$ ($Re_0 = 1911$) の場合

(b) $u_0 = 40 \text{ m/s}$ ($Re_0 = 2548$) の場合

図 2 温度、CH、NO および NO_2 の質量分率の瞬間分布 (二次元噴流火炎)

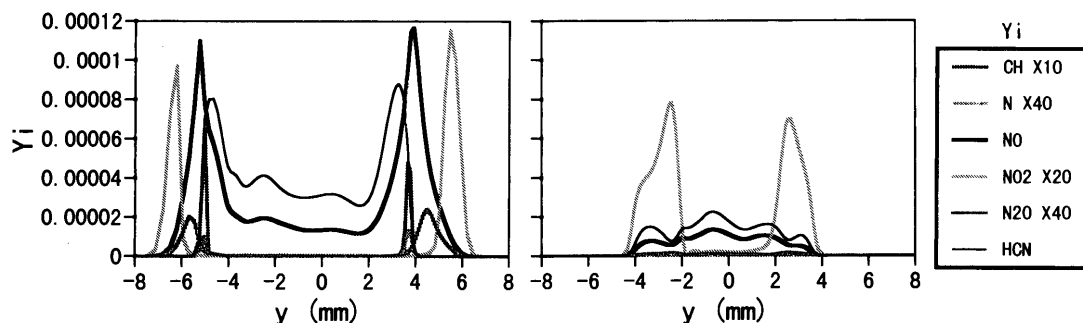
(a) $u_0 = 30 \text{ m/s}$ ($Re_0 = 1911$), $x = 40 \text{ mm}$ (b) $u_0 = 40 \text{ m/s}$ ($Re_0 = 2548$), $x = 25 \text{ mm}$ 図3 NO生成に関する化学種の質量分率 Y_i の瞬間断面分布 (二次元噴流火炎)

図2に対応して、遷移点下流で噴流の両側に火炎が存在する場合と存在しない場合の例として、 $u_0 = 30 \text{ m/s}$ で流れ方向位置 $x = 40 \text{ mm}$ 、および $u_0 = 40 \text{ m/s}$ で流れ方向位置 $x = 25 \text{ mm}$ におけるNO生成に関する化学種の質量分率 Y_i の瞬間断面分布を図3(a)および(b)に示す。なお、線種と倍率は図の右側に示した。これらの図から分かるように、中心軸に対してほぼ対称な分布となり、両側の反応帯で同様な火炎構造となっている。特に、図3(b)の場合には火炎が完全に消炎してしまっているが、消炎過程で火炎温度が低下するとともに NO_2 が増大する。

3. 非定常対向流拡散火炎における NO_x 生成と乱流拡散火炎に対する組み合わせ予測手法

実用的な燃焼器での燃焼特性や NO_x などの有害大気汚染物質の生成量を正確に予測するためには、変動する三次元の速度場、濃度場および温度場に対して多数の素反応群からなる詳細な化学反応機構を考慮して計算しなければならない。しかしながら、このような計算負荷は最新のスーパーコンピュータに対しても過大である。そこで、著者らは、Laminar Flamelet Model⁽¹⁶⁾による「乱流場の瞬間の局所的な火炎構造は層流火炎によって模擬できる」という考えに基づき、乱流拡散火炎に対する組み合わせ予測手法を提案してきた^{(2), (17) - (22)}。すなわち、「詳細化学反応計算」を「変動流れ場計算」から分離して行い、両方の計算で共通に定義できるパラメータを媒介として再結合するというものである。この再結合パラメータとして、流れ場および燃焼場を反映する Conserved Scalar である混合分率 Z の火炎面位置における勾配と関連する Scalar Dissipation Rate SDR_q を用いることを提案してきた。 SDR_q は次式で定義される。

$$SDR_q = D_q (\partial Z / \partial x)_q^2$$

ここで、添字 q は熱発生速度が最大となる火炎位置における値であることを示し、 x は火炎面垂直方向の距離である。また、より高い精度の予測をするためには新たな再結合パラメータとして、最高火炎温度 T_{\max} を追加する必要があることを指摘した⁽²⁾。

この予測手法では、まず、任意の簡単な流れ場について、詳細素反応機構を用いて、次式で定義される NO_x の Emission Index⁽²³⁾ を SDR_q および T_{\max} との関数として求める。

$$EI_{\text{NO}_x}(SDR_q, T_{\max}) = \frac{\dot{M}_{\text{NO}_x}(SDR_q, T_{\max})}{-\dot{M}_{\text{fuel}}(SDR_q, T_{\max})}$$

一方、実際の複雑な変動流れ場の計算について、総括反応を用いて、再結合パラメータである火炎面での SDR_q と T_{\max} の確率密度関数 PDF を求める。次に、これらを結合し、火炎全体で次式のように平均操作を行うことにより、火炎全体で NO_x の生成量を予測することになる。

$$\langle EI_{\text{NO}_x} \rangle = \frac{\langle \dot{M}_{\text{NO}_x} \rangle}{\langle -\dot{M}_{\text{fuel}} \rangle} = \frac{\langle EI_{\text{NO}_x} \cdot (-\dot{M}_{\text{fuel}}) \rangle}{\langle -\dot{M}_{\text{fuel}} \rangle}$$

ここで、

$$\langle \dot{M}_i \rangle = \int_0^\infty \int_0^\infty \{ \dot{M}_i(SDR_q, T_{\max}) \cdot \text{PDF}(SDR_q, T_{\max}) \} dSDR_q dT_{\max}$$

この手法が成立するためには、各流れ場において同じ再結合パラメータに対する火炎構造がすべて一致する必要がある。この研究では、種々の異なった流れ場についてこのことを検証する研究の一環として、対向流拡散火炎の噴出速度に時間的変動を与えた場合について、 NO_x 生成機構を含む詳細素反応機構を用いて計算を行い、非定常の燃焼特性、特に NO_x の非定常生成特性を解明し、 SDR_q および T_{\max} の再結合パラメータとしての妥当性について検討・検証した。

3.1 解析モデルおよび数値計算方法

本計算に用いた平面二次元対向流拡散火炎の解析モデルを図4に示す。両ノズルは 15 mm だけ離れ、下部ノズルの中心を原点として、ノズル軸方向および軸に垂直方向の座標を (x, y) とし、速度成分を (u, v) とする。下部ノズルから純粋のメタン、上部ノズルから空気を対向して噴出させ、 x 軸に垂直な平面火炎が形成されるとする。ノズル出口温度は等しく $T_F = T_0 = 300 \text{ K}$ とした。ここで、添字 F および O は燃料側および酸化剤側ノズル出口での値であることを示す。メタンおよび空気のノ

ズル出口速度 u_F および u_0 は等しく、正弦振動を加え、 $u_F = u_0 = u_m \{1 + Amp \cdot \sin(2\pi f \cdot t)\}$ とし、十分な時間が経過した後の準定常状態について検討した。本計算の範囲は、平均流速 $u_m = 0.5 \text{ m/s} \sim 2.0 \text{ m/s}$ 、振幅 $Amp = 0.8, 1.0$ 、振動数 $f = 20\text{Hz} \sim 1000\text{Hz}$ とした。速度勾配を大きくすると対向流火炎は消炎するが、本計算条件では、定常対向流の消炎限界は $u_m = 2.01126 \text{ m/s}$ であった。

対向流拡散火炎の解析では、流れ場については準定常ポテンシャル流、すなわち、速度場はノズル出口速度の非定常変化に瞬時的に対応した定常分布となると仮定している。温度場および濃度場においては相似解が適用できるものとする⁽¹⁾。化学反応機構、熱力学定数および輸送係数については2章と同様である。

本解析では、対流項の離散化には一次風上差分、時間方向については Euler の完全陰解法を適用し、時間刻みは $\Delta t = 5\mu\text{s}$ とした。各時間ステップにおいて SOR 法による繰り返し計算を行った。差分格子は等間隔格子とし、格子幅 0.075 mm の 201 点とした。

本解析では、混合分率 Z は、窒素の質量分率を正規化し次式で定義した。

$$Z = \frac{Y_{N_2} - Y_{N_2,0}}{Y_{N_2,F} - Y_{N_2,0}}$$

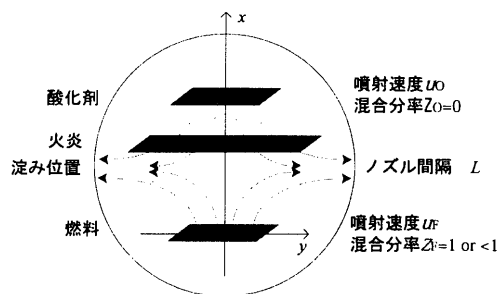


図4 解析モデルと境界条件(対向流拡散火炎)

3.2 計算結果および検討

まず、ノズル出口速度を種々の振動数および振幅で正弦振動させた場合の対向流拡散火炎の非定常燃焼特性について説明する。全計算条件に対する非定常過程を初期条件に依存しない準定常状態に達した一周期について、 $SDR_q - T_{max}$ 平面上のトラジェクトリで表示したものを図5に示す。また、比較のために定常解も示した。定常解は出口速度の減少にしたがって、右下から左上に向かって並んでいる。振幅 $Amp = 0.8$ の条件での計算結果はほとんど定常解の分布を結んだ直線に載る。振幅 $Amp = 1.0$ の条件では、定常解よりも上方で、8の字を描くような分布をしている。また、出口平均速度の減少にしたがって、その分布は右下から左上に向かって移動し、周波数が小さい場合ほど、大きな8の字を描く分布となる。

次に、 SDR_q および T_{max} の再結合パラメータとしての妥当性について検討する。主要化学種の生成速度や熱発生速度は SDR_q だけでほぼ決定できることが知られているが、中間生成物の生成速度は SDR_q だけで決まるとは限らない⁽²⁾。例として、NOの全質量生成速度 $w_{NO, sum}$ と SDR_q の関係を図6に示す。ここで、記号は図5と同じである。この図より、窒素酸化物の質量生成速度は SDR_q だけで決まらないことがわかる。そこで、NOの全質量生成速度 $w_{NO, sum}$ と SDR_q および T_{max} の関係を図7に示す。 $w_{NO, sum}$ の値は $SDR_q - T_{max}$ 平面上にプロットされた各点の色を最小値が青色、最大値が赤色となる擬似カラーで表示し、そのカラーバーを図の右側に示す。一周りにわたり平均温度が極端に高くなる $u_m = 0.5 \text{ m/s}$ 、 $f = 100 \text{ Hz}$ 、 $Amp = 1.0$ および $u_m = 1.0 \text{ m/s}$ 、 $f = 50 \text{ Hz}$ 、 $Amp = 1.0$ の条件下での各点を除いて、諸量は (SDR_q 、 T_{max}) の同一点においてほぼ同じ色になる。このことから、同一の SDR_q と T_{max} の場合、NOなどの生成特性もほぼ同じになることが確認できる。このように、今回計

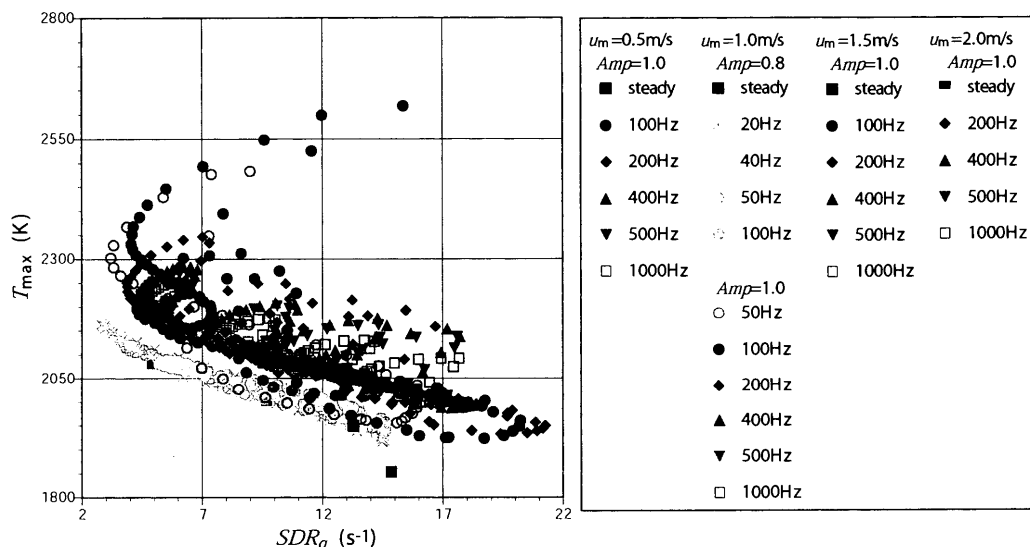


図5 $SDR_q - T_{max}$ 平面上の非定常過程のトラジェクトリ (対向流拡散火炎)

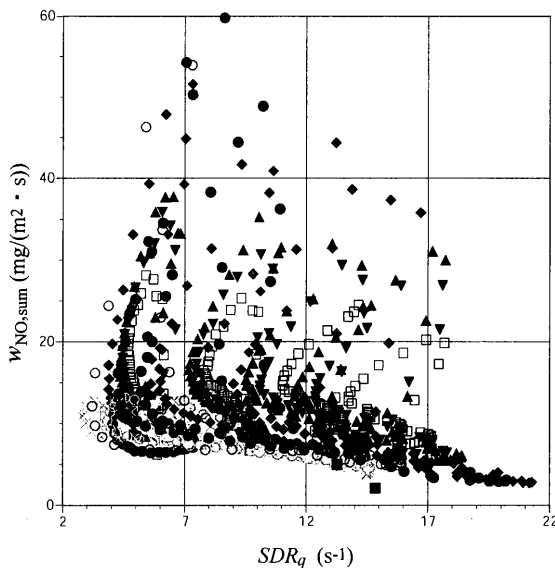


図6 NOの全質量生成速度 $W_{NO, sum}$ と SDR_q の関係 (対向流拡散火炎)

算を行った非定常条件下において、窒素酸化物のような中間生成物を考える際には、再結合パラメータとして SDR_q と T_{max} を用いることが妥当であることがわかった。振幅 $Amp = 1$ 、振動数が 100 Hz より低い条件での非定常火炎に対して、低流速の連続する時間が長く、火炎温度が極端に高くなる場合には、非定常過程の履歴をも考慮できる新たなパラメータを追加することが必要と考えられる。ただし、実際の燃焼器では、このような大きな振幅を有する変動が生じることは多くないと思われる。このように、本研究で行った非定常火炎の考察に基づいて提案した SDR_q および T_{max} は、乱流拡散火炎の組合せ予測手法における再結合パラメータとして妥当であることが検証できた。

4. おわりに

詳細素反応機構を考慮した乱流拡散火炎の数値解析として、著者らが最近行ってきた窒素酸化物の生成に関する研究の内、乱流燃焼モデルを用いない直接数値計算による生成機構の解明と、新しい乱流燃焼モデルの構築による予測手法の開発を目指したものを紹介した。

これらの研究は、すべて本研究室の学生諸君との共同研究による成果であり、彼らの多大なご努力に心より謝意を表します。

参考文献

- (1) 山下博史, 日本機械学会論文集, 65-630, B(1999), p. 783
- (2) 山下博史, 燃焼研究, 124, (2001), p. 47
- (3) Yamashita, H., Kushida, G. and Takeno, T., Proc. R. Soc. Lond., A 431, (1990), p. 301
- (4) Yamashita, H., Kushida, G. and Takeno, T., Proc. 24 th Symp. (Int.) Combust., The Combustion Institute, Pittsburgh, (1992), p. 311
- (5) 山下博史, 井戸田敏博, 竹野忠夫, 日本機械学会論文集, 62-595, B(1996), p. 1226
- (6) Yamashita, H., Shimada, M., and Takeno, T., Proc. 26 th Symp. (Int.) Combust., The Combustion Institute, Pittsburgh, (1996), p. 27
- (7) 山下博史, Djamrak, D., 竹野忠夫, 日本機械学会論文集, 64-628, B(1998), p. 4248
- (8) 山下博史, 燃焼研究 109, (1997), p. 7
- (9) GRI, <http://www.me.berkeley.edu/gri-mech/>, 1995.
- (10) Williams, F. A., Combustion Theory, 2nd ed., (1985), Benjamin/Cummings
- (11) Kee, R. J., et al., CHEMKIN-II : A Fortran Chemical Kinetics Package for the Analysis of Gas-Phase Chemical Kinetics., SAND 89-8009, (1989)
- (12) Smooke, M. D., Reduced Kinetic Mechanisms and Asymptotic Approximations for Methane-Air Flames, (1991), Springer-Verlag
- (13) Patankar, S. V., Numerical Heat Transfer and Fluid Flow, (1980), McGraw-Hill
- (14) 河村洋, 土方邦夫編, 熱と流れのシミュレーション, 丸善, (1995), p. 205
- (15) 山下博史, 乱流火炎の数値解析プログラム, 名古屋大学大型計算機センターニュース, 26-3, (1995), p. 194
- (16) Peters, N., Prog. Energy Combust. Sci., Vol. 10(1984), p. 319
- (17) Takeno, T., Nishioka, M., and Yamashita, H., Turbulence and Molecular Processes in Combustion, Elsevier, (1993), p. 375
- (18) Yamashita, H., Nishioka, M., Takeno, T., Energy Convers. Mgmt, Vol. 38, No. 10-13, (1997), p. 343
- (19) 村松敦, 山下博史, 竹野忠夫, 第 35 回燃焼シンポジウム講演論文集, (1997), p. 317
- (20) 寺田勝彦, 山下博史, 日本機械学会 1999 年年度年次大会講演集, IV (1999), p. 355
- (21) 寺田勝彦, 山下博史, 第 37 回燃焼シンポジウム講演集, (1999), p. 27
- (22) 清水昭博, 山下博史, 趙黛青, 第 39 回燃焼シンポジウム講演集, (2001), p. 291
- (23) Nishioka, M., Nakagawa, S., Ishikawa, Y. and Takeno, T., Combust. Flame., 92(1993), p. 465

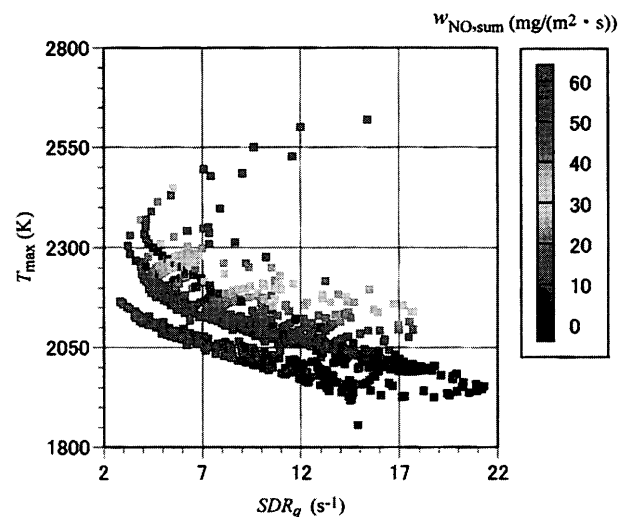
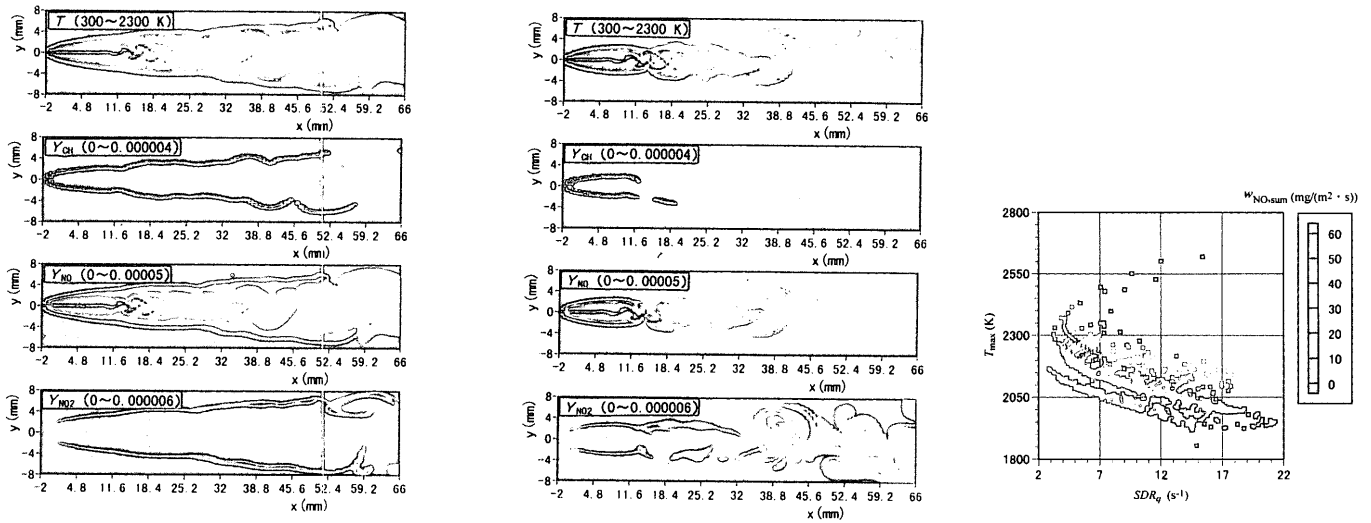


図7 NOの全質量生成速度 $W_{NO, sum}$ と SDR_q および T_{max} の関係 (対向流拡散火炎)

詳細素反応機構を考慮した乱流拡散火炎の数値解析

(名古屋大学 大学院 山下・趙)

(詳細は本文 394 頁 参照)



(a) $u_0 = 30 \text{ m/s}$ ($Re_0 = 1911$) の場合

(b) $u_0 = 40 \text{ m/s}$ ($Re_0 = 2548$) の場合

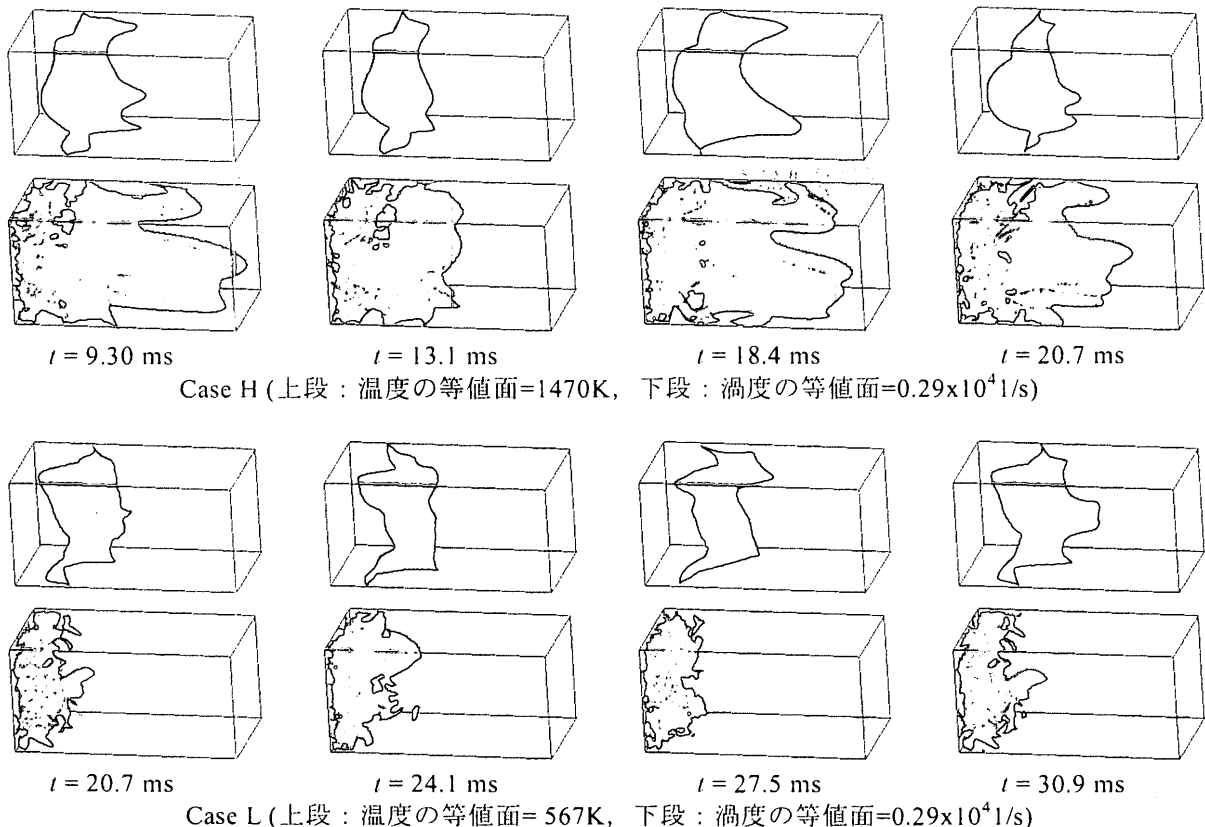
温度, CH, NO および NO_2 の質量分率の瞬間分布 (二次元噴流火炎) (本文 図 2 参照)

NO の全質量生成速度 $W_{\text{NO, sum}}$ と SDR_0 および T_{max} の関係 (対向流拡散火炎) (本文 図 7 参照)

乱流予混合燃焼の DNS とそれに基づく燃焼モデルの開発

(名古屋大学 大学院 錦・長谷川)

(詳細は本文 399 頁 参照)



$t = 9.30 \text{ ms}$

$t = 13.1 \text{ ms}$

$t = 18.4 \text{ ms}$

$t = 20.7 \text{ ms}$

Case H (上段: 温度の等値面=1470K, 下段: 渦度の等値面= $0.29 \times 10^4 \text{ 1/s}$)

$t = 20.7 \text{ ms}$

$t = 24.1 \text{ ms}$

$t = 27.5 \text{ ms}$

$t = 30.9 \text{ ms}$

Case L (上段: 温度の等値面= 567K, 下段: 渦度の等値面= $0.29 \times 10^4 \text{ 1/s}$)

火炎形状と流入乱流の時間経過 (本文 図 2 参照)

特集：燃焼の数値シミュレーション

乱流予混合燃焼の DNS とそれに基づく燃焼モデルの開発

錦 慎之助*¹

NISHIKI Shinnosuke

長谷川達也*²

HASEGAWA Tatsuya

キーワード：乱流予混合燃焼，しわ状火炎，直接数値計算，燃焼モデル，乱流エネルギーの輸送方程式，乱流スカラー流束の輸送方程式

Turbulent Premixed Combustion, Wrinkled Flame, DNS, Combustion Modeling, Transport Equation for Turbulent Kinetic Energy, Transport Equation for Turbulent Scalar Flux

1. はじめに

実用的な燃焼器の設計や開発を数値シミュレーションによって行おうとする場合，最近の高性能化した計算機でも乱流燃焼モデルを用いる必要がある。しかしながら，現在の乱流燃焼モデルの精度は十分と言える状況には至っておらず，精度の良い乱流燃焼モデルを開発することが求められている。精度の良い乱流燃焼モデルを構築するためには，乱流と燃焼の複雑にからみ合った乱流燃焼場を正確に把握しなければならない。そこで，本研究では乱流場に一切のモデルを用いない直接数値計算によって，流入する一様等方性乱流場を伝播する十分に発達した乱流予混合燃焼の計算を行い，火炎前後の密度比（燃焼による熱膨張）が異なる2つのケース，Case H： $\rho_u/\rho_b = 7.53$ およびCase L： $\rho_u/\rho_b = 2.50$ ，についてデータベースを構築した。また，構築したデータベースに基づいて，乱流予混合火炎が乱流エネルギーや乱流スカラー流束に対して与える影響を輸送方程式の解析によって調べ，燃焼に関連する重要な項のモデル化を行った⁽¹⁻³⁾。

2. データベースの構築⁽¹⁻³⁾

本研究では，圧縮性，粘性および発熱反応を考慮した三次元の流れ場を次の仮定を用いて直接数値シミュレーションを行った。(1)反応は一段不可逆反応とし，化学反応は Arrhenius の式に従う。(2)体積粘性率，Soret 効果，Dufour 効果，圧力勾配拡散，体積力，ふく射熱損失は無視する。(3)定圧比熱 C_p および比熱比 γ は一定とする。(4)気体は理想気体の状態方程式に従うものとする。

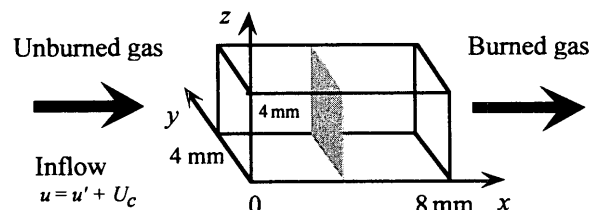
計算領域は図1に示すように $8\text{ mm} \times 4\text{ mm} \times 4\text{ mm}$ の直方体で，長さ 8 mm の方向を流れ方向とし，一様等方性乱流の速度場を持った未燃焼ガスを計算領域に流入させ，計算領域内で燃焼の後，下流側に向かって燃焼ガス

が流出する。格子点数は6次精度中心差分法を用いる x 方向は512点，フーリエ級数スペクトル選点法を用いる y, z 方向は128点とした。時間積分は3段階ルンゲ・クッタ法を用いた。境界条件は x 方向には未燃焼体が流入し，既燃焼体が流出する境界条件として NSCBC^(4,5) を用い， y, z 方向には周期境界条件を用いた。

流入する予混合気体の圧力は $p_0 = 0.1\text{ MPa}$ ，初期温度は $T_0 = 300\text{ K}$ ，また，定圧比熱は $C_p = 1.25 \times 10^3\text{ J/Kg} \cdot \text{K}$ ，比熱比は $\gamma = 1.4$ で一定値とした。初期温度での粘性係数は $\mu_0 = 1.77 \times 10^{-5}\text{ Pa} \cdot \text{s}$ とし，温度依存性は次のように与えた： $\mu = \mu_0 (T/T_0)^{0.7}$ ， $Le = (\lambda/\rho DC_p) = 1.0$ ， $Pr = (\mu C_p/\lambda) = 0.75$ 。燃焼前後の密度比が異なる2つのケースの火炎の特性の違いを表1にまとめた。

初期条件として火炎は図1に示すような平面火炎とし，計算領域内の初期の温度分布，質量分率，膨張速度および圧力分布は，予め計算した一次元層流予混合火炎の計算データを使用した。また，計算領域内の初期速度分布は予め計算した一様等方性乱流の速度場に平均流入速度と膨張速度を加えて与えた。流入する一様等方性乱流および初期の乱流場の特性は表2にまとめた。

計算開始後，時間経過とともにしわ状火炎が発達し，

図1 計算領域および座標系^(1,2)表1 火炎の特性値^(1,2)

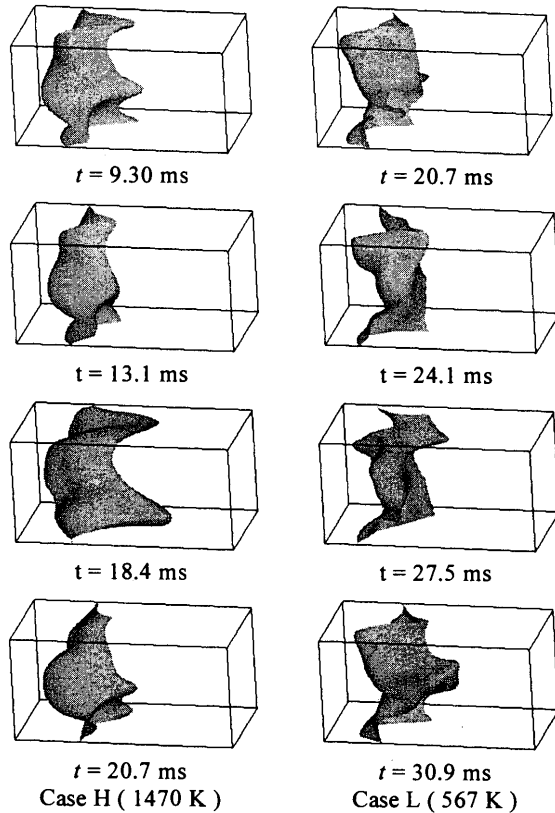
		Case H	Case L
Density ratio	ρ_u/ρ_b	7.53	2.50
Adiabatic temperature	T_a	2260 K	750 K
Laminar flame velocity	u_L	0.6000 m/s	0.4162 m/s
Flame thickness	e_L	0.217 mm	0.158 mm

原稿受付 2002年7月2日

*1 名古屋工業大学大学院工学研究科都市循環システム工学専攻
〒466-8555 名古屋市昭和区御器所町*2 名古屋大学理工学総合センター
〒464-8603 名古屋市中種区不老町

表2 一様等方性乱流の特性値^(1,2)

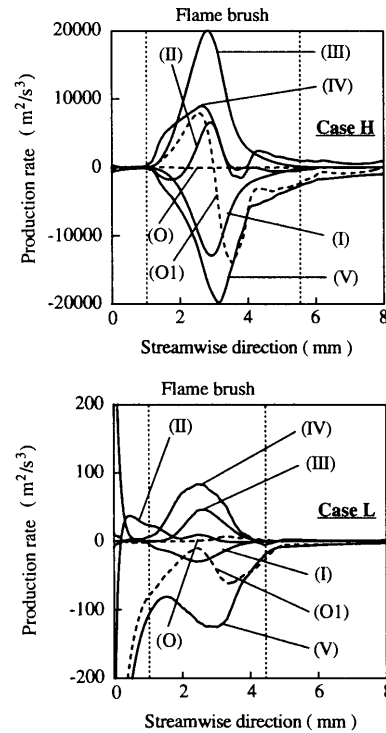
	Case H	Case L
u' (Turbulent intensity) / u_L	0.88	1.26
l_i (Integral length scale) / e_L	15.9	21.8
l_m (Taylor micro scale) / e_L	9.44	13.0
l_d (Kolmogorov scale) / e_L	0.65	0.90
Re_{l_i} (Reynolds number based on l_i)	95.5	95.5
Re_{l_m} (Reynolds number based on l_m)	56.7	56.7

図2 火炎形状(進行度変数 $c = 0.6$ の等値面)^(1,2)

火炎の伝播速度が増加するのに対応して、未燃予混合気平均流入速度を計算の途中で増加させた。これにより、発達したしわ状火炎を計算領域内に長時間留まらせることができた。火炎形状の時間経過の様子を図2に示す。ある一定領域内に定在した十分に発達したしわ状火炎となっている様子が見られる。データベースの解析は、火炎が十分に発達してある領域に定在している時間帯で行った。それぞれ、Case Hは9.30 msから20.7 msまで(サンプリング間隔: 0.0517 ms)、またCase Lは20.7 msから30.9 msまで(サンプリング間隔: 0.1034 ms)である。

3. 乱流エネルギーの輸送方程式のモデリング⁽¹⁻³⁾

火炎が生成する乱れの発生メカニズムをファール平均が施された乱流エネルギーの輸送方程式を用いて解析した。輸送方程式は運動量保存式から導出して、次のように表される。

図3 乱流エネルギーの輸送方程式の各項の分布^(1,2)

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tilde{k}}{\partial t} + \tilde{u}_k \frac{\partial \tilde{k}}{\partial x_k} = & - \frac{\overline{\rho u_i'' u_k''} \partial \tilde{u}_i}{\bar{\rho}} - \frac{1}{\bar{\rho}} \frac{\partial \overline{\rho u_i'' u_k'' u_k''}}{2 \partial x_k} \\ (O) \quad (O1) \quad & (I) \quad (II) \\ & - \frac{\overline{u_i'' \partial p}}{\bar{\rho} \partial x_i} - \frac{1}{\bar{\rho}} \overline{u_i'' \frac{\partial p'}{\partial x_i}} + \frac{1}{\bar{\rho}} \overline{u_i'' \frac{\partial \tau_{ik}}{\partial x_k}} \quad (1) \\ & (III) \quad (IV) \quad (V) \end{aligned}$$

ここで、(I)は平均速度勾配による生成項、(II)は乱流拡散項、(III)は平均圧力勾配による生成項、(IV)は圧力作用項、(V)は粘性による拡散および散逸項である。

各項を時間平均した分布を図3に示す。Case Hでは火炎領域において平均圧力勾配による生成項(III)が乱流エネルギーの増加に最も寄与し、圧力作用項(IV)も増加に貢献していることが分かった。また、粘性による拡散および散逸項(V)と平均速度勾配による生成項(I)は乱流エネルギーを減少させている。一方、Case Lでは、圧力作用項(IV)の方が平均圧力勾配による生成項(III)より乱流エネルギーの増加に対する寄与が大きくなっていることが分かった。

輸送方程式の各項のうち、圧力作用項(IV)は圧力拡散項(IV1)と圧力膨張項(IV2)に変形することができる。また同様に、粘性による拡散および散逸項(V)は散逸の項(V1)、燃焼に起因する項(V2)と(V3)、およびその他の微小項の和 Δ に変形することができる。

$$-\frac{1}{\bar{\rho}} \overline{u_i'' \frac{\partial p'}{\partial x_i}} = -\frac{1}{\bar{\rho}} \overline{\frac{\partial p' u_i''}{\partial x_i}} + \frac{1}{\bar{\rho}} \overline{p' \frac{\partial u_i''}{\partial x_i}} \quad (2)$$

(IV) (IV1) (IV2)

$$\frac{1}{\rho} \overline{u_i'' \frac{\partial \tau_{ik}}{\partial x_k}} = - \frac{1}{\rho} \overline{\mu \frac{\partial u_i''}{\partial x_k} \frac{\partial u_i''}{\partial x_k}} \quad (V)$$

$$\frac{1}{\rho} \overline{u_i'' \frac{\partial (\mu \partial u_i'' / \partial x_k)}{\partial x_k}} - \frac{2}{3} \frac{1}{\rho} \overline{\frac{\partial (\mu \partial u_i'' / \partial x_k)}{\partial x_k}} u_k'' + \Delta \quad (3)$$

$$\frac{1}{\rho} \overline{u_i'' \frac{\partial (\mu \partial u_i'' / \partial x_k)}{\partial x_k}} \quad (V2) \quad \frac{2}{3} \frac{1}{\rho} \overline{\frac{\partial (\mu \partial u_i'' / \partial x_k)}{\partial x_k}} u_k'' \quad (V3)$$

上の二つの式の各項の時間平均した分布を図4に示す。Case HとCase Lで各項の値に大きな差があるものの、良く似た分布を示していることが分かった。火炎領域では圧力作用項(IV)に関する項のうち、圧力膨張項(IV2)は常に正の値を持ち乱流エネルギーを増加させる効果を示す。また、圧力拡散項(IV1)の値は流れに沿って正から負に変化するが、全体として乱流エネルギーを減少させる効果を持っている。一方、粘性による拡散および散逸項(V)に関する項では、散逸の項(V1)が支配的であるが、燃焼に起因する項(V2)+(V3)も負の値を持っており、無視することはできない影響がある。また、その他の微小項の和 Δ はCase Hでは正負に変動する値を持つが火炎領域内のトータルの効果は無視でき、Case Lでもその効果は無視できる程度に小さい。

乱流エネルギーの輸送方程式のうち、平均圧力勾配による生成項(III)、圧力膨張項(IV2)、燃焼に起因する項(V2)+(V3)についてそれぞれモデル化を行った。なお、モデル定数 C は次の式で定義した。

$$\int_{x_1: \bar{c}=0.005}^{x_2: \bar{c}=0.995} DNS dx = C \int_{x_1: \bar{c}=0.005}^{x_2: \bar{c}=0.995} Model dx \quad (4)$$

平均圧力勾配による生成項(III)のモデル化は以下のように行った。まず、密度 ρ を進行度変数 $c = (T - T_0)/(T_u - T_0)$

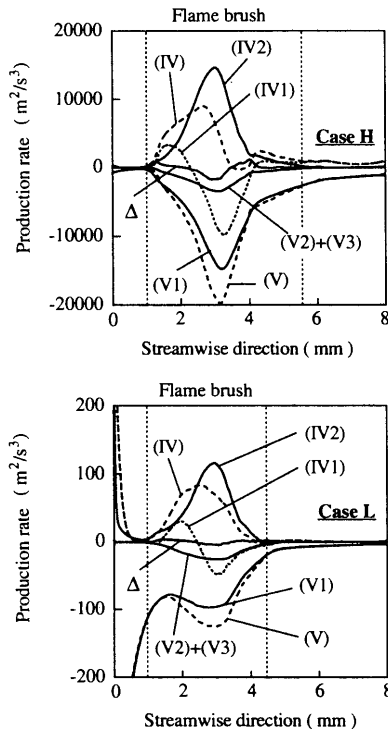


図4 圧力作用項(IV)と粘性による拡散および散逸項(V)の各項の分布^(1,2)

$-T_0$)を用いて次式のように仮定した。

$$\frac{1}{\rho(c)} \approx \frac{c}{\rho_b} + \frac{1-c}{\rho_u} \quad (5)$$

そして、 u'' の平均は確率密度関数 $P(c)$ および式(5)の関係を用いることで次のように書ける。

$$\overline{u''} \approx \int_0^1 u'' P(c) dc = \int_0^1 \rho(c) u'' \frac{P(c)}{\rho(c)} dc$$

$$\approx \int_0^1 \rho(c) \left(\frac{cu''}{\rho_b} + \frac{(1-c)u''}{\rho_u} \right) P(c) dc$$

ここで、 $c = \bar{c} + c''$ を代入して、

$$= \frac{1}{\rho_b} (\bar{c} \overline{\rho u''} + \overline{\rho u'' c''}) + \frac{1}{\rho_u} (\overline{\rho u''} - \bar{c} \overline{\rho u''} - \overline{\rho u'' c''})$$

$$= \left(\frac{1}{\rho_b} - \frac{1}{\rho_u} \right) \overline{\rho u'' c''} \quad (6)$$

となる。この結果、平均圧力勾配による生成項(III)は次のようにモデル化できる。

$$- \frac{\overline{u_i'' \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i}}}{\rho} \approx - \left(\frac{1}{\rho_b} - \frac{1}{\rho_u} \right) \frac{\overline{\rho u_i'' c''}}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} \quad (7)$$

モデルとDNSのデータを比較したグラフを図5に示す。モデル定数はCase H, L共に1で、モデルとDNSのデータは非常に良く一致した分布を示す。

圧力膨張項(IV2)のモデル化は次のように行った。まず、 p' は火炎面前後の圧力差としてモデル化した。

$$p' \approx |\Delta \bar{p}|_L = \rho_u u_L \Delta u = \rho_u u_L^2 (\rho_u / \rho_b - 1) \quad (8)$$

また、 $\partial u_i'' / \partial x_i$ は火炎面前後の速度差と火炎厚さの比としてモデル化した。

$$\frac{\partial u_i''}{\partial x_i} \approx u_i \left(\frac{\rho_u}{\rho_b} - 1 \right) / e_L \quad (9)$$

この結果、圧力膨張項(IV2)は次のようにモデル化できる。

$$\frac{1}{\rho} \overline{p' \frac{\partial u_i''}{\partial x_i}} \approx \frac{1}{\rho} \rho_u u_L^2 \left(\frac{\rho_u}{\rho_b} - 1 \right)^2 \frac{u_L}{e_L} \times \Sigma e_L$$

$$\approx C_{IV2} \tilde{\omega} u_L^2 \left(\frac{\rho_u}{\rho_b} - 1 \right)^2 \quad (10)$$

ここで、 Σ は単位体積当たりの火炎の表面積である。また、次の関係(Flame-surface density model⁽⁶⁾)を用いた。

$$\tilde{\rho} \tilde{\omega} \approx \rho_u u_L \Sigma \quad (11)$$

モデルとDNSのデータを比較したグラフを図5に示す。モデル定数はCase Hでは $C_{IV2} = 0.35$ 、Case Lでは $C_{IV2} = 0.34$ である。両ケースともモデルとDNSデータでは最大値に差があるものの、良く似た分布を示す。

燃焼に起因する項(V2)+(V3)のモデル化は以下のように行った。まず、 $\partial u_i'' / \partial x_i$ は式(9)のように火炎面前後の速度差と火炎厚さの比としてモデル化した。また、 u'' はファール平均を施した乱流エネルギーの平方根、 ∂x_i は層流火炎厚さと仮定した。この結果、燃焼に起因する項(V2)+(V3)は次のようにモデル化できる。

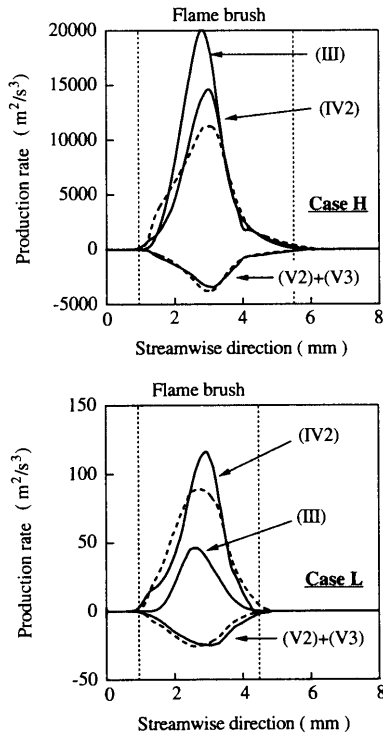


図5 DNSデータとモデルの比較

実線：DNS，破線：モデル^(1,2)

なお，(III)はDNSとモデルの分布が重なっている。

$$\begin{aligned} (V2)+(V3) &\approx -\frac{1}{\rho} C_{add} \bar{\mu} \frac{\bar{k}^{1/2}}{e_L} \frac{\Delta u}{e_L} \times \Sigma e_L \\ &= -\frac{1}{\rho} C_{add} \frac{\bar{\mu}}{e_L \mu_L} \bar{k}^{1/2} u_L^2 \left(\frac{\rho_u}{\rho_b} - 1 \right) \times \Sigma \end{aligned} \quad (12)$$

さらに，式(11)および次の関係を用いることで，

$$\bar{\mu}/e_L \mu_L \approx \rho_u \quad (13)$$

最終的に次のモデルが得られる。

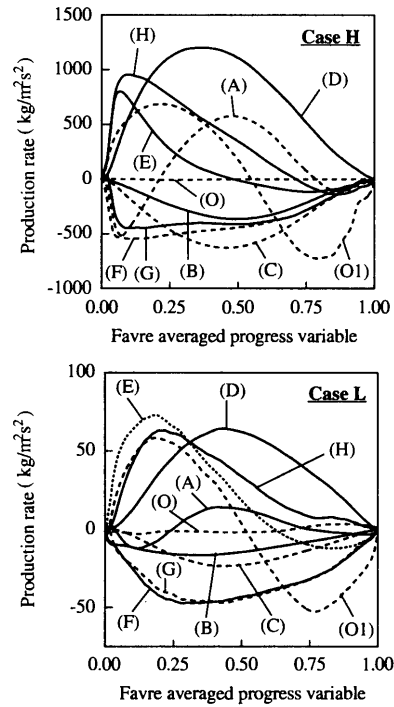
$$(V2)+(V3) \approx -C_{add} \bar{k}^{1/2} \mu_L (\rho_u/\rho_b - 1) \bar{\omega} \quad (14)$$

モデルとDNSのデータを比較したグラフを図5に示す。モデル定数はCase Hでは $C_{add}=0.29$ ，Case Lでは $C_{add}=0.25$ である。両ケースともモデルとDNSデータは良く似た分布を示す。

4. 乱流スカラー流束の輸送方程式のモデリング^(1,2)

現在の乱流予混合燃焼のモデル方程式では，乱流スカラー流束の評価はあいまいな部分があり，多くは勾配拡散モデルを用いている。しかしながら，本研究の計算結果では逆勾配拡散が支配的となった。乱流燃焼の問題において逆勾配拡散の存在が理論的にも実験的にも指摘されており⁽⁷⁻⁹⁾，火炎前後の速度差に着目して乱流スカラー流束をモデル化した逆勾配拡散型のBray-Moss-Libby model^(8,9)は本研究のDNSデータと良く似た分布を示した^(1,2)。

逆勾配拡散の発生のメカニズムをファール平均が施された乱流スカラー流束の輸送方程式を用いて解析した。

図6 乱流スカラー流束の輸送方程式の各項の分布^(1,2)

輸送方程式は運動量保存式と進行度変数 c の保存式から導出して，次のように表される。

$$\begin{aligned} \underbrace{\frac{\partial \rho u_j'' c''}{\partial t}}_{(O)} + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_j'' c'' \bar{u}_i)}_{(O1)} &= - \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_j'' u_i'' c'')}_{(A)} \\ &\quad - \underbrace{\rho u_j'' u_i'' \frac{\partial \bar{c}}{\partial x_i}}_{(B)} - \underbrace{\rho c'' u_j'' \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i}}_{(C)} - \underbrace{\bar{c}'' \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j}}_{(D)} - \underbrace{c'' \frac{\partial \bar{p}'}{\partial x_j}}_{(E)} \\ &\quad + \underbrace{u_j'' \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho D \frac{\partial c}{\partial x_i} \right)}_{(F)} + \underbrace{c'' \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i}}_{(G)} + \underbrace{\rho u_j'' \bar{\omega}}_{(H)} \end{aligned} \quad (15)$$

ここで，(A)は乱流輸送項，(B)は平均進行度変数の勾配による生成項，(C)は平均速度勾配による生成項，(D)は平均圧力勾配による生成項，(E)は圧力変動による生成項，(F)は拡散による散逸項，(G)は粘性による散逸項，(H)は速度変動と平均反応速度の関係する項である。

各項を時間平均した分布を図6に示す。Case Hでは平均圧力勾配による生成項(D)が逆勾配拡散の発生に最も大きな役割を果たし，速度変動と平均反応速度の関係する項(H)と圧力変動による生成項(E)も発生の要因となっていることが分かった。また，平均速度勾配による生成項(C)，平均進行度変数の勾配による生成項(B)，散逸項(F)，(G)は逆勾配拡散の発生を抑える効果がある。一方，Case Lでは，圧力変動による生成項(E)，平均圧力勾配による生成項(D)，速度変動と平均反応速度の関係する項(H)が逆勾配拡散の発生に同程度の効果を持っている。

乱流スカラー流束の輸送方程式のうち，平均圧力勾配

による生成項(D), 圧力変動による生成項(E), 散逸項(F) + (G), 速度変動と平均反応速度の関係する項(H)についてそれぞれモデル化を行った。なお, モデル定数 C は式(4)で定義した。

平均圧力勾配による生成項(D)のモデル化は以下のように行った。まず, 密度 ρ を式(5)のように仮定し, また, BML limit (perfectly wrinkled flame)⁽⁸⁾を仮定することによって c'' の平均は確率密度関数 $P(c)$ を用いることで次のように書ける。

$$\begin{aligned} \bar{c}'' &\approx \int_0^1 c'' P(c) dc = \int_0^1 \rho(c) c'' \frac{P(c)}{\rho(c)} dc \\ &\approx \int_0^1 \rho(c) \left(\frac{cc''}{\rho_b} + \frac{(1-c)c''}{\rho_u} \right) P(c) dc \end{aligned}$$

ここで, $c = \bar{c} + c''$ を代入して,

$$\begin{aligned} &= \frac{1}{\rho_b} (\bar{c} \rho c'' + \rho c''^2) + \frac{1}{\rho_u} (\rho c'' - \bar{c} \rho c'' - \rho c''^2) \\ &\approx \rho c''^2 \left(\frac{1}{\rho_b} - \frac{1}{\rho_u} \right) \end{aligned}$$

また, BML Limit の仮定 $\overline{\rho c''^2} = \bar{\rho} \bar{c} (1 - \bar{c})$ ⁽⁸⁾ を代入して,

$$\approx \bar{\rho} \bar{c} (1 - \bar{c}) \left(\frac{1}{\rho_b} - \frac{1}{\rho_u} \right) \quad (16)$$

となる。この結果, 平均圧力勾配による生成項(D)は次のようにモデル化できる。

$$-\bar{c}'' \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} \approx -C_D \bar{\rho} \bar{c} (1 - \bar{c}) \left(\frac{1}{\rho_b} - \frac{1}{\rho_u} \right) \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} \quad (17)$$

なお, BML Limit の仮定が適合すれば, 乱流エネルギーの輸送方程式の平均圧力勾配による生成項のモデル化の場合と同様にモデル定数 C_D の値は1になる。モデルと DNS のデータを比較したグラフを図7に示す。モ

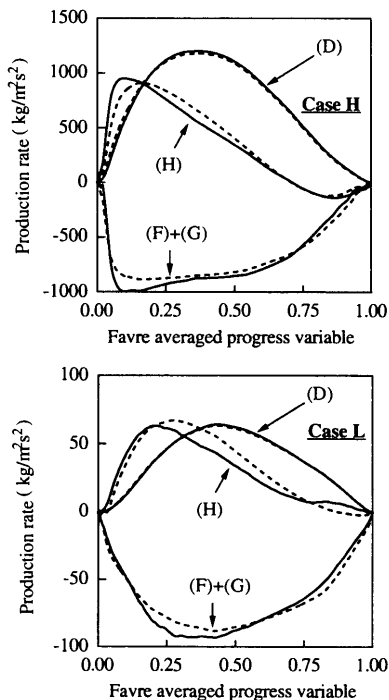


図7 DNS データとモデルの比較
実線: DNS, 破線: モデル^(1,2)

デル定数は Case H では $C_D = 0.79$, Case L では $C_D = 0.80$ である。両ケースとも, モデル定数は1よりやや小さな値となったが, モデルと DNS データは非常に良く似た分布を示した。

圧力変動による生成項(E)のモデル化は以下のように行った。一般的に密度一定の流れの場合, この項はファール平均した $u''c''$ と逆の符号で打ち消す効果を持つ項であり, Veynante らの DNS で勾配拡散のケースでも同様の結果が示されている⁽¹⁰⁾。しかしながら, 本研究の DNS の結果では, この項は火炎領域内の未燃側の部分では同符号(正)で生成の効果を示し, 既燃側の部分では異符号(負)で打ち消しの効果を示した。このため, この項は非燃焼場のモデルに火炎の影響を加えるという考え方でモデル化を行った。非燃焼場のモデルは次のように示される⁽¹¹⁾。

$$-c'' \frac{\partial \bar{p}'}{\partial x_j} \approx -C_1 \frac{\bar{\epsilon}}{k} \overline{\rho u_j'' c''} + C_2 \overline{\rho u_k'' c''} \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_k} \quad (18)$$

しかし, 予混合燃焼にこのモデルを適応させるのは非常に難しく⁽¹¹⁾, Bradley らは第2項のモデル定数を0とした⁽¹²⁾。そこで, 非燃焼場のモデルは Bradley らと同様に第1項のみをモデルとして当てはめた。一方, 火炎の影響は次のようにモデル化を行った。まず, c'' は火炎前後の変動量として1とモデル化した。また, p' は火炎面前後の圧力差として式(8)のように, ∂x_i は層流火炎厚さ e_L とそれぞれモデル化した。その結果, 次のような式を得た。

$$1 \frac{\Delta p}{e_L} e_L \Sigma \approx \bar{\rho} u_L \left(\frac{\rho_u}{\rho_b} - 1 \right) \tilde{\omega} \quad (19)$$

またここで, 火炎領域の既燃側で火炎の影響の項の効

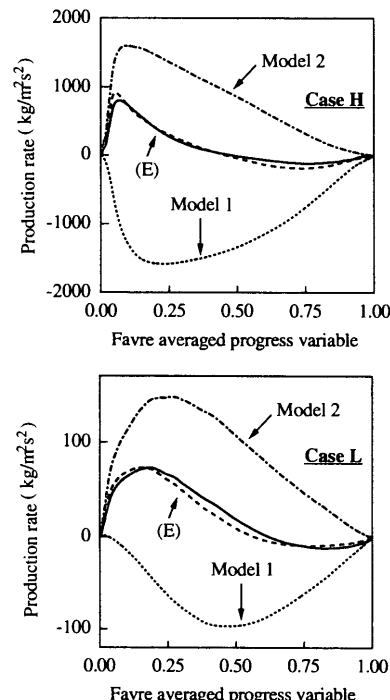


図8 圧力変動による生成項(E)の DNS とモデルの比較
実線: DNS, 破線: Model 1 と Model 2 の和^(1,2)

果を小さくするために式(19)に $(1-\bar{c})$ の因子を掛ける。これにより既燃側で圧力変動による生成項(E)が負の値を示すようにした。この因子は c'' と $\partial p'/\partial x_i$ が火炎領域の未燃側で強い相互関係を持つこと意味している。以上より、最終的に以下のようなモデルになった。

$$-c'' \frac{\partial p'}{\partial x_j} \approx \underbrace{-C_{E-c} \frac{\bar{\epsilon}}{k} \overline{\rho u_j'' c''}}_{\text{(Model 1)}} + \underbrace{C_{E-a} \bar{\rho} u_L \left(\frac{\rho_u}{\rho_b} - 1 \right) \bar{\omega} (1-\bar{c})}_{\text{(Model 2)}} \quad (20)$$

モデルと DNS のデータを比較したグラフを図 8 に示す。モデル定数は Case H では、 $C_{E-c}=0.67$, $C_{E-a}=1.0$, Case L では $C_{E-c}=0.68$, $C_{E-a}=0.70$ である。火炎の影響を加えた項のモデル定数 C_{E-a} にやや違いがあるものの、両ケースともモデルと DNS データは非常に良く似た分布を示した。

散逸項(F)と(G)のモデル化は二つの項をまとめて以下のように行った。まず、 ρD は一定と仮定した。また、 c および c'' は 1, ∂x_i は層流火炎厚さ e_L , $\partial u_i''/\partial x_i$ は式(9)のようにモデル化した。この結果、散逸項(F)+(G)は次のようにモデル化できる。

$$(F) + (G) \approx \rho D \frac{\partial c''}{\partial x_i} \frac{\partial u_i''}{\partial x_i} \approx \rho D \frac{1}{e_L} \frac{u_L (\rho_u/\rho_b - 1)}{e_L} \Sigma_{e_L} \approx -C_{FG} \bar{\rho} u_L \left(\frac{\rho_u}{\rho_b} - 1 \right) \bar{\omega} \quad (21)$$

ここで、 $\rho D = \rho_0 e_L u_L$ の近似および式(11)を用いた。モデルと DNS のデータを比較したグラフを図 7 に示す。モデル定数は Case H では $C_{FG}=0.48$, Case L では $C_{FG}=0.39$ である。モデル定数の値に多少の違いがあるものの、両ケースともモデルと DNS データは非常に良く似た分布を示した。

速度変動と平均反応速度の関係する項(H)のモデル化は以下のように行った。この項のモデル化では、LMSE (Linear Mean Square Estimation) の仮定⁽¹³⁾および BML limit の仮定を用いることで次のように書ける⁽¹⁴⁾。BML limit の仮定では ϕ_m は 0.75 と見積もられる。

$$\overline{\rho u_j'' \bar{\omega}} \approx \overline{\rho c'' \bar{\omega}} \frac{\overline{\rho u_j'' c''}}{\overline{\rho \bar{c} (1-\bar{c})}} \approx C_H \bar{\rho} (\phi_m - \bar{c}) \bar{\omega} \frac{\overline{\rho u_j'' c''}}{\overline{\rho \bar{c} (1-\bar{c})}} \quad (22)$$

モデルと DNS のデータを比較したグラフを図 7 に示す。モデル定数は Case H では $C_H=1.50$, $\phi_m=0.69$, Case L では $C_H=1.42$, $\phi_m=0.80$ である。Case H ではモデルと DNS データは良く似た分布を示したが、Case L では、火炎領域の既燃側付近で DNS の分布が正の値を保ったままで、モデルとは逆の符号を示した。 ϕ_m の値を 1 にすればモデルの分布は全領域で正の値を示すようになるが、理論値とグラフの形状を考慮して Case L では、 $\phi_m=0.80$ と決めた。

5. まとめ

本研究では、一様等方性乱流中を伝播する乱流予混合

火炎の直接数値シミュレーションを、燃焼前後の密度比が、 $\rho_u/\rho_b=7.53$ と $\rho_u/\rho_b=2.50$ の異なる 2 つのケースについて行い、十分に発達した定在する乱流予混合火炎のデータベースを構築した。このデータベースに基づいて、乱流エネルギーと乱流スカラー流束の輸送方程式の解析を行い、輸送方程式中の各項の振る舞いを詳細に調べた。この結果により、輸送方程式中の燃焼の影響を受ける項について精度良くモデル化を行った。ただし、乱流スカラー流束の輸送方程式のモデル化で、密度比が異なる場合でもモデル定数の値が同じになるようにモデルの精度を向上させる必要がある。また、実際にモデルを用いたシミュレーションを行うには、レイノルズ応力、散逸の輸送方程式のモデル化と平均反応速度のモデル化を行う必要があり、さらに精度を向上させるためには密度比や乱れ強さの異なる多種類のデータベースを多数構築して、条件の異なる場合でもモデルの形状やモデル定数が同じになるようにモデルを改良する必要がある。これらが今後の検討課題である。

謝 辞

本研究を実現し得たのは、乱流燃焼モデルに関してはマルセイユ第 2 大学の Roland Borghi 教授から、数値計算に関しては理化学研究所情報環境室の姫野龍太郎室長からの多大な助言と協力に負うところが大きい。また、平成 12 年度および 13 年度科学研究費補助金 (特別研究員奨励費 No.2054) により行われた。ここに記して謝意を表する。

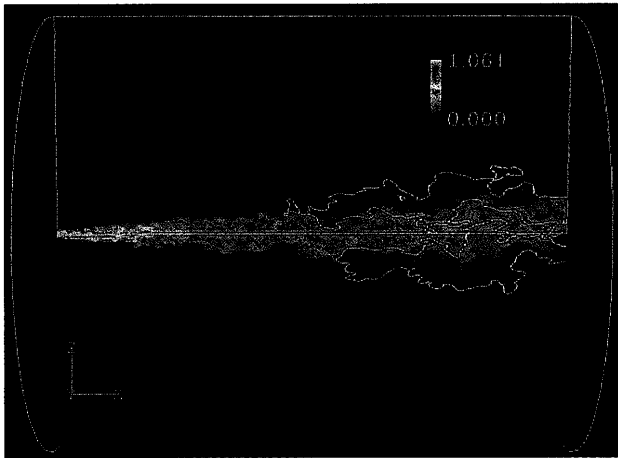
参考文献

- 錦慎之助, 長谷川達也, ロラン・ボルギ, 姫野龍太郎, 第 17 回生研 NST シンポジウム講演論文集(2001), p. 80
- 錦慎之助, 長谷川達也, ロラン・ボルギ, 姫野龍太郎, 日本燃焼学会誌, 44-127(2002.2), p. 47
- Nishiki, S., Hasegawa, T., Borghi, R., Himeno, R., Proc. of the Combustion Institute, Vol. 29(2002), 印刷中
- Poinsot, T., J., Lele, S., K., J. Computational Physics 101(1992), p. 104
- Baum, M., Poinsot, T., Thevenin, D., J. Computational Physics 116(1994), p. 247
- Trouve, A., Poinsot, T., J. Fluid Mech. 278(1994), p. 1
- Moss, J. B., Combust. Sci. Tech. 22(1980), p. 119
- Libby, P., A., Bray, K., N., C., AIAA Journal 19-2(1981), p. 205
- Bray, K., N., C., In Libby, P., A., and Williams, F., A., (Eds.), Turbulent Reactive Flows(1980), p. 115, Springer-Verlag.
- Veynante, D., Trouve, A., Bray, K., N., C., Mantel, T., J. Fluid Mech. 332(1997), p. 263
- Bray, K., N., C., Proc. R. Soc. Lond. A 451(1995), p. 231.
- Bradley, D., Gaskell, P., H., Gu, X., J., Combust. Flame 96(1994), p. 221
- Borghi, R., and Dutoya, D., Proc. Comb. Inst. 17(1978), p. 235.
- Borghi, R., Prog. Energy Combust. Sci. 14(1988), p. 245

燃焼の LES 解析

(東京大学 生産技術研究所 小林・谷口・富永・弘畑)

(詳細は本文 405 頁 参照)



(a) 混合分率



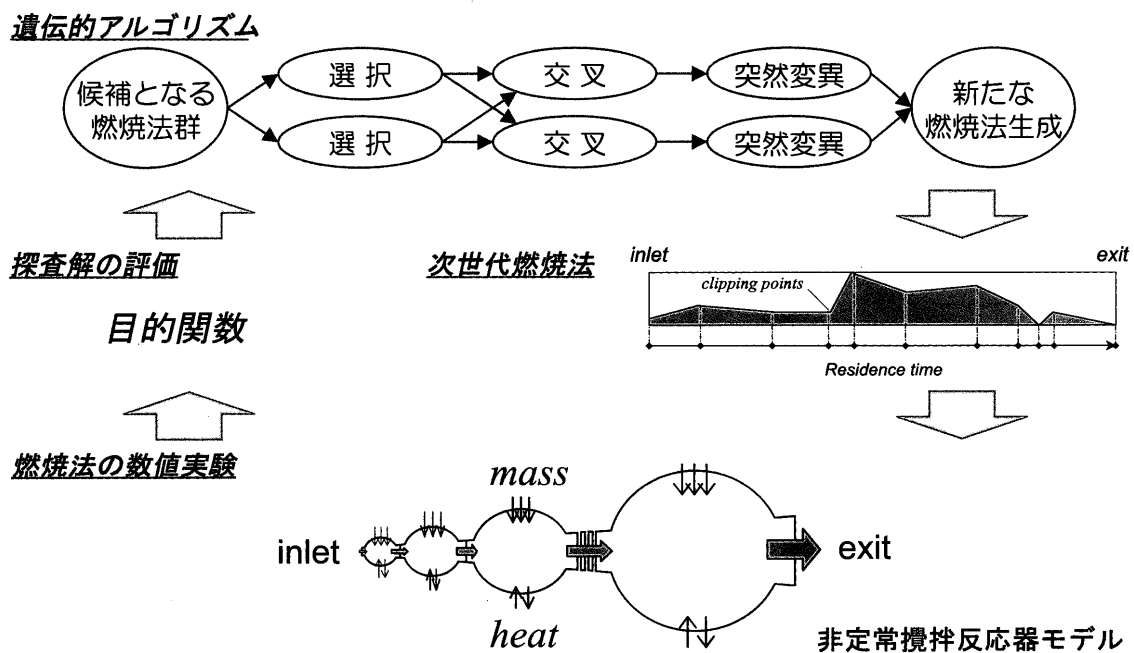
(b) 温度(K)

メタン空気同軸噴流浮き上がり火炎の解析結果(瞬時分布)(本文 図7 参照)

GA を用いた燃焼法探査

(東京ガス(株) R&D 本部 本間)

(詳細は本文 412 頁 参照)



遺伝アルゴリズムによる燃焼法探査

特集：燃焼の数値シミュレーション

燃焼の LES 解析

小林 敏雄*¹
KOBAYASHI Toshio谷口 伸行*²
TANIGUCHI Nobuyuki富永 卓司*³
TOMINAGA Takushi弘畑 幹鐘*¹
HIROHATA Mikikane

キーワード：数値流体力学，乱流燃焼，ラージエディシミュレーション，フレームレットモデル，部分予混合火炎，マルチスカラー輸送モデル，浮き上がり拡散火炎，ガスタービン燃焼器
Computational Fluid Dynamics, Turbulent Combustion, Large Eddy Simulation, Flamelet Model, Partially Premixed Flame, Multi Scalar Transport Model, Lifted Diffusion Flame, Gas Turbine Combustor

1. はじめに

従来，工学におけるガスタービンをはじめとする実用機器設計，燃焼工学分野における実用計算では計算負荷や燃焼モデリングの観点から時間平均乱流モデル (RANS, Reynolds Averaged Navier-Stokes Equation の略) を基礎とした解析手法が広く用いられてきた⁽¹⁾。しかしながら，近年では環境問題からの厳しい要求を達成するため瞬時の温度，濃度，火炎形状に対する知見と予測が必要となっており，定常流れを予測する RANS ではこの目的には適さない。これに対し，乱れ成分を比較的高波数まで表現可能な LES (Large Eddy Simulation) は非定常解析への適性から上記目的に適している。LES は RANS と比較して計算負荷が高いものの，近年では，計算機性能の向上により LES を用いた数値解析による研究も多くなされておられ，工学的にも非常に有用な手段となりつつある。たとえば燃焼流でよく用いられる噴流において渦構造の解明・理解に大いに貢献しており⁽²⁾，速度場，濃度，温度輸送において定量的予測精度も高い。LES を用いた燃焼モデリングに関する研究はここ 6~7 年の間に発展してきた新しいテーマであり，非定常火炎と渦の干渉など乱流燃焼の Dynamics を再現するには当面，最適な手法である。本稿では，非定常解析への適性を持ち，様々なスケールの現象を伴う乱流燃焼現象を比較的容易に取り扱う手法として flamelet concept に基づく燃焼モデルを用いた LES による乱流燃焼流れ場の数値解析手法について紹介する。

2. Flamelet approach の採用

燃焼現象の形態は主に燃料と酸化剤の混合形態によって分類される。拡散火炎ならば燃焼反応は燃料と酸化剤

の乱流混合に律速され，予混合火炎ならば既燃ガスと未燃ガスの乱流混合や分子混合に律速される。燃焼理論や燃焼モデルの開発は予混合火炎と拡散火炎の特徴に着目しそれぞれに最適化したアプローチの元で発展してきた。予混合火炎，拡散火炎に関する解析的研究についての Review はたとえば⁽³⁾⁽⁴⁾などに示されている。また，一般に工業的な実用スケールの燃焼場では化学反応のスケールと乱流場のスケールはかけ離れており，いわゆる fast chemistry が成り立つ燃焼場である。このとき火炎は，流れ場のスケールから見ると厚さを持たない面状の構造とみなされる。このような状況下では，反応場スケール (ミクロスケール) における火炎の性質は燃焼形態の分類に合わせてモデル化し，流れ場スケール (マクロスケール) における火炎面の振る舞いは火炎面を表現するスカラー量の輸送式によって代表することができる。またさらに，fast chemistry が成り立つ燃焼場では，乱流火炎は層流火炎の集合であると見なすことができる。この概念は laminar flamelet concept と呼ばれる⁽⁵⁾。ここでは拡散火炎の conserved scalar approach や予混合火炎の G 方程式モデルなどを総称して flamelet approach ないし scalar transport approach と呼ぶことにする。この手法の利点は化学反応を取り扱わず火炎面を表現するスカラー量の輸送方程式を解くため，火炎面を表現するスカラー量を含む流れ場のシミュレーションと火炎モデルあるいは化学反応計算を分離できることである (スケール分離)。このため，流れのスケールと反応のスケールが大きく離れている実用燃焼場の解析において計算負荷や精度の観点から有用性がある。また，非定常火炎と渦の干渉など乱流燃焼の Dynamics を再現しようという観点から LES への flamelet approach の展開が期待される。

3. 燃焼流れの Large Eddy Simulation

非定常乱流解析手法である LES についてその基本的な概念と SGS モデルについて解説する。乱流の特徴として低波数の大きな渦は流れ場によって異なるが高波数の小さなスケールの渦は流れ場の種類によらず普遍的で

原稿受付 2002 年 7 月 3 日

- * 1 東京大学生産技術研究所
〒153-8505 目黒区駒場 4-6-1
- * 2 東京大学情報基盤センター
〒153-8505 目黒区駒場 4-6-1
- * 3 東京大学大学院工学系研究科
〒153-8505 目黒区駒場 4-6-1

ある。この事実を利用し普遍性の期待できる小さな渦だけモデル化し、流れ場を特徴付ける大きな渦のみ直接解く手法が LES (Large Eddy Simulation) という手法である。一般的に LES では直接計算する大きなスケールの成分を GS (Grid Scale) 成分、それ以下の微小スケール成分を SGS (Sub-Grid Scale) 成分と呼ぶ。流れ場に対する基礎方程式として連続の式、運動量方程式と、flamelet approach を用いるため火炎面輸送方程式があげられる。ここでは、火炎面表現変数として、拡散火炎に対して用いられる混合分率とで例示する。また、流れ場は低マッハ数流れを対象とした。

LES では基礎方程式にフィルタ操作を施すわけであるが、多成分系の流れ場では空間フィルタ操作を施すと密度相関項が現れる。そこで密度変化を考慮する際の LES の定式化として、空間フィルタ操作に密度相関項が陽に表れない Favre filter を採用する。

以下スカラ量 ϕ に対して、 $\bar{\phi}$ は Grid Filter, $\bar{\phi} \equiv \bar{\rho\phi}/\bar{\rho}$ は Favre filter をそれぞれ表している。上述の基礎方程式にフィルタ操作を施すと LES における以下の基礎方程式を得ることができる。

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \bar{u}_i) = 0 \quad \dots\dots\dots(1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{\rho} \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j) = \\ - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(2\mu \left(\bar{S}_{ij} - \frac{1}{3} \bar{S}_{ij} \delta_{ij} \right) - \tau_{ij} \right) \quad \dots\dots\dots(2) \end{aligned}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \bar{\rho} \bar{\xi} + \frac{\partial}{\partial x_j} \bar{\rho} \bar{u}_j \bar{\xi} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu}{Sc} \frac{\partial \bar{\xi}}{\partial x_j} - \eta_j^{*\xi} \right) \quad \dots\dots\dots(3)$$

$$\tau_{ij} = \bar{\rho} (\bar{u}_i \bar{u}_j - \bar{u}_i \bar{u}_j) \quad \dots\dots\dots(4)$$

$$\eta_j^{*\xi} = \bar{\rho} (\bar{\xi} \bar{u}_j - \bar{\xi} \bar{u}_j) \quad \dots\dots\dots(5)$$

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad \dots\dots\dots(6)$$

フィルタ操作を施したとき(2)式および(3)式の右辺の最終項に表れる未知の変動成分(4)式は SGS 応力、(5)式は SGS スカラ流束と呼ばれ、モデル化が必要である。非圧縮乱流場における SGS 応力のモデル化には渦粘性近似にもとづく Smagorinsky モデル⁽⁶⁾、Bardina によるスケール相似則モデル、渦粘性モデルと相似則モデルを組み合わせた mixed モデルなど⁽⁷⁾が種々提案されている。Smagorinsky モデルは GS から SGS へのエネルギー輸送率と SGS の散逸率が釣り合うとする局所平衡の仮定から導かれる。低マッハ数流れにおいては SGS 密度変動の効果は大きくないものとして非圧縮乱流場の SGS モデルが用いられる事が多い。ここで Smagorinsky モデルは

$$\tau_{ij} = \bar{\rho} (\bar{u}_i \bar{u}_j - \bar{u}_i \bar{u}_j) = -2\mu_{SGS} \left(\bar{S}_{ij} - \frac{1}{3} \bar{S}_{ij} \delta_{ij} \right) \quad \dots\dots\dots(7)$$

$$\rho_{SGS} = \bar{\rho} (C_s \Delta)^2 |\bar{S}|, \quad |\bar{S}| = (2\bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij})^{1/2} \quad \dots\dots\dots(8)$$

一方、SGS スカラ流束の SGS モデルには勾配拡散モデルが一般に用いられる。

$$\eta_{ij} = -\bar{\rho} (\bar{u}_i \bar{u}_j - \bar{u}_i \bar{u}_j) = \frac{\mu_{SGS}}{Sc_{SGS}} \frac{\partial \bar{\xi}}{\partial x_j} \quad \dots\dots\dots(9)$$

近年、非圧縮流れの LES においてはモデル定数を動的に決定する Dynamic SGS モデル⁽⁸⁾が用いられており、密度変化流れにおいても非圧縮流れと同様に噴流拡散火炎への適用例^(9,10)がある。

4. Flamelet model

燃焼流れの基礎式において構成化学種の質量分率とエネルギー (エンタルピー方程式) にモデル化を施してスカラ輸送方程式を得る (Fig. 1)。以下に基本的火炎のモデル化について述べる。

4.1 拡散火炎の flamelet model

Fig. 2 に拡散火炎の flamelet approach の概略図を示す。噴流拡散火炎や対向拡散火炎の火炎形状は混合分率の量論混合比における等値面で表現される。混合分率の輸送方程式は前節 3 の式(3)に示されている。次に、混合分率から流体の熱化学的状態を求めるため、火炎をモデル化する必要がある。その方法には①反応速度無限大を仮定し火炎面近似 (Burke-Schumann 近似⁽¹²⁾) を用いるモデル、②平衡反応を利用するモデル (Bilger 1976⁽¹³⁾)、③温度、濃度などを対向拡散火炎の DNS や実験値 (flamelet data) から保存スカラの多項式関数として表現するモデル⁽¹⁴⁾、などが存在するが、ここではその一例として Fig. 3 に平衡反応計算によって得られた拡散火炎データを示す (燃料は窒素で希釈された水素で体積比は

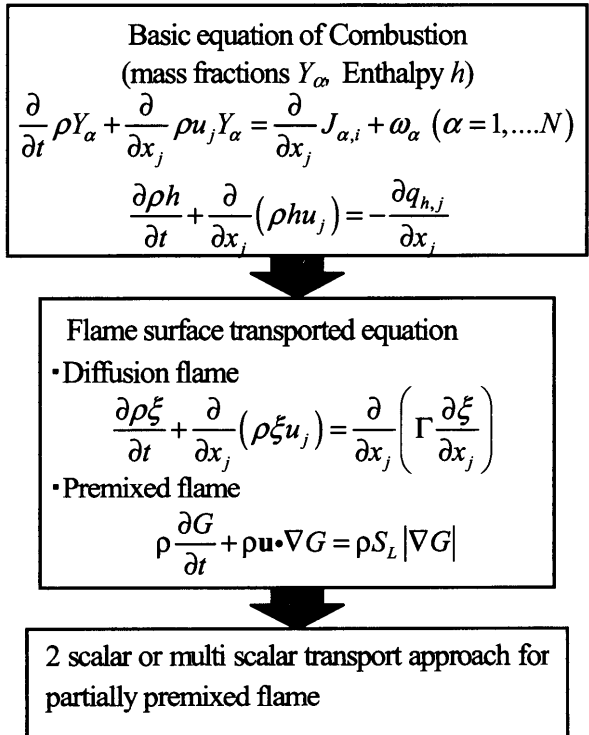


Fig. 1 flamelet approach の概念

水素：窒素 1：1，酸化剤は空気である)。

ところで、LES で基礎方程式から求められるのは GS 成分 ξ であるが、混合分率とスカラ変数の間の関係は非線形性が高いために化学種の空間平均値は $\bar{\phi}_a(x, t) \neq \phi_a(\bar{\xi})$ となり、GS 成分のみでは高精度な評価は期待できない。混合分率の関数として与えられる化学種や温度などのスカラ変数の GS 成分を求めるには混合分率の SGS 変動成分を考慮する必要がある。この問題を解決するために確率密度関数 (Probability Density Function : PDF) が導入される。ここで、確率密度関数を推定する手法 (Bilger 1976⁽¹⁵⁾) を採用し、LES における Subgrid Favre Filtered PDF として β 関数を用いることにする。PDF の分布が決定されればフィルタ操作された密度、温度、化学種の濃度は次式から得ることができる。

$$\bar{\rho}(\bar{\xi}, \bar{\xi}^2) = \left(\int_0^1 \frac{\bar{P}(\zeta, \bar{\xi}, \bar{\xi}^2)}{\rho(\zeta)} d\zeta \right)^{-1} \dots\dots\dots(10)$$

$$\bar{Y}_a(\bar{\xi}, \bar{\xi}^2) = \int_0^1 Y_a(\zeta) \bar{P}(\zeta, \bar{\xi}, \bar{\xi}^2) d\zeta \dots\dots\dots(11)$$

$$\bar{T}(\bar{\xi}, \bar{\xi}^2) = \int_0^1 T(\zeta) \bar{P}(\zeta, \bar{\xi}, \bar{\xi}^2) d\zeta \dots\dots\dots(12)$$

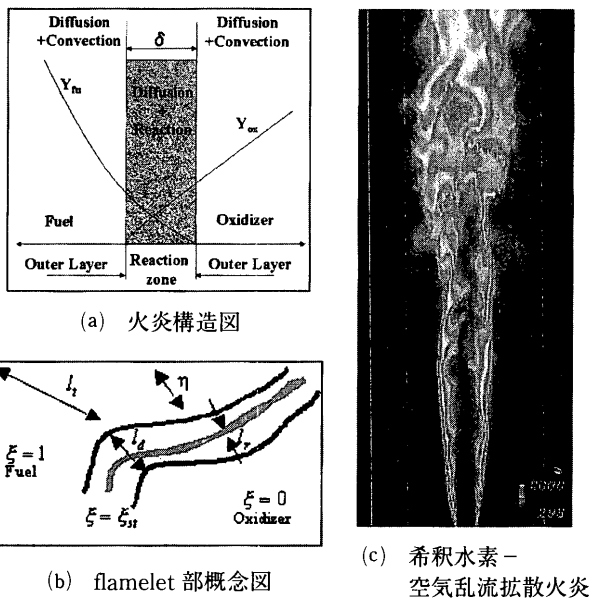


Fig. 2 拡散火炎の flamelet approach (flamelet model による解析結果⁽¹¹⁾)

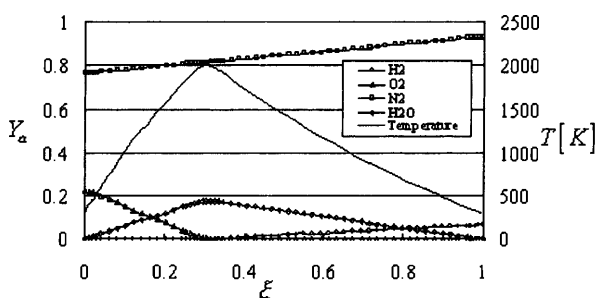


Fig. 3 化学種の質量分率及び温度と混合分率の関係

4.2 予混合火炎の flamelet model

Fig. 4 に予混合火炎の flamelet approach の概略図を示す。laminar flamelet の仮定が成り立つ場合において、予混合火炎の特性を表す物理量は層流燃焼速度であり、これは層流予混合火炎の場合一般に当量比、雰囲気温度、圧力の関数とされている。予混合火炎面の移動方程式は次式で表される。

$$\frac{\partial G}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla G = s_L |\nabla G| \dots\dots\dots(13)$$

ここで、 u は流れ場の速度、 s_L は層流燃焼速度である。また、 $G(x, t)$ は火炎面位置を表すスカラ場で $G = G_0$ が火炎面位置、未燃側が $G < G_0$ 、既燃側が $G > G_0$ と定義される。もし G を反応進行度 c に相当するものと考えればこの分布は反応生成物の無次元濃度に相当する。これは当量比に空間的变化がなく、flamelet の仮定が成り立つ単純予混合火炎の場合においては妥当な仮定である。

$$G = c = \frac{Y_a - Y_{a,u}}{Y_{a,b} - Y_{a,u}}, \quad 0 \leq G, \quad c \leq 1 \dots\dots\dots(14)$$

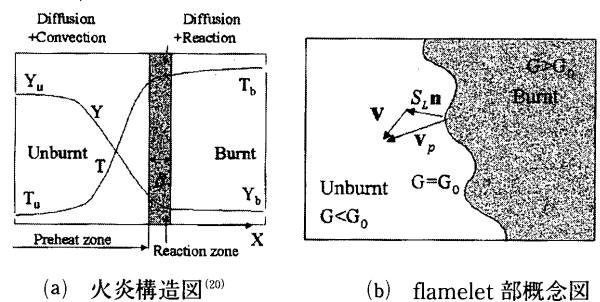
方程式(13)に filter 操作を施せば次式のようなになる。

$$\frac{\partial}{\partial t} \bar{\rho} \bar{G} + \frac{\partial}{\partial x_k} \bar{\rho} \bar{u}_k \bar{G} = - \frac{\partial}{\partial x_k} \bar{\rho} (\bar{u}_k \bar{u}_i - \bar{u}_i \bar{u}_k) + \bar{\rho} S_L(\bar{\xi}) |\nabla G| \dots\dots\dots(15)$$

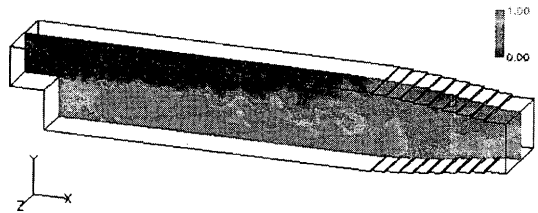
ここで右辺 SGS スカラ流束と生成項に対してモデル化が必要である。SGS スカラ流束には勾配拡散モデルが一般に用いられる。また、生成項は乱流火炎伝播速度 S_T と G の GS 成分を用いて、以下の様に表す。

$$\bar{\rho} S_L(\bar{\xi}) |\nabla G| = \bar{\rho} S_T |\nabla \bar{G}| \dots\dots\dots(16)$$

サブグリッド燃焼速度 S_T のモデルとしてたとえば時

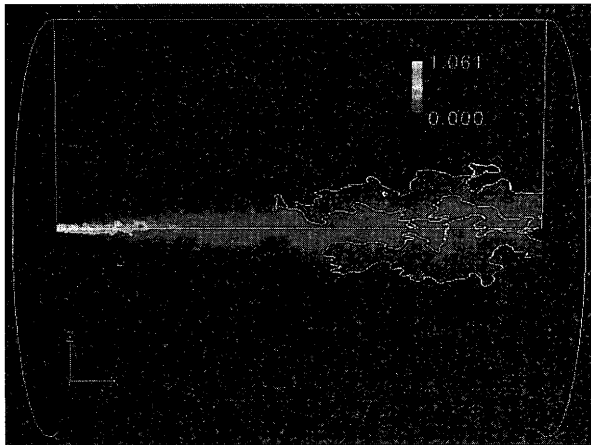


(a) 火炎構造図⁽²⁰⁾ (b) flamelet 部概念図

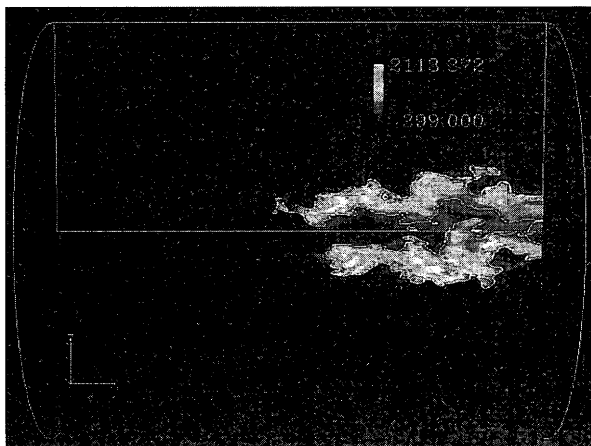


(c) バックステップ流れにおける予混合火炎

Fig. 4 予混合火炎の flamelet model (flamelet model による解析結果 (N. S., Park 2000⁽¹⁸⁾))



(a) 混合分率



(b) 温度(K)

Fig.7 解析結果(瞬時分布)

率, G (既燃ガス), 温度分布を Fig.7 に示す。火炎形状は浮き上がり火炎としては適切な形状である。今回の計算では helical な大規模運動が存在するため, それに伴い火炎面が大きく湾曲しているのがわかる。計算における火炎基部は瞬時において $X/D = 34 \sim 36$ 付近に存在する。実験値の時間平均における浮き上がり距離である。

5.1.3 評価 浮き上がり火炎解析モデルで非定常な浮き上がり火炎の解析が安定して実行可能であること, 火炎形状の予測が可能であることが確認された。これにより複合火炎に対する multi-scalar transport approach への足がかりとその有効性が確認できた。この浮き上がり火炎解析モデルを利用して火炎形状の制御など実用問題への展開も期待できる。

5.2 ガスタービン燃焼器内の火炎伝播解析

予混合燃焼での出力変化を安定化するステージングタイプ的气タービン燃焼器では, 燃焼器内に複数のステージを持ち, 各ステージのノズルからは異なる当量比の予混合気が入る。したがって, 燃焼器内には当量比の空間分布が存在するため, これを考慮した火炎伝播解析を行う必要がある。

5.2.1 解析手法 解析対象は Fig.8 に示す 2 ステ

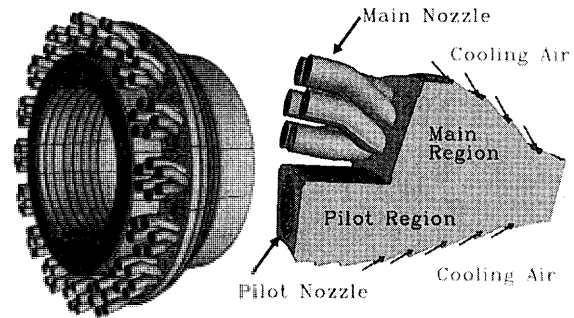


Fig.8 対象燃焼器(ガスタービン燃焼器)

ジタイプのステージング燃焼器供試体⁽²¹⁾とし, 環状に 16 セクタを有する燃焼器の 1 セクタを抽出した解析モデルに対して解析を行った。解析には, 予混合火炎を表現するためのスカラと火炎伝播速度を決定するための予混合気の混合分率 ξ という 2 種のスカラを用いた。混合分率 ξ から求められる予混合気の当量比と火炎伝播速度 S_L の関係には Götting *et al.* による近似式⁽²²⁾を用いた。ここでは, 計算負荷低減のため燃焼反応による密度変化は考慮しないものとした。また, ステージ間の火炎伝播のみに着目するものとし, Pilot ノズルから流入する予混合気の当量比は一定値 ($\phi_{\text{Pilot}} = 0.7$) とし, Main ノズルから流入する予混合気の当量比 ϕ_{main} について, 実験で火炎伝播の成否が分かれた 2 種類の条件下 ($\phi_{\text{main}} = 0.25, 0.6$) で解析を行った。初期条件としては速度場固定条件下で Main 領域に空気のみを投入した場合の予備解析結果 (pilot 領域内に点火元を置いて 0.12 (sec) 後) を用いた。

5.2.2 解析結果 Fig.9 にはスカラ G の分布を時系列で示す。この結果を実験計測では Main 領域内に熱電対を設置し, その出力の急変により火炎の伝播を判定している。 $\phi_{\text{main}} = 0.6$ のケースにおいては, 熱電対位置でのスカラ G の値が常に既燃を表す $G > 0.5$ となっており, Main 領域への火炎伝播, すなわち着火が行われたと判定される状態になっている。それに対して $\phi_{\text{main}} = 0.25$ のケースでは, 熱電対位置でのスカラ G の値が $G = 0.5$ 前後で振動しており, Main 領域への着火は完全には行われていない。

5.2.3 評価 当量比の空間分布を考慮した方程式モデルをステージングタイプの実用ガスタービン燃焼器形状内の火炎伝播解析に適用し, Main 領域での火炎面 (スカラ G) の振る舞いに有意な差異が示された。また, それによりこの手法による解析結果が, Main 領域への着火, 未着火に関する指標となる可能性が示された。

6. まとめと今後の展望

本稿では非定常解析への適性などから, 今後工学的にも非常に有用な手段となるであろう LES を用いた燃焼流れ場の解析手法について述べた。流れ場とのスケール分離が可能な燃焼反応場のモデルとして, 特徴的な火炎

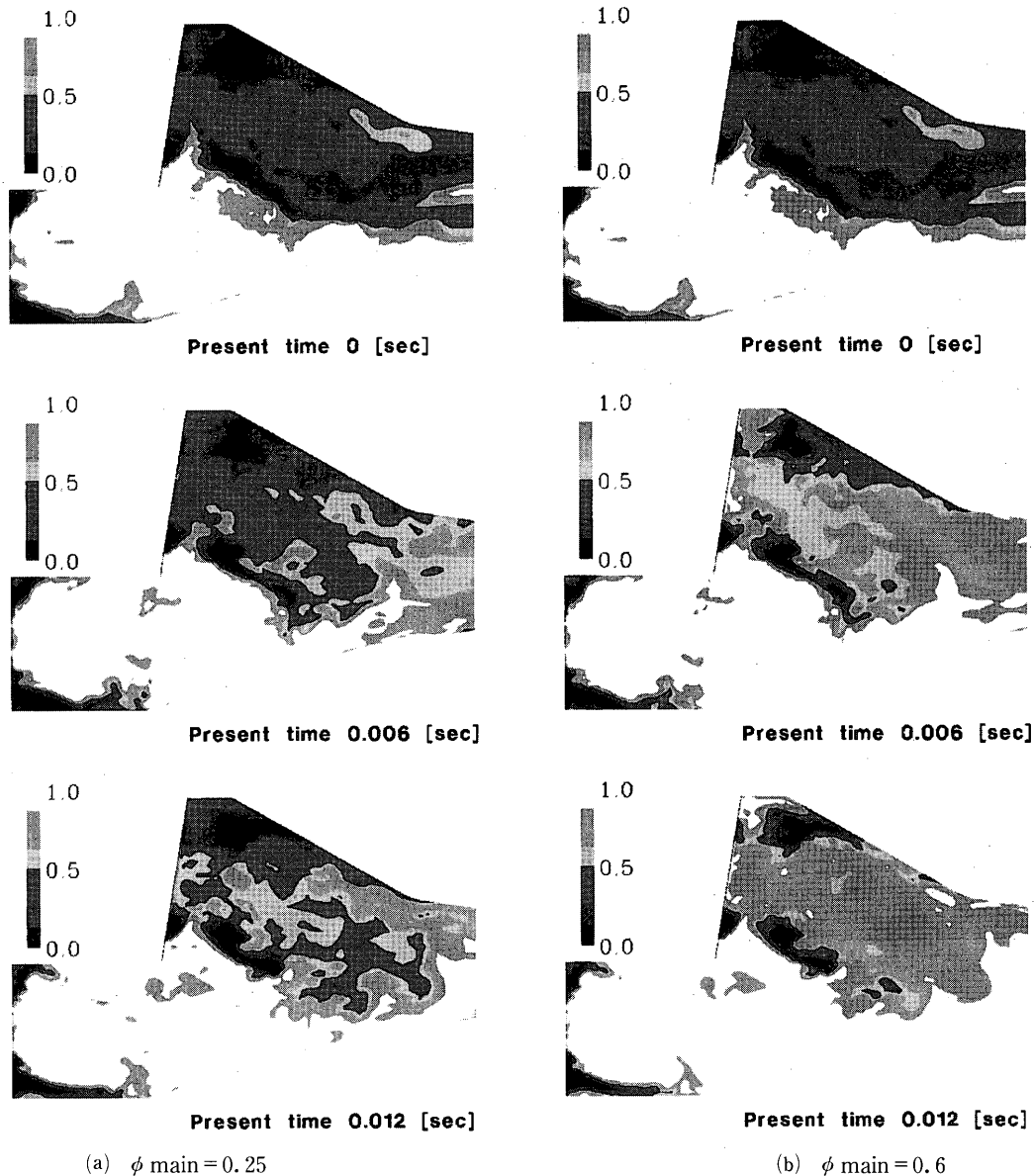


Fig. 9 セクタ中心断面上におけるスカラ G の分布の時系列変化

における flamelet model を挙げた。拡散火炎及び予混合火炎の flamelet model ではこれまで予測精度の検証がなされてきており、これらに基づいて、より実用的な燃焼場、たとえば拡散火炎と予混合火炎の中間形態をとる複合火炎が存在する燃焼場や濃度むらの存在する予混合燃焼場を表現するための multi scalar transport approach について解析事例を交えて紹介し、現状における問題点も示した。今後の展望としては、多重火炎を含む燃焼反応(多段燃焼)や重要な微少生成物 (NO_x など) の質量分率などを表すスカラを導入し、より複雑な燃焼場へ適用可能なモデルの構築が考えられる。また、火炎モデルとしては現在のデータテーブルから反応場を決定する静的な手法から、化学動力学計算などを火炎面近傍領域に適用するような動的な手法への展開が考えられる。

参考文献

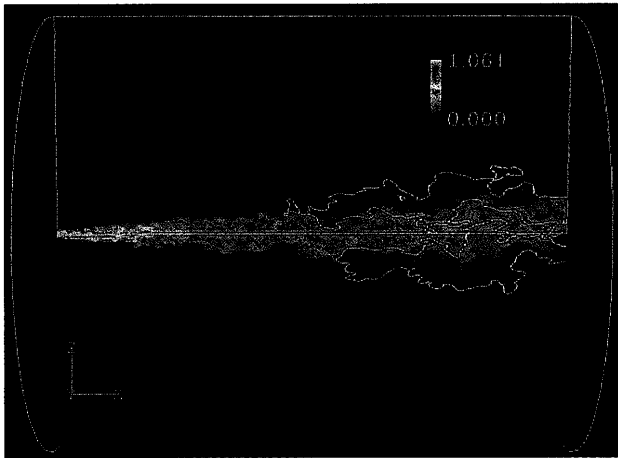
- (1) 高城, 古藤, 機論 B 編 48 巻 436 号(1982), pp. 2609-2617
- (2) Urbin, G., Brun, C. and Metais, O., Eleventh Symposium on Turbulent Shear Flow vol. 3 part 25, pp. 23-28, 1997
- (3) Pope, S. B., Turbulent Premixed Flame, Ann. Rev. Fluid Mech. 19(1987), pp. 237-270
- (4) Bilger, R. W., Turbulent Diffusion Flame, Ann. Rev. Fluid Mech. 21(1989), pp. 101-135
- (5) Peters, N., 21th Symp. of Combustion(1986) 1231
- (6) Smagorinsky, J., Mon. Weather Rev. 91(1963), pp. 99-164
- (7) Bardina, J., Ferziger, J. H. and Reynolds, W. C., Technical Report No. TF-19, Stanford Univ., (1983)
- (8) Garmano, M., J. Fluid Mech. 238(1991), pp. 2323-2324
- (9) Forkel, H. and Janicka, J.: Turbulence and Shear Flow Phenomena-1(1999) 65
- (10) Pitsch, H. and Steiner, H., Physics of Fluids 12.(2000), pp. 2541-2553

- (11) 谷口伸行, 井上克哉, 弘畑幹鐘, 第15回数値流体力学シンポジウム講演論文集, pp.92, 2001
- (12) Burke, S. P. and Shumann, T. E. W., Diffusion Flames, *Ind. And Engineering Chemistry* 20(1928), pp. 998-1004
- (13) Bilger, R. W., 1976, The Structure of Diffusion Flame, *Combust. Sci. Technol.* 13(1976)pp. 155-170
- (14) Peters, N., 21th Symp. of Combustion(1986) pp. 1231-1250.
- (15) Bilger, R. W., 1976(b), *Combust. Sci. Technol.* 11(1976)pp. 215-217
- (16) Damkohler, G., The Effect of turbulence in the flame velocity in gas mixtures, *NACA TM* 1112(1947)
- (17) Im, H. G. and Lund, T. S., *Phys. Fluids* 9(12), (1997), pp. 3826-3833
- (18) Park., N. S.(2000), Ph. D thesis of Div. Eng. Grad. School, Univ. of Tokyo
- (19) Karlovitz, B, Denniston, D. W. and Fells, F. E., Investigation of turbulent flames *Journ. Chem. Phys.* 19,(1951)pp. 541-547
- (20) Peters, N., Lecture 15. Turbulent burning velocities : experiments and correlation data, *Laminar and Turbulent Combustion, ERCOFTAC Summer School*(1992), pp. 225-240
- (21) Muniz, L. and Mungal, M. G., Instantaneous Flame Stabilization Velocities in Lifted-Jet Diffusion Flames, *Combustion and Flame* 111(1997), pp. 16-31
- (22) Gottgens, J., Mauss, F., and Peters, N., Twenty-Fourth Symposium (International) on Combustion/The Combustion Institute, pp. 129-135, 1992
- (23) 今村亮ら, 第16回ガスタービン秋季講演会講演論文集, 2001.10, (秋田), pp.225-230

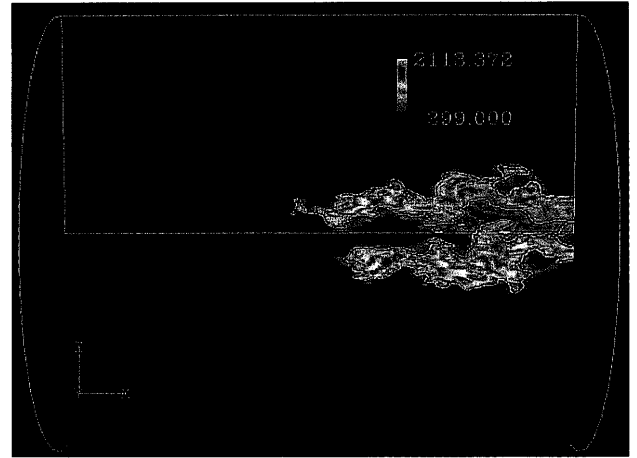
燃焼の LES 解析

(東京大学 生産技術研究所 小林・谷口・富永・弘畑)

(詳細は本文 405 頁 参照)



(a) 混合分率



(b) 温度(K)

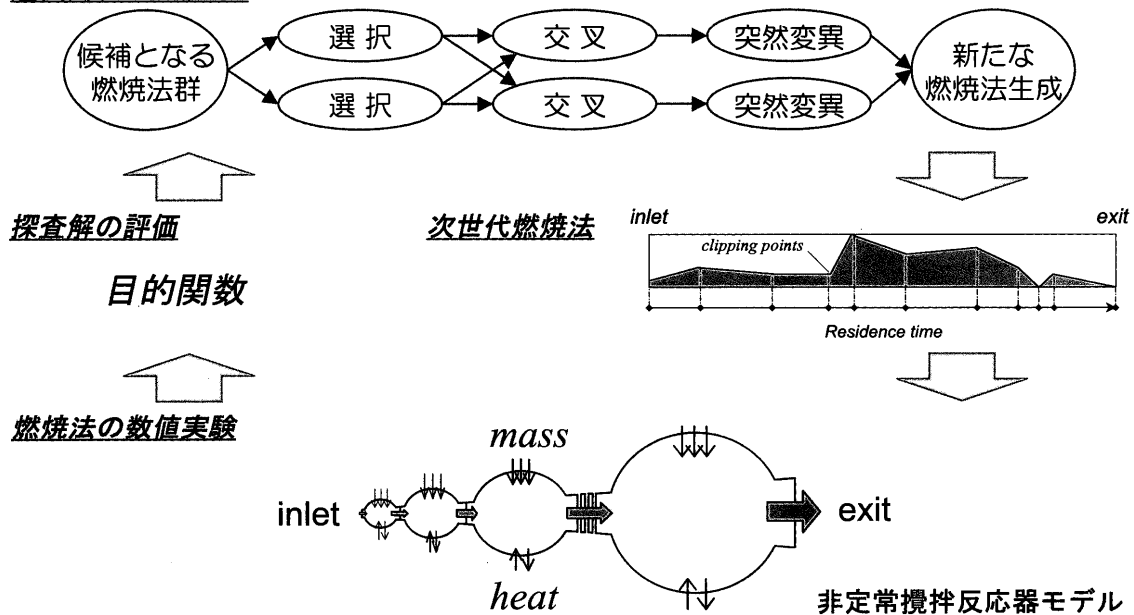
メタン空気同軸噴流浮き上がり火炎の解析結果(瞬時分布)(本文 図7 参照)

GA を用いた燃焼法探査

(東京ガス(株) R&D 本部 本間)

(詳細は本文 412 頁 参照)

遺伝的アルゴリズム



遺伝アルゴリズムによる燃焼法探査

特集：燃焼の数値シミュレーション

GA を用いた燃焼法探査

本間理陽司*¹

HOMMA Ryoji

キーワード：燃焼反応，CO，NO_x，反応器，多段燃焼，数値計算，最適化，遺伝的アルゴリズム，探査

1. はじめに

燃焼装置設計を行なう上で、排ガス成分の予測や有害排気成分の生成過程の検討に反応計算を用いることがある。最近では、反応解析のための汎用ライブラリ⁽¹⁾も入手可能であり、反応計算によって各種の検討を行うことは容易になりつつある。しかしながら、反応解析を行なったからといって、すぐに理想の燃焼方法が得られるわけではない。その原因は、燃焼反応プロセスが数百、数千もの素反応の関係し合う、非線型性の強い問題であるためと考えられる。すなわち、素反応過程の理解が、必ずしも燃焼方法の考案にダイレクトに結びつかないのである。このような「反応解析を行う」ことと、「より良い燃焼方法を探し出す」こととの間にあるギャップを埋める為の一つのアプローチとして、人工知能を用いて燃焼方法の探査を行なうことが考えられる。本稿では、そのようなアプローチの一例として遺伝的アルゴリズムを用いた燃焼法探査に関する研究を紹介する。

2. 遺伝的アルゴリズム

遺伝的アルゴリズム、あるいは、遺伝的アルゴリズム (Genetic Algorithm, GA)^{(2)~(6)} と呼ばれる手法は、自然界における生物進化を極めて単純に模擬した確率的探索・学習・最適化の一手法である。GA では、生物進化の3つの基本的プロセス—選択・交叉・突然変異—を計算機上で再現しながら、より目的に適合する解を探索してゆく。GA には多くの技法が存在しているが、ここでは、GA の基本的な操作について述べる。

まず、最適化の対象となる一連のパラメータ群は、何らかの方法で GA が扱いやすい形の配列コード（通常は一次元配列）に変換される。コードの種類としては、A, B, C, …等の記号が用いられることもあるし、実数値がそのまま用いられる場合もある。最も単純には、0, 1 のバイナリーコードが用いられる。1本の配列コードは一つの探索解に対応しており、染色体、あるいは、個体などと呼ばれる。一方、1本の配列コード（個体）中の個々のコードを遺伝子、複数の個体の集団を世代と呼ん

でいる。各個体に対しては、問題に応じて定義された目的関数によって求められる適応度（評価点）が計算される。次に、選択（selection）という操作が行われる。このプロセスでは、評価点の高い個体を次世代の子孫を残す親として優先的に抽出する。ただし、操作は確率的に行なわれるため、評価点の低い個体が必ず振るい落とされるわけではない。続いて、交叉（crossover）と呼ばれる操作が行なわれる。ここでは選択された個体群から2個体一組のペアを作り、それぞれの遺伝子を組み替えることによって新たな個体を生成する。新たに生成した個体は「親」の性状を遺伝子レベルで引き継いでおり、評価の高い個体である可能性が高い。このように、新たな探索解を遺伝子レベルで創り出すことが、GA 探査の大きな特徴である。最後に、突然変異（mutation）と呼ばれる操作を行なう。この操作は乱数を用いて遺伝子コードの一部を別のコードに書き換えるものである。このような操作を行なう目的は、第一世代の個体群が持ち合わせていなかったり、GA の操作の過程で失なわれてしまった遺伝子パターンを継続的に供給することで、探査が局所解に陥ることを防止したり、より広い空間を探索することにある。

上記の「選択」「交叉」「突然変異」の各操作を、数十、数百世代に渡って繰り返すことにより探索解は「進化」し、各世代における最も評価の高い個体の評価点は収束してゆく。この収束値をもって、「最適解」とするのが GA による探索である。このように、GA は複雑な問題を直接扱う代わりに、優れた遺伝子パターンを探索中に集め、ブロックを組み上げるように最適解を作り上げて行く。別の見方をすれば、過去に探索した解の結果が遺伝子パターンを通して有効に利用されていると考えることができる。また、GA は複数の解を同時に探索することから、Hill Climb 法などと比べると局所解に陥る危険性が少なく、大域的な探索能力に優れている。

3. 最適化モデル（口絵参照）

GA は、これまでも多くの工学的問題に対して適用されてきた。しかし、燃焼に関わる問題に対する適用例は数例に留まっている（Fogarty⁽⁷⁾, Fisher⁽⁸⁾, Chipperfield^(9,10), Polifke⁽¹¹⁾）。また、これらの応用例は燃焼

原稿受付 2002年7月2日

* 1 東京ガス(株)技術開発部 技術研究所
〒105-0023 東京都港区芝浦 1-16-25

プロセス自身を最適化するものではない。そこで、広範囲の問題に対して最適な燃焼反応プロセスを探索することの出来る汎用的なツール (GARPOS; *Genetic Algorithm for Reaction Process Optimization System*)⁽¹²⁾ の開発を行った。このツールは、非定常攪拌反応器 (Transient Well-Mixed Reactor; TWMR)⁽¹³⁾ と呼ばれる仮想の反応器において、所定の目標を達成するための最適な運転条件を探索するものである。図1に TWMR の概念図を示した。TWMR は完全混合を仮定する流れ反応器の一種であるが、任意の数・組成の流体の非定常的な流入や、外界との間の非定常的な熱の授受を考慮することができる。また、流入流体の温度や流入速度、熱輸送速度 (または、反応器温度) を、時間の関数として自由に指定することが出来る。このように、TWMR は燃焼反応に関与する諸条件の設定の自由度が大きいので、種々の燃焼器における反応プロセスを模擬させることが可能である。これらの燃焼諸条件を GA によって最適化することで、新しい燃焼プロセスを探索しようというのが GARPOS のコンセプトである。最適化の対象となる燃焼条件の分布形状の一例を図2に示した。図に示されているように、流入流体の温度や流入速度、熱輸送速度 (または、反応器温度) の履歴は線分を組合わせた形で表現される。従って、分布形状は図中の clipping point と呼ばれる点における各パラメータの値のみによって定まるので、これを最適化すれば良い。clipping point として指定される点の数や、それぞれが対応する滞留時間の値は、要求される時間解像度によって自由に指定することができる。図3には GA と TWMR の連成の概念図を示した。まず、GA により幾つかの試行的な燃焼プロセス (燃焼条件の

分布形状) が生成される。これらの燃焼プロセスは、流入流体の総量や熱輸送の総量に関する制限条件を満たすように修正が施された後に、TWMR 計算による評価プロセスに供される。反応計算の結果、例えば、反応器出口における組成の情報を基にして評価点が各個体に対して計算され、次世代における新たな燃焼プロセスの生成に用いられることになる。上記のプロセスは、各世代における評価点の最高値が収束するまで繰り返し行われる。

4. 応用例⁽¹²⁾⁽¹⁴⁾⁽¹⁵⁾

4.1 火炎後流過程の最適化による CO 低減

炭化水素を燃料とする火炎の燃焼ガスには、これが高温にある場合には、高濃度の一酸化炭素が含まれている。これには、無論、局所的な燃焼不全による CO の発生も考えられるが、たとえ、完全燃焼が行われたとしても、平衡濃度の関係から、ある一定以下の濃度 (例えば、メタン-空気火炎の $\lambda=1.1$, $T=1,800^{\circ}\text{C}$ の条件における CO 平衡濃度は、約 1,500 ppm) にすることは出来ない。一方、この燃焼ガスの、室温における CO 平衡濃度は、ほぼ、ゼロとなる。したがって、空気過剰・完全混合の条件下では、十分な時間をかけながら除冷することができるならば CO は排出されることはない。しかし、実際の燃焼器では主として装置サイズの制約から、十分な滞留時間を確保することは困難である。その結果、火炎後流における冷却や空気希釈過程で CO 酸化が阻害されて (平衡から離れてしまい)、高濃度の一酸化炭素が排出されることになる。したがって、限られた滞留時間の制約下においても CO 排出を防止するよう、火炎の後流プロセスの最適化が必要となる。そこで、GARPOS を用いて、CO の排出濃度を低減することのできる火炎後流プロセスの探索を試みた。

まず、火炎後流において冷却のみが行われる場合を検討する。TWMR の初期組成としては、メタン-空気火炎燃焼ガスの、空気比 $\lambda=1.1$ 、温度 $T=1,800\text{ K}$ における平衡組成を仮定した。TWMR 滞留時間は 10 ms を仮定し、前述の clipping point を等時間間隔ごとに 11 点設けた。冷却量の総量は、TWMR 出口温度を 500 K にする熱量に固定し、各 clipping point における熱損失速度を最適化した。目的関数としては TWMR 出口における CO 濃度の逆数を用い、600 世代にわたって熱損失速度分布の進化を促した。なお、各世代の人口 (探索解の個数) は 5 であり、全体で 3000 個の探索解に対して TWMR 計算による評価を行っている。図4に GA 探索の各世代における、TWMR 出口での CO 濃度の最低値と平均値の収束の様子を示す。世代が進むに従って冷却方法が進化し、排出 CO 濃度が低下して一定値に収束していることがわかる。この時、各世代での最良の温度分布は、図5に示すように一定の温度分布に収束している。反応計算に基づく最適化では、用いる素反応メカニズムによって最適解が異なる可能性があるため、種々の素反

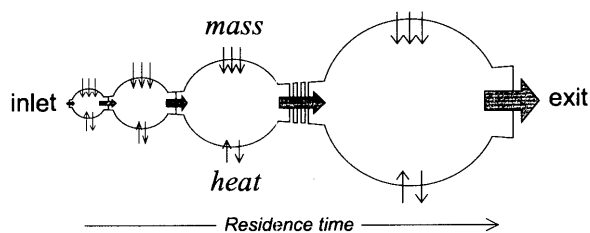


図1 非定常攪拌反応器 (TWMR)

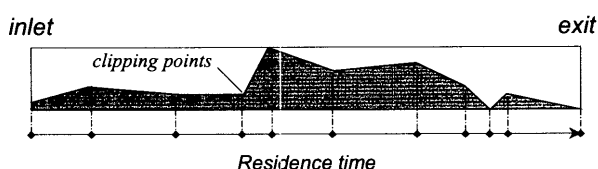


図2 分布形状の指定の例

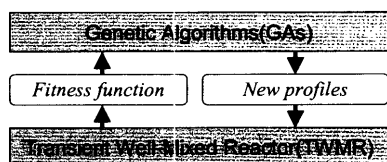


図3 GA と TWMR の連成

応メカニズム^{(16)–(19)}を用いて同様の検討を行なった。この時の最適温度分布を図6に示したが、いずれの反応メカニズムを用いても、一つの温度保持期間を持つ二段冷却法がCO濃度を低減するための最適な冷却方法であるという結果が得られている。では、この二段冷却法における最適な保持温度は何によって決まるのであろうか。そこで、燃焼ガスの空気比や、滞留時間を変化させて同様の最適化を行なった。その結果を図7に示す。図より、燃焼ガスの空気比が希薄になるほど高い保持温度が必要になること、および、その変化は当量付近で急激であることがわかる。また、利用できる滞留時間が長いほど、

低い保持温度が適当である。

次に、火炎後流において空気希釈が行われる場合を検討する。TWMRの初期組成は、メタン–空気火炎の、空気比 $\lambda=1.0$ 、温度 $T=2,000\text{ K}$ における平衡組成である。希釈空気の温度は $T_a=300\text{ K}$ 、初期燃焼ガスと流入する全希釈空気の質量比は1:10、TWMR滞留時間は10msを仮定している。この条件下において、空気流入速度(希釈速度)の最適化を行なった。なお、clipping pointは等時間間隔ごとに11点設けている。最終世代で得られた希釈方法を図8に示す。ここでも、希釈を一定期間停止する二段希釈法が最適であるという結果が得られた。種々の初期温度、および、希釈空気温度においても、同様の最適化を行ったところ、やはり、この二段希釈法が最適であるという結果が得られている。

このように、COの排出を低減するためには、冷却であっても空気希釈であっても、一つの保持期間を持つ段階プロセスが最適であるという結果が得られた。両プロセスの関係を明らかにするために、二段冷却法と二段希釈法の両者を、空気比–温度($\lambda-T$)空間内にプロットしたものを図9に示す。破線は二段希釈法($\tau=10\text{ ms}$)を表しており、初期空気比 $\lambda=1.0$ 、初期温度 $T=2,000\text{ K}$ 、 $1,700\text{ K}$ に相当する左端の点から、希釈により空気

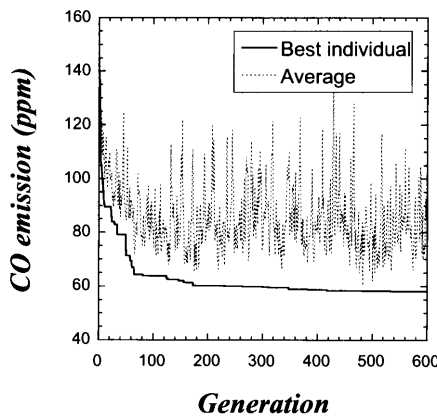


図4 各世代ごとのTWMR出口におけるCO濃度

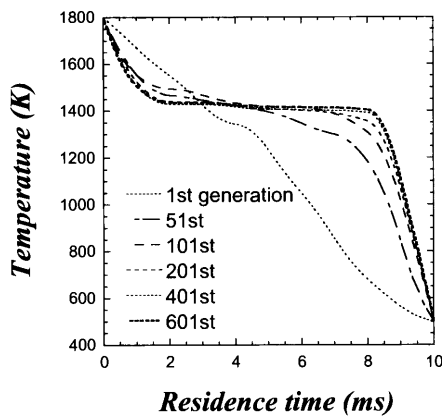


図5 遺伝アルゴリズムによる温度分布の進化

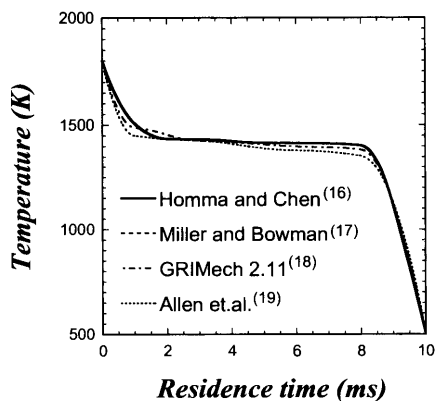


図6 種々の反応メカニズムを用いて得られた最適温度分布

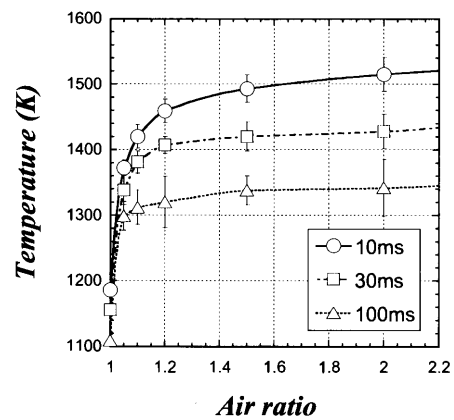


図7 空気比・滞留時間の最適保持温度に対する影響

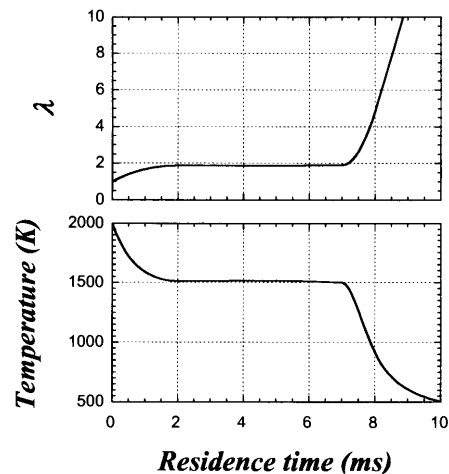


図8 CO排出濃度低減のための最適な空気希釈方法

比が増加し、温度が低下してゆく様子が図中に示されている。この曲線上の丸(○)で示した点は、各条件下での二段希釈法における最適保持ポイントを表している。一方、二段冷却法($\tau = 10$ ms)における最適な保持温度と、燃焼ガス空気比との関係は、図中の実線にて示されている。この図から、二段希釈法における最適保持条件と、二段冷却法における最適保持温度が、 λ - T 空間上においては同一の条件として表されることが判る。これは、両プロセスの背後に同一のメカニズムがあるためと推定される。GARPOS は、このようなメカニズムに関して、何ら、知識を有しているわけではないが、結果として得られた二つの最適プロセスの間にこのような整合性が見出されたことは、大変、興味深い。

4.2 火炎後流過程の最適化による NO_2 低減

NO_2 は NO よりも毒性が強いため、燃焼器からの NO_2 排出は、極力、抑制することが望ましい。 NO - NO_2 変換は主として急速な冷却や希釈が行われる火炎後流において生じる。したがって、 NO_2 排出を抑制するためには火炎後流における燃焼プロセスを適切に設計する必要がある⁽²⁰⁾。そこで、GARPOS を用いた最適な燃焼方法の検討を行った。

初めに、冷却過程について検討を行う。TWMR の初期組成はメタン-空気火炎燃焼ガスの空気比 $\lambda = 1.0$ 、温度 $T = 2,000$ K における平衡組成である。TWMR 滞留時間は 10 ms を仮定している。また、想定した冷却量の総量は、TWMR 出口温度を 330 K にする熱量に相当する。目的関数としては、TWMR 出口における NO_2 変換率 ($\text{NO}_2 / (\text{NO} + \text{NO}_2)$) の逆数を用いた。このような条件下において、各種の反応メカニズム^(16,17,20)を用いて得られた最適温度分布を図 10 に示す。いずれの場合にも、二つの温度保持期間を持つ段階冷却法が最適な冷却法であるという結果が得られた。この段階冷却法における最適保持温度の、空気比に対する依存性を図 11 に点線で示す。この図から、燃焼ガスの空気比が希薄になるほど、高い保持温度が必要であること、及び、その変化は当量付近で急激であることがわかる。

次に、より問題を複雑にして、冷却と空気希釈が同時

に行われる場合を考える。TWMR の初期組成はメタン-空気火炎の空気比 $\lambda = 1.0$ 、温度 $T = 2,000$ K における平衡組成である。希釈空気の温度は $T_a = 300$ K、初期燃焼ガスと流入する全希釈空気の質量比は 1:5、TWMR 滞留時間は 10 ms を仮定している。同時に、TWMR 出口温度が 330 K となるのに相当する熱量を系から奪うとして、空気希釈速度と熱損失速度の同時最適化を行った。この条件において、GA により探索された最適プロセスを λ - T 空間上にプロットしたものを、図 11 に実線で示す。この実線上の過程を初期状態から辿って行くと以下ようになる。すなわち、D1-D2 では希釈により空気比が 2.0 程度にまで増加し、これにより温度が低下する。D2-D3 は希釈、冷却ともに行われないう状態であり、ここで 1 段目の保持が行われる。続く D3-D4 では冷却のみが行われる。さらに、D4-D5 では 2 段目の保持が行われ、最後に D5-D6 において残りの空気による希釈が行われる。このように、希釈と冷却とを順次行う段階希釈冷却法 (SDC 法) が NO_2 排出を抑制する上で最適なプロセスであるという結果が得られた。同様の最適化を初期温度が 1,800 K、および、1,600 K の場合について行った結果も同図に一点鎖線で示したが、やはり、SDC 法が最適解として得られている。図中に点線で示されている純粋冷却問題に対する段階冷却法の最適保持温度との比較で言えば、この点線上

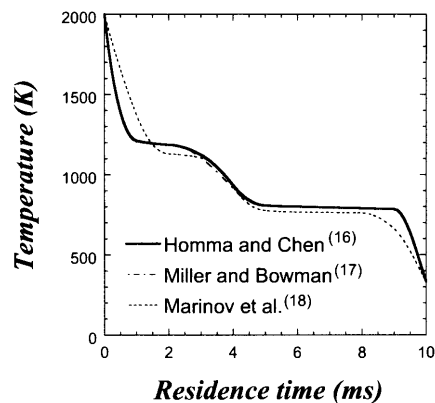


図10 種々の反応メカニズムを用いて得られた最適温度分布

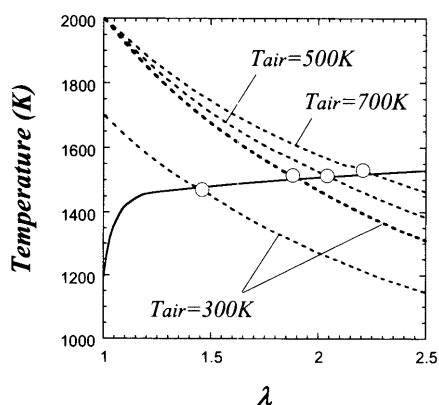


図9 二段希釈法と二段冷却法との関係

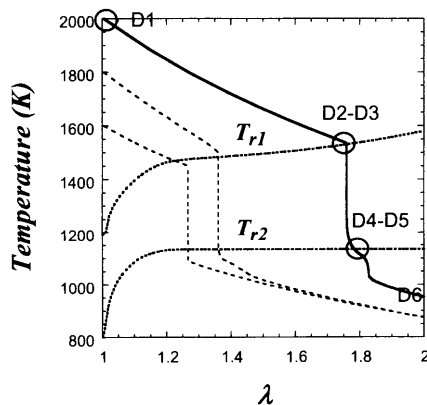


図11 段階希釈冷却法と段階冷却法との関係

にSDC法における1段目, 2段目の保持区間(D2-D3やD4-D5)が存在している。これは, 二つの異なるプロセスに対する最適な保持温度が, $\lambda-T$ 空間上においては同一であるということを示していることに他ならない。同様の一致性は, CO濃度を低減するプロセスの探査においても見られたが, このように, 異なる問題に対して整合性のあるプロセスが得られたということは, GAによる燃焼法探査の信頼性を支持する結果と考えることが出来る。

5. GAに関わる諸問題

5.1 解の質

前述の通り, GAによる探査は, 適応度の収束をもって終了と判断される。したがって, 最終世代で得られた解が最適解である保証はない。また, 解の精度は探査の世代数にも依存する。GAは, 図4に見られたように探査の初期における大域的な探査能力は優れている(収束が速い)ものの, 後の世代になって試行解が最適解に近づき, 局所探査のフェーズになってくると探査能力が低下する傾向がある。従って, 精度の高い解を得ようとする, 必要なGA探査の世代が急激に増えることになる。このような問題に対処する方法として, GAによる大域的な探査と局所的探査能力に優れた他の手法とを組み合わせたハイブリッド探査^(6, 21)が提案されている。

5.2 計算の並列化

GAによる探査では, 比較的, 多くの探査解を調べる必要があるため, 計算負荷が過大となる場合がある。本稿で紹介した応用例では一つの燃焼方法の評価ごとに行われるTWMR反応計算に要する時間は10~20秒程度に過ぎない。それでも, 数百世代にわたってGA探査を行う場合には数時間~十数時間(PCを利用した場合)の計算時間を要する。したがって, より計算負荷の大きな評価プロセスを必要とするような問題では, 実用的な時間内に解が得られないケースが想定される。幸い, GAにおける探査解の評価プロセスは独立であるため, 計算の並列化を行い易い。並列化の手法には大きく分けて, 下記の三つのアプローチがある。①マスタ・スレーブモデル⁽⁴⁾: 全てのGA操作は一つのノード(マスタ)にて行われ, 適応度を評価するプロセスのみが, 複数のノード(スレーブ)に分散される。通常は, 評価プロセスが最も計算負荷が高いので, 多くの問題でこの手法は有効であると思われる。②分散GAモデル(又は, island model)⁽²²⁾: 個体群を幾つかの集団に分割し, 複数のノードに分散させる。各集団は, それぞれのノード上で別々に進化させるが, 一定の間隔ごとに, 一部の個体を別の集団に「移住」させることで, 全体的な進化が遂げられる。この方法では, 各ノード間での通信頻度が少ないために並列化に伴うオーバーヘッドが少ない。また, 後述する多峰性問題に対して有効であると同時に, 探査効率(速さ)が高くなるという報告もある⁽²³⁾。③Cellular GAモデル: 各個

体が一つのノード(cpu)を専有し, 各個体は隣接するノード(cpu)の個体とだけ交叉を行う。通常は, 超並列計算機において用いられる方法である。

なお, GARPOSではマスタ・スレーブモデルに基づいた計算の並列化が行われている。併せて, 動的な負荷分散機能を持っている。

5.3 GAパラメータ

GA操作に関わる幾つかのパラメータを如何に設定すべきかは, GAの一つの中心的な問題である。例えば, GA探査を開始する際には, 各世代の人口を設定しなければならない。前述の通り, 交叉過程では新たなコード種を生成することが無いため, 第一世代の各遺伝子座において, 全てのコード種がカバーされていることが望ましい。この為に必要な人口は, コーディングに用いられるコード種が増えるにつれて増加する^(24, 25)。従って, どのようなコーディングを用いるかを考慮した上で人口を設定するのが望ましい。また, 動的な負荷分散を行う並列計算環境では, 並列化効率を向上させるために十分な人口を設けるといった観点も必要である。GAでは, 人口の他にも, 交叉確率や突然変異の確率等を如何に設定するかが問題となる。これについても幾つかの報告⁽²⁶⁾がなされているが, 実際問題としては, 経験に頼る場合が多い。

5.4 制約条件の付加

GA探査では, 適応度の設定の仕方によっては, 現実には実現不可能な解が見出される可能性がある。例えば, 極端に急激な冷却や空気希釈は, 現実のデバイスでは作り出すことが出来ない。従って, 最適解の探査にあたっては, これらの非現実的な解を除外するような工夫が望ましい。GAにおいて解の探査に制限条件を設けることは重要な問題であり, 種々の手法が提案されている^{(27)~(29)}。GARPOSにおいては, ペナルティ^(30, 31)を用いた簡便な手法が用いられている。即ち, 温度勾配, 熱輸送速度, 及び外部流体の流入速度に関して上下限を設け, これを外れるような解に関しては, 評価点の値を小さくするような操作を加える方法である。この方法は必ずしも優れたものとは言えないが, 幾つかのテストでは, 制限条件を満たす解の探査に成功している。

5.6 多目的問題

現実の問題では, 単一の目標に対して最適化を行うというよりも, むしろ, 複数の目的間での妥協点を見つけなければならない場合の方が多い。GARPOSでは, 複数の目的関数に対する評価点を各世代で標準化した後に, その重要度の応じて係数を乗じて線形結合することで, これに対処している。このような手法は, 複数の目的の一つの評価関数にまとめてしまう簡便なアプローチではあるが, 本来の意味で, 多目的問題に対処していることはならない。これに対し, 多目的問題に対してパレート最適解(非劣位解: 必ずしも最も優れた解とは言えないが, 少なくとも, 他のどの解に対しても複数の目的の全てについて劣っていない解)の集合を探索する手法⁽⁶⁾

も提案されている。

5.7 多峰性問題

探索空間内に局所解が多数あるような場合には、広域的な最適解を見出すことは容易ではない。GAの場合にも進化の過程で探索解の性状が似通ってきてしまい、交叉によって他の可能性を探索することが困難となる場合がある。GA探索において個体の遺伝子パターンの多様性を維持する手法には各種の手法がある。その一例として、sharing⁽³²⁾と呼ばれる手法がGARPOSには組込まれている。これは、遺伝子パターンの類似した個体群は同じ局所解内での探索をしているものとしてグループ化し、各個体への評価点を同一グループ内にある個体数で除すことにより、探索解の偏りを防止する手法である。即ち、多勢に逆らって、新しい領域を探索している個体に関しては、その心意気をかけて評価点を高くすることで、生存の可能性を高くしている。

6. 結 言

遺伝アルゴリズムを用いた燃焼法探索と、GA探索に関わる諸問題について概説した。これまで、数値解析の目的は、現象に関する詳細な情報を得ることにあり、技術者はこの情報と個人の技術蓄積とに基づいて知恵を出し、技術開発を行ってきた。しかしながら、世の中の動きが速くなり、技術者が未知の分野においても優れた技術を探し出さなくてはならない機会が増えてくると、「計算機が、直接、解決方法を示してくれたら…」という気持ち湧いてくる。計算機が一定の解決法を提示してくれた後に、「なぜ、見出された解決方法が優れているのか？」を詳細に検討することによって、解の一般化も可能となろう。すなわち、「解決法探索→本質把握→一般化」という手順も、これまでの手順に加えて、有効なアプローチではないかと思われる。計算機科学の分野における最近の技術進歩は、このようなアプローチを現実的なものにしつつある。本稿で紹介した、GAによる燃焼方法探索もそのような試みの一つであるが、現在のところは初歩的な段階に過ぎない。今後、燃焼現象の多くの側面に対して有効な、燃焼工学と計算機科学とを融合した新たな技術分野の発展を期待したい。

参 考 文 献

- (1) Kee, R. J., Miller, J. A. and Jefferson, T. H., Sandia Report, SAND 80-8003,(1980)
- (2) Holland, J. H. *Adaptation in Natural and Artificial Systems*, (1975), The University of Michigan Press.
- (3) De Jong, K. A., *An Analysis of the Behavior of a Class of Genetic Adaptive Systems*. Doctoral Thesis,(1975), University of Michigan.
- (4) Goldberg, D. E., *Genetic Algorithms in Search, Optimization & Machine Learning*,(1989), Addison-Wesley.
- (5) Munakata, T., *Fundamentals of the New Artificial Intelligence*, (1998), Springer-Verlag.
- (6) 北野宏明編, 遺伝的アルゴリズム①, ②, ③, (1993), 産業図書
- (7) Fogarty, T. C., *Proceedings of the Third International Conference on Genetic Algorithms (ICGA 89)*,(1989), Morgan Kaufmann Publishers, Inc., p. 104
- (8) Fisher, K. A., *Genetic Algorithms in Engineering Systems: Innovations and Applications*., Conference Publication No. 414, (1995), IEE, p. 18
- (9) Chipperfield, A. J. and Fleming, P. J., *Genetic Algorithms in Engineering Systems: Innovations and Applications*., Conference Publication No. 414,(1995), IEE., p. 214
- (10) Chipperfield, A. J. and Fleming, P. J., *Genetic Algorithms in Engineering Systems: Innovations and Applications*., Conference Publication No. 446,(1997), IEE., p. 357
- (11) Polifke, W., Geng, W. and Doebbeling, K., *Combust. Flame*., 113, 1,(1998), p. 119
- (12) Homma, R. and Chen, J.-Y., *Proceedings of Combust. Inst.*, 28, (2000), The Combustion Institute, p. 2483
- (13) Wang, Z. and Chen, J.-Y., *Journal of Geophysical Research*, 102,(1997), p. 12, 871
- (14) 本間, 第37回燃焼シンポジウム講演論文集, (1999), p. 481
- (15) 本間, 第38回燃焼シンポジウム講演論文集, (2000), p. 3
- (16) Homma, R. and Chen, J.-Y., *Second Asia-Pacific Conference on Combustion (ASPACC '99)*,(1999), p. 166
- (17) Miller, J. A. and Bowman, C. T., *Prog. in Energy and Combustion Science*, 15,(1989), p. 287
- (18) Bowman, C. T., Hanson, R. K., Gardiner, W. C., Lissanski, V., Frenklach, M., Goldberg, M., Smith, G. P., Crosley, D. R. and Golden, D. M.,(1995), *GRI-Mech 2. 11*, http://www.me.berkeley.edu/gri_mech/
- (19) Allen, M. T., Yetter, R. A. and Dryer, F. L., *Combust. Sci. and Tech.*, 109,(1997), p. 449
- (20) Hori, M., Matsunaga, N., Marinov, N., Pitz, W. and Westbrook, C., *Proceedings of Combust. Inst.*, 27,(1998), p.389
- (21) Hohn, C. and Reeves, C., *Proceedings of the Second International Conference on Neural Nets and Genetic Algorithms (ICANNGA 95)*, (1995), p. 214
- (22) Tanese, R., *Proceedings of the Third International Conference on Genetic Algorithms(ICGA 89)*,(1989), Morgan Kaufmann Publishers, Inc., p. 434
- (23) 廣安, 三木, 第4回最適化シンポジウム(OPTIS 2000)講演論文集, (2000), p. 305
- (24) Tate, D. and Smith, A., *Proceedings of the Fifth International Conference on Genetic Algorithms(ICGA 93)*,(1993), Morgan Kaufmann Publishers, Inc., p. 31
- (25) Reeves, C., *Proceedings of the Fifth International Conference on Genetic Algorithms(ICGA 93)*,(1993), Morgan Kaufmann Publishers, Inc., p. 92
- (26) Back, T., *Proceedings of the Fifth International Conference on Genetic Algorithms(ICGA 93)*,(1993), Morgan Kaufmann Publishers, Inc., p. 2
- (27) Powell, D. and Skolnick, M., *Proceedings of the Fifth International Conference on Genetic Algorithms(ICGA 93)*,(1993), Morgan Kaufmann Publishers, Inc., p. 424
- (28) Schoenauer, M. and Xanthakis, S., *Proceedings of the Fifth*

- International Conference on Genetic Algorithms(ICGA 93), (1993), Morgan Kaufmann Publishers, Inc., p. 573
- (29) Kowalczyk, R., *Genetic Algorithms in Engineering Systems : Innovations and Applications.*, Conference Publication No. 446, (1997), IEE., p. 191
- (30) Smith, A. and Tate, D., Proceedings of the Fifth International Conference on Genetic Algorithms(ICGA 93), (1993), Morgan Kaufmann Publishers, Inc., p. 499
- (31) Siedlecki, W. and Sklanski, J., Proceedings of the Third International Conference on Genetic Algorithms(ICGA 89), (1989), Morgan Kaufmann Publishers, Inc., p. 141
- (32) Deb, K. and Goldberg, D., Proceedings of the Third International Conference on Genetic Algorithms(ICGA 89), (1989), Morgan Kaufmann Publishers, Inc., p. 42

学会創立 30 周年記念事業記事

挨拶

学会創立 30 周年記念行事を終えて	酒井俊道……………421
創立 30 周年記念式典会長挨拶	柘植綾夫……………422

来賓祝辞

(祝電) 文部科学省研究振興局学術研究助成課	西阪 昇……………423
社団法人 日本機械学会	会長 伊東 誼……………423
社団法人 日本航空宇宙学会	会長 的川泰宣……………424
ターボ機械協会	会長 井上雅弘……………424
日本内燃機関連合会	副会長 大地昭生……………425
International Gas Turbine Institute, ASME	Chairman David C. Wisler……………426
International Advisory Committee, GTSJ	Prof. France A. E. Breugelmans……………426

海外学協会祝辞

Institution of Mechanical Engineers
Verein Deutscher Ingenieure
The Chinese Society of Engineering Thermophysics
Société Française Des Mécaniciens
Korean Fluid Machinery Association

報告

事業経過報告	酒井俊道・大田英輔……………429
功労賞・感謝状 (寄稿)	太田 有……………433
GT 学会のシニアパワーの活用	酒井逸朗……………434
功労賞を戴いて	佐々木正史……………434
功労賞を受賞して	西 亮……………434
創立 30 周年記念ガスタービン講演会	野崎 理……………435
写真集「日本のガスタービンの歩み」の発刊	渡辺紀徳……………436

特別講演

「航空エンジン開発の 10 年と将来への希望」	玉木貞一……………438
「ガスタービンの展望と期待」	
—その趣旨—	
CIMAC 大会にみるガスタービン技術の動向	秋葉雅史……………442
電気事業から期待するガスタービン	本間友博……………442
電気事業におけるガスタービンの役割	榑崎ゆう……………444
	福島 章……………446

〔挨拶〕

学会創立 30 周年記念行事を終えて

創立 30 周年記念事業実行委員長 酒井 俊道

本学会創立 30 周年を祝う記念行事が、平成 14 年 5 月 24 日(金)早稲田大学国際会議場井深大記念ホールにおいて、多数の出席者のもとでとり行なわれた。

30 周年記念の準備委員会(委員長早稲田大学大田英輔教授)は平成 12 年末に発足し、理事会、企画委員会、編集委員会および学術講演会委員会と連携して、複数の記念事業案について検討を重ねた。

委員会では、記念事業として記念出版をとりあげ、準備委員会の中に出版小委員会を設けて検討した結果、「日本のガスタービンの歩み」と題する記念写真集の出版を決めた。写真ならびに諸データは研究機関および企業から提出頂いた資料から、出版小委員会を選出した。この記念出版の監修は高田浩之元会長にお願いした。

30 周年記念行事としては、定期講演会が秋に行われることも配慮して、学術講演会委員会が主体となり、オーガナイズドセッション(記念講演、特別講演)を主とした記念講演会を企画した。

準備委員会および付属の小委員会による検討の結果、事業・行事の内容がほぼまとまった段階で、平成 13 年 11 月に準備委員会は数名の委員を加えた実行委員会に引き継がれた。

当日の行事は記念講演会に始まり、記念式典、特別講演会、祝賀パーティーと長時間に亘ったが、多くの参加者は終日参加しておられ、この催しを有意義なものにし

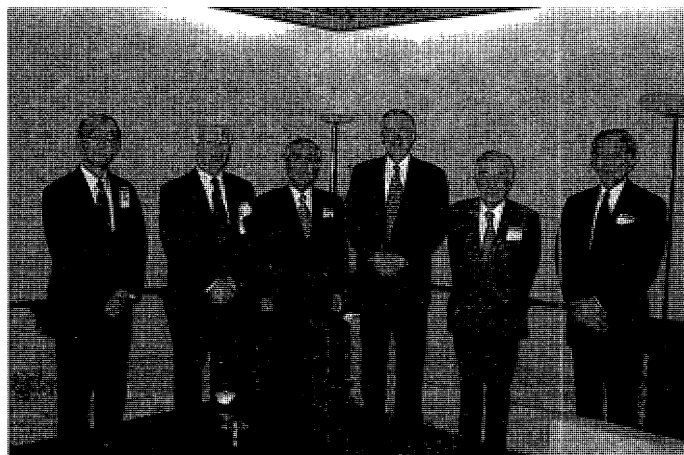
ていただけたものと思う。特別講演の内容は本誌をご参照頂きたい。

記念式典は柘植会長の挨拶に続き、この式典を祝うために、関係の深い国内外の学協会等から迎えた来賓、日本機械学会 伊東誼会長、日本航空宇宙学会 的川泰宣会長、ターボ機械協会 井上雅弘会長、日本内燃機関連合会 大地昭生副会長、ASME-IGTI Wisler 会長、IAC 委員 Breugelmans 教授より次々に丁重な祝辞と親密な激励の言葉を頂き、文部科学省および関連学会の IMechE, VDI, SFM, CSET, KFMA から文書で祝辞を頂いた。

また、会員の学会に対する貢献に謝意を表すために、32 名の方に功労賞が贈られた。さらに今回は、広告等により側面から学会運営に貢献していただいた 10 社の賛助会員に感謝状を贈呈した。

記念行事最後の祝賀パーティーは、会場を大隈ガーデンハウスに移して 200 人を超える参加者を得て行われたが、多くの元会長、若い会員、ご婦人たちも参加され、楽しく和やかな祝賀パーティーとなった。

本事業が高く評価され、行事が盛況裡に終了したことは、準備委員会委員長、幹事および委員の方々の努力によるものである事をご報告し、実行委員長のご挨拶とさせていただきます。



当日、海外よりの来賓と共に

(左端より、酒井実行委員長、Prof. Breugelmans、柘植会長、Dr. Wisler、大槻名誉会員、大田準備委員長)

〔挨拶〕

創立 30 周年記念式典会長挨拶

社団法人 日本ガスタービン学会 会長 柘植 綾夫

今年度、会長を拝命しております、柘植でございます。本日は、日本ガスタービン学会の30周年記念式典を、多数のご来賓のご臨席も賜り、かくも盛大に執り行う事が出来ます事、誠に喜ばしく思います。記念事業実行委員長の酒井先生をはじめ実行委員の皆様方に、心よりの御礼を申し上げます。

本学会は、皆様ご承知のように1971年のわが国最初の国際ガスタービン会議を契機に1972年6月に日本ガスタービン会議として発足いたしました。その後の実績を基に、1976年に文部省の認可により社団法人日本ガスタービン学会が誕生し、現在に至っております。

1972年発足当時、個人会員は600人でしたが、今年2002年には2100人となり、賛助会員も60社から130社となりました。

この発展は、ひとえにご臨席の皆様はじめ会員各位のご協力、また諸先輩の方々のご尽力、そして実際に学会の運営に当たってこられた皆様のご努力の賜物と深く感謝と敬意を表する次第でございます。

ガスタービンを代表とするターボ機械システムのこの30年の進展は、先輩方の血の滲むような努力の成果として、今日大きく花開き、国内はもとより世界に羽ばたき始めました。

おりしもガスタービン、ジェットエンジン、ターボチャージャを取り巻く環境は、地球環境問題に貢献する高効率化、低環境負荷への更なる要求や、規制緩和、自由化に伴う電力ビジネスモデルの多様化と各種分散配置型電源システムへのニーズの高まりなど、国内にとどまらず、世界においても激変しつつあります。

このような環境の変化に対応して、21世紀のガスタービンはあたかもカンブリア紀の生命多様化への爆発と似た、様々な進化と用途の多様化の時代に入っていくでしょう。

本学会の新たな10年も、このガスタービンの進化と用途の多様化を促すものでなければならぬと考えます。アカデミア側の会員、そして官と産業側の会員が従

来以上に協調して、従来の発想に囚われない進化の道を切り開こうではありませんか。

また、世界各国の研究者、技術者との交流と連携も益々、重要になります。

本日は、ASME-IGTI会長のDr. Wisler様とベルギーVKIのBreugelmanns先生のご臨席をいただき、さらには中国工程熱物理学会、フランス機械学会、英国機械学会、韓国流体機械協会、ならびにドイツ技術者協会からも御祝辞を頂きました。

この事は、本学会の30年の活動が世界からも評価されている証であることと喜ぶとともに、本学会の世界貢献の重要性が益々高まっていることを、会員の私達は自覚をせねばなりません。

それはとりもなおさず、二十一世紀における世界のエネルギー変換システムの主軸になろうとしているガスタービンとその様々な複合システムを進化させ、エネルギーの有効利用と地球環境問題改善へ貢献する事であり

本学会の新たな10年の活動が、以上申し上げた技術面からも、社会と世界への貢献面からも、益々充実したものである事を祈念して、会長挨拶と致します。



柘植会長より30周年を迎える挨拶

〔来賓祝辞〕

(祝電) 文部科学省研究振興局学術研究助成課長 西阪 昇

社団法人日本ガスタービン学会の創立30周年を心からお祝い申し上げます。ガスタービンに関する学術技術の進展に対する貴学会の多大な貢献に対し、深く敬意を

表しますとともに、今後の一層のご発展をお祈り致します。

社団法人 日本機械学会 会長 伊東 誼

本日ここに社団法人日本ガスタービン学会創立30周年記念式典をめでたく挙行されるにあたり、日本機械学会を代表してご祝辞を述べる機会を与えられましたことは、私にとりましてこの上ない光栄であり、心よりお慶びを申し上げる次第です。

貴学会は、日本ガスタービン会議として昭和47年に誕生し、昭和51年に社団法人日本ガスタービン学会として改組されました。爾来三十年にわたり、産業界および学界・官界との密接な連携のもとに、ガスタービン技術の発展と向上を目指して着実な成果を挙げられ、国際的にもきわめて大きな役割を果たして来られました。このことに対して衷心よりお慶びを申し上げますとともに、歴代会長の方々をはじめとする関係各位のご尽力に深甚なる敬意を表したいと存じます。

日本機械学会内にもガスタービンに関する委員会が設置されており、この分野の調査・研究に携わっており、貴学会とは国際ガスタービン会議を始めつねに緊密な協力関係を持ち、相携えてこの分野の発展に尽くしてまいりました。このことは、日本機械学会にとりましてこの上ない喜びであります。

さて、二十一世紀に入ってからエネルギー需要は世界的に着実な伸びが確実視されております。その技術的側面からは、諸種のシステムにおける要素機器類の高性能化、小型・軽量化への要求が従前にまして強まり、さらに加えて省エネルギー性と環境への負荷の提言が求められております。

このような状況の中で、ガスタービンに関わる技術は

それらのシステムにおけるコスト低減・性能向上・省資源・省エネルギーなど多様な要請に応じる上でのキーテクノロジーとして益々注目を集めつつあり、貴学会に対する諸方面からの期待も誠に大なるものがあります。

ものづくりに携わる学会として、日本機械学会は貴学会との協力関係をさらに深め、ガスタービン技術をはじめとする学術知識を相互に交流し、その技術のグローバルな展開に寄与していただきたいと願っております。

ところで今日、わが国の産業構造はおおきな転換の時に入り、新しい構造の模索がなされております。この変革の波は学術団体にも及んできております。日本機械学会もそれに対応するため、新たな組織への変貌を模索しておりますが、とりわけ、広く一般社会からも認知または理解され、さらに国際的にも発言力を持った学会を目指しています。これからの社会では、学会も技術者・研究者の内々の集まりにとどまることなく、国の科学技術政策・事故への事前警鐘や事後対策・法令規則の制定等に対して、専門家集団としての見解を積極的に発信していくことが求められていると思います。国の科学技術基本計画においてもようやく「学会」の役割が議論されるようになりました。この機をとらえ是非、今後とも日本ガスタービン学会と力を合わせ、学会に課せられた重大なる使命と責任を果たしていきたいと希望いたします。

終わりにあたり、二十一世紀における貴学会の益々のご隆盛を祈念し、併せて私ども日本機械学会に今後とも変わりなきご協力をお願い申し上げます。

〔来賓祝辞〕

(祝電) 文部科学省研究振興局学術研究助成課長 西阪 昇

社団法人日本ガスタービン学会の創立30周年を心からお祝い申し上げます。ガスタービンに関する学術技術の進展に対する貴学会の多大な貢献に対し、深く敬意を

表しますとともに、今後の一層のご発展をお祈り致します。

社団法人 日本機械学会 会長 伊東 誼

本日ここに社団法人日本ガスタービン学会創立30周年記念式典をめでたく挙行されるにあたり、日本機械学会を代表してご祝辞を述べる機会を与えられましたことは、私にとりましてこの上ない光栄であり、心よりお慶びを申し上げる次第です。

貴学会は、日本ガスタービン会議として昭和47年に誕生し、昭和51年に社団法人日本ガスタービン学会として改組されました。爾来三十年にわたり、産業界および学界・官界との密接な連携のもとに、ガスタービン技術の発展と向上を目指して着実な成果を挙げられ、国際的にもきわめて大きな役割を果たして来られました。このことに対して衷心よりお慶びを申し上げるとともに、歴代会長の方々をはじめとする関係各位のご尽力に深甚なる敬意を表したいと存じます。

日本機械学会内にもガスタービンに関する委員会が設置されており、この分野の調査・研究に携わっており、貴学会とは国際ガスタービン会議を始めつねに緊密な協力関係を持ち、相携えてこの分野の発展に尽くしてまいりました。このことは、日本機械学会にとりましてこの上ない喜びであります。

さて、二十一世紀に入ってからエネルギー需要は世界的に着実な伸びが確実視されております。その技術的側面からは、諸種のシステムにおける要素機器類の高性能化、小型・軽量化への要求が従前にまして強まり、さらに加えて省エネルギー性と環境への負荷の提言が求められております。

このような状況の中で、ガスタービンに関わる技術は

それらのシステムにおけるコスト低減・性能向上・省資源・省エネルギーなど多様な要請に応じる上でのキーテクノロジーとして益々注目を集めつつあり、貴学会に対する諸方面からの期待も誠に大なるものがあります。

ものづくりに携わる学会として、日本機械学会は貴学会との協力関係をさらに深め、ガスタービン技術をはじめとする学術知識を相互に交流し、その技術のグローバルな展開に寄与していただきたいと念願しております。

ところで今日、わが国の産業構造はおおきな転換の時に入り、新しい構造の模索がなされております。この変革の波は学術団体にも及んできております。日本機械学会もそれに対応するため、新たな組織への変貌を模索しておりますが、とりわけ、広く一般社会からも認知または理解され、さらに国際的にも発言力を持った学会を目指しています。これからの社会では、学会も技術者・研究者の内々の集まりにとどまることなく、国の科学技術政策・事故への事前警鐘や事後対策・法令規則の制定等に対して、専門家集団としての見解を積極的に発信していくことが求められていると思います。国の科学技術基本計画においてもようやく「学会」の役割が議論されるようになりました。この機をとらえ是非、今後とも日本ガスタービン学会と力を合わせ、学会に課せられた重大なる使命と責任を果たしていきたいと希望いたします。

終わりにあたり、二十一世紀における貴学会の益々のご隆盛を祈念し、併せて私ども日本機械学会に今後とも変わりなきご協力をお願い申し上げます。

〔来賓祝辞〕

社団法人 日本航空宇宙学会 会長 的川 泰宣

日本ガスタービン学会創立 30 周年記念式典に際し、心よりお祝いを申し上げます。

昭和 47 年に「日本ガスタービン会議」として発足されて以来、貴学会が、わが国のガスタービン、航空機用ジェットエンジンの研究・開発に中心的な役割を果たされるとともに、この分野の国際交流においても多大の貢献をされたことは、衆目の一致して認めるところであります。

宇宙分野での仕事においても、わが国固有の技術を研くことがなによりも大切と考えて努力した経過があります。過去を顧みますと、外国から輸入した部品が宇宙空間において不具合を起こした場合、ほとんどの場合に有耶無耶な解決に終わらざるを得なかったという経験を私たちは持っております。

宇宙技術においては、私の所属しております宇宙科学研究所の大型固体燃料ロケットや科学衛星・惑星探査機は、日本の自律の道を半世紀も前から歩んでおりますし、ご存知のとおり実用開発を標榜する宇宙開発事業団でも、血のにじむような努力を重ねて大型液体燃料ロケットの

国産化を果たしました。

これらの宇宙分野の努力は、親戚関係にある貴学会の活動が大きな刺激になったものであることは、言うまでもございません。同時に貴学会が国際交流の面で果たされた輝かしい成果は、自律と協力という二つの側面をバランスさせていくことが、現代日本の科学技術の進むべき方向であることを大いに示唆してくれました。宇宙においても、自主技術を基盤とした国際競争と国際協力は、今後わが国が堅持すべき大切な柱であります。

日本ガスタービン学会の創立 30 周年記念式典にあたり、この場をお借りして貴学会の日頃のご交誼とご支援に対し深甚の謝意を表するとともに、科学技術の発展を通じて国造りを進める同志として、日本航空宇宙学会との緊密な友好関係を保持していただくようお願いいたします。

終わりに、貴学会の次の 10 年の益々のご発展を祈念いたしまして、私の祝辞とさせていただきます。ご静聴を感謝いたします。

ターボ機械協会 会長 井上 雅弘

本日ここに、日本ガスタービン学会の創立 30 周年記念式典が挙行されるに当たり、ターボ機械協会の会員を代表してお祝いの言葉を申し述べさせていただく機会を得ましたことは、私にとって誠に光栄でありますとともに感無量でございます。と申しますのも（私事にわたり恐縮ですが）、貴学会設立の直接の原動力になったと承っております 1971 年 10 月の Tokyo Joint International Gas Turbine Conference and Product Show は、私が国際的に論文を発表した最初の学会でもあり、私のターボ機械に関する研究の原点でもあるからです。したがって、私は日本ガスタービン学会設立と同時に貴学会の会員となり、今日までずっと貴学会を利用させていただいております。

申すまでもなく、ガスタービンの主構成要素である圧縮機とタービンは、技術的に最も優れたターボ機械であり、それゆえに、ガスタービンの著しい発展は、あらゆるターボ機械の技術的發展に多大な波及的効果を及ぼしてきました。したがって、私に限らず貴学会に入会している当協会会員は非常に多く、当協会は、多方面にわたり直接的、間接的に貴学会の恩恵を受けて参りました。この点に対し、この席を借りまして、あらためて心より感謝と御礼の言葉を申し述べたいと思います。

さて、サステイナブル社会の構築が急がれる 21 世紀

において、エンジン用および発電用ガスタービンのさらなる高効率化、高信頼化、環境負荷軽減に対する社会の要請はますます強くなっています。ガスタービンには、WENET プロジェクトで提案されたゼロエミッションの大型発電用水素ガスタービン、分散型エネルギー供給の主役となりうるマイクロガスタービンや燃料電池とのハイブリッドガスタービン等々、環境保護問題やエネルギー資源問題を解決しうる新技術もたくさんあります。さらには、ロボットの局所動力源となりうる超マイクロガスタービンなど、若い技術者に夢を与える挑戦的テーマもあると思います。次世代のガスタービンに対する社会の期待は高まるばかりです。このような機に当たり、次世代ガスタービン用ターボ機械の開発は我々ターボ機械協会にとっても大きな関心事の一つであり、貴学会と一層の協力関係を強め、何らかの貢献ができればと願っている次第です。

我が国におけるガスタービンの今日の隆盛と確固たる地位を築かれた歴代日本ガスタービン学会会長をはじめとする会員諸先輩の努力に深く敬意を表しますとともに、日本ガスタービン学会のますますの発展をお祈りいたしまして、わたくしのお祝いの言葉といたします。

本日は本当におめでとうございました。

〔来賓祝辞〕

社団法人 日本航空宇宙学会 会長 的川 泰宣

日本ガスタービン学会創立 30 周年記念式典に際し、心よりお祝いを申し上げます。

昭和 47 年に「日本ガスタービン会議」として発足されて以来、貴学会が、わが国のガスタービン、航空機用ジェットエンジンの研究・開発に中心的な役割を果たされるとともに、この分野の国際交流においても多大の貢献をされたことは、衆目の一致して認めるところであります。

宇宙分野での仕事においても、わが国固有の技術を研くことがなによりも大切と考えて努力した経過があります。過去を顧みますと、外国から輸入した部品が宇宙空間において不具合を起こした場合、ほとんどの場合に有耶無耶な解決に終わらざるを得なかったという経験を私たちは持っております。

宇宙技術においては、私の所属しております宇宙科学研究所の大型固体燃料ロケットや科学衛星・惑星探査機は、日本の自律の道を半世紀も前から歩んでおりますし、ご存知のとおり実用開発を標榜する宇宙開発事業団でも、血のにじむような努力を重ねて大型液体燃料ロケットの

国産化を果たしました。

これらの宇宙分野の努力は、親戚関係にある貴学会の活動が大きな刺激になったものであることは、言うまでもございません。同時に貴学会が国際交流の面で果たされた輝かしい成果は、自律と協力という二つの側面をバランスさせていくことが、現代日本の科学技術の進むべき方向であることを大いに示唆してくれました。宇宙においても、自主技術を基盤とした国際競争と国際協力は、今後わが国が堅持すべき大切な柱であります。

日本ガスタービン学会の創立 30 周年記念式典にあたり、この場をお借りして貴学会の日頃のご交誼とご支援に対し深甚の謝意を表するとともに、科学技術の発展を通じて国造りを進める同志として、日本航空宇宙学会との緊密な友好関係を保持していただくようお願いいたします。

終わりに、貴学会の次の 10 年の益々のご発展を祈念いたしまして、私の祝辞とさせていただきます。ご静聴を感謝いたします。

ターボ機械協会 会長 井上 雅弘

本日ここに、日本ガスタービン学会の創立 30 周年記念式典が挙行されるに当たり、ターボ機械協会の会員を代表してお祝いの言葉を申し述べさせていただく機会を得ましたことは、私にとって誠に光栄でありますとともに感無量でございます。と申しますのも（私事にわたり恐縮ですが）、貴学会設立の直接の原動力になったと承っております 1971 年 10 月の Tokyo Joint International Gas Turbine Conference and Product Show は、私が国際的に論文を発表した最初の学会でもあり、私のターボ機械に関する研究の原点でもあるからです。したがって、私は日本ガスタービン学会設立と同時に貴学会の会員となり、今日までずっと貴学会を利用させていただいております。

申すまでもなく、ガスタービンの主構成要素である圧縮機とタービンは、技術的に最も優れたターボ機械であり、それゆえに、ガスタービンの著しい発展は、あらゆるターボ機械の技術的發展に多大な波及的効果を及ぼしてきました。したがって、私に限らず貴学会に入会している当協会会員は非常に多く、当協会は、多方面にわたり直接的、間接的に貴学会の恩恵を受けて参りました。この点に対し、この席を借りまして、あらためて心より感謝と御礼の言葉を申し述べたいと思います。

さて、サステイナブル社会の構築が急がれる 21 世紀

において、エンジン用および発電用ガスタービンのさらなる高効率化、高信頼化、環境負荷軽減に対する社会の要請はますます強くなっています。ガスタービンには、WENET プロジェクトで提案されたゼロエミッションの大型発電用水素ガスタービン、分散型エネルギー供給の主役となりうるマイクロガスタービンや燃料電池とのハイブリッドガスタービン等々、環境保護問題やエネルギー資源問題を解決しうる新技術もたくさんあります。さらには、ロボットの局所動力源となりうる超マイクロガスタービンなど、若い技術者に夢を与える挑戦的テーマもあると思います。次世代のガスタービンに対する社会の期待は高まるばかりです。このような機に当たり、次世代ガスタービン用ターボ機械の開発は我々ターボ機械協会にとっても大きな関心事の一つであり、貴学会と一層の協力関係を強め、何らかの貢献ができればと願っている次第です。

我が国におけるガスタービンの今日の隆盛と確固たる地位を築かれた歴代日本ガスタービン学会会長をはじめとする会員諸先輩の努力に深く敬意を表しますとともに、日本ガスタービン学会のますますの発展をお祈りいたしまして、わたくしのお祝いの言葉といたします。

本日は本当におめでとうございました。

〔来賓祝辞〕

日本内燃機関連合会 副会長 大地 昭生

〔会長 小宮山 邦彦 代理〕

ご紹介にあずかりました日本内燃機関連合会の大地です。

本来は会長の小宮山邦彦がここで祝辞を申し上げるべきですが、よんどころない事情で本日はここに出席できませんので、代りまして副会長の私が祝辞を述べさせていただきます。

本日ここに、社団法人日本ガスタービン学会設立三十周年記念式典が開催されるにあたり、日本内燃機関連合会を代表して、ひとこと祝辞を申し述べさせていただきます。

貴学会は、昭和47年の発足以来30年間の長きにわたり、きわめて活発な活動をされており、またこれまで7回の国際会議を開催されるなどして国際交流にも積極的に努められ、ガスタービン及び過給機関係の技術的進歩発展に大きく貢献されております。日本ガスタービン学会が、このように多くの関係者に支持されて、おおいに活気のある学会に発展し、今やこの分野での技術的中心団体として国内外で高く評価されるようになりましたことに對し、敬意を表するとともに心からお祝い申し上げます。

貴学会の設立以来、日本内燃機関連合会は貴学会と相互に団体会員として深いつながりを持っており、内燃機関の分野、特にガスタービン関係の分野では貴学会の活動と互いに補完しあう関係も持ちながら、活動しております。なかでも当会では、ガスタービンをはじめとする内燃機関の国際標準規格ISOの国内審議団体として、経済産業省及び日本規格協会のご指導のもとに、34年にわたりガスタービン関係のISO規格の作成に携わってきており、またISOをベースとする日本工業規格JISの原案作成団体でもあり、わが国のガスタービン関係の標準化事業を担うことで、ガスタービン関係産業に貢献するようにしております。

また、当会では48年前から、国際燃焼機関会議CI-MAC、いわゆる内燃機関関係産業の国際組織の日本代表機関であり、2から3年ごとの国際会議の開催、及び重点的なテーマに応じたワーキング・グループによる国際的な調査研究活動をとおして、内燃機関関係者に貢献しております。1977年に日本で最初に開催された第12回CIMAC東京大会では、貴学会の2回目の国際ガスタービン会議と、同じ会場を使用しての同時併催により開催いたしております。わが国での次のCIMAC大会は、2004年6月に京都の国立京都国際会館で、第24回大会を開催することで現在準備中であり、貴学会とも協力しながら進めていく所存です。当会の活動において、貴学会及び貴学会会員の方々に深くお世話になっておりますことに、ここにあらためてお礼申し上げるとともに、なお一層のご協力をお願いいたします。

最近、エネルギー利用の高効率化、地球環境保護と地球温暖化防止への方策などに対するニーズの高まりから、多様な燃料が使用でき低公害なガスタービン、及びコンバインドサイクル又はコージェネレーションとして高い効率を発揮するガスタービンプラントは、世界的にますますの増加と発展が期待できるものであります。一方、ピストンエンジンでは、高効率化と低公害化の面からも、過給機の重要性がさらに増してきております。このことは、貴学会の役割がますます重要になることを意味するものであり、このような時期に、日本ガスタービン学会が設立三十周年という記念すべき節目を迎えられ、かかる盛大な記念式典を行われますことは、きわめて意義深いものがあります。

ここに、日本ガスタービン学会のますますのご発展とご繁栄を心から祈念いたしまして、お祝いのご挨拶いたします。

〔来賓祝辞〕

International Gas Turbine Institute, ASME

Chairman Dr. David C. Wisler

Mr. President, distinguished guests and members of the Gas Turbine Society of Japan, I am very honored to be invited to attend this wonderful 30 year celebration.

The world was very different 30 years ago. For one thing, the color of my hair was dark brown. Wide body aircraft like the Boeing 747 were just entering airline service. Maximum jet engine thrust was 16,000 kg. The Gas Turbine Society of Japan was established.

Times have changed in 30 years. Engine technology has been advanced and maximum thrust levels have risen to an astounding 55,000 kg. The GTSJ has participated in this advancement.

I praise your efforts, vision and leadership in publishing papers and journals, holding conferences and seminars and being a technology resource for our in-

dustry.

The Gas Turbine Society of Japan represents the best tradition in engineering.

Something else has changed in the last 30 years, – the importance of international cooperation. I met with your leaders about such cooperation. As chair of the Board of Directors of the International Gas Turbine Institute of the ASME, I pledge to you,

– Full cooperation of IGTI to make your 8th Conference in Tokyo in Nov. 2003 a smashing success.

– Exploration of other areas of cooperation between our two great societies.

I wish you continued success.

Thank you

International Advisory Committee, GTSJ

Prof. Frans A. E. Breugelmans, VKI.

Mr. President and Former President of the Society, Mr. Chairman, Board and Members, Honored Guests, Ladies and Gentlemen,

It has been a very fortunate coincidence that made it possible to be present at this ceremony and present, as member of the IAC, my congratulations on the occasion of the 30th anniversary of the society. I am sure that the IAC members join me in this.

Since many years I had the honor to serve on your International Advisory Committee. It was a great pleasure to have many discussions and exchange of ideas with many of you, here in Japan or in Brussels.

It was done in the spirit of promoting international cooperation in science and technology as put forward by Th. Von Karman.

It is with great pleasure that we see the presence of Dr. Wisler and the intention of IGTI to reinforce the connection with GTSJ for the next conference. This may be very promising for the future, especially in

these difficult times for industry.

The 4 year cycle of the high quality conference allows to bring new developments, more time for reflection and preparation and technical quality. It also provides room for a limited number of new initiatives, if the society wishes to develop them.

The importance of the gas turbine industry in this country indicates that the society should take part in the cycle of gas turbine/turbomachinery conference organized around the world.

In this new century, it is expected that the Pacific region will become the most important one. Here is an opportunity for the society to develop the own conference in a way to obtain a nice balance between the initiatives in North America, Europe and Asia.

To conclude: May I wish the Society a successful series of conferences and developments in the next 30 years.

Thank you.

〔来賓祝辞〕

International Gas Turbine Institute, ASME

Chairman Dr. David C. Wisler

Mr. President, distinguished guests and members of the Gas Turbine Society of Japan, I am very honored to be invited to attend this wonderful 30 year celebration.

The world was very different 30 years ago. For one thing, the color of my hair was dark brown. Wide body aircraft like the Boeing 747 were just entering airline service. Maximum jet engine thrust was 16,000 kg. The Gas Turbine Society of Japan was established.

Times have changed in 30 years. Engine technology has been advanced and maximum thrust levels have risen to an astounding 55,000 kg. The GTSJ has participated in this advancement.

I praise your efforts, vision and leadership in publishing papers and journals, holding conferences and seminars and being a technology resource for our in-

dustry.

The Gas Turbine Society of Japan represents the best tradition in engineering.

Something else has changed in the last 30 years, – the importance of international cooperation. I met with your leaders about such cooperation. As chair of the Board of Directors of the International Gas Turbine Institute of the ASME, I pledge to you,

– Full cooperation of IGTI to make your 8th Conference in Tokyo in Nov. 2003 a smashing success.

– Exploration of other areas of cooperation between our two great societies.

I wish you continued success.

Thank you

International Advisory Committee, GTSJ

Prof. Frans A. E. Breugelmans, VKI.

Mr. President and Former President of the Society, Mr. Chairman, Board and Members, Honored Guests, Ladies and Gentlemen,

It has been a very fortunate coincidence that made it possible to be present at this ceremony and present, as member of the IAC, my congratulations on the occasion of the 30th anniversary of the society. I am sure that the IAC members join me in this.

Since many years I had the honor to serve on your International Advisory Committee. It was a great pleasure to have many discussions and exchange of ideas with many of you, here in Japan or in Brussels.

It was done in the spirit of promoting international cooperation in science and technology as put forward by Th. Von Karman.

It is with great pleasure that we see the presence of Dr. Wisler and the intention of IGTI to reinforce the connection with GTSJ for the next conference. This may be very promising for the future, especially in

these difficult times for industry.

The 4 year cycle of the high quality conference allows to bring new developments, more time for reflection and preparation and technical quality. It also provides room for a limited number of new initiatives, if the society wishes to develop them.

The importance of the gas turbine industry in this country indicates that the society should take part in the cycle of gas turbine/turbomachinery conference organized around the world.

In this new century, it is expected that the Pacific region will become the most important one. Here is an opportunity for the society to develop the own conference in a way to obtain a nice balance between the initiatives in North America, Europe and Asia.

To conclude: May I wish the Society a successful series of conferences and developments in the next 30 years.

Thank you.

〔海外学協会祝辞〕

Institution of Mechanical Engineers

Professor Toshimichi Sakai,

Thank you for your letter of 11th March. I would like to reiterate the IMechE is very much looking forward to working closely with you on the arrangements for IGTC to be held in 2003.

I am also very pleased to hear that the Gas Turbine Society of Japan will be celebrating its 30th Anniversary on 24th May and, on behalf of the Council of

the Institution of Mechanical Engineers, I hope that you can accept our congratulations on reaching this momentous occasion. Every good wish for continuing success – here's to the next 30 years !

Yours sincerely,

Sir Michael Moore
Director General
IMechE

Verein Deutscher Ingenieure

Dear Professor Sakai,

The conferences set up by GTSJ are amongst the most important international forums for innovation in the field of gas turbines and turbine-type machines. They are comparable with the ASME and European Turbomachinery conferences and in the Pacific Rim area act as a supplement to them. It is a wise and courageous decision of the GTSJ organizers to hold the conference only every four years since substantial advances may be made in the intervals between conferences. The excellent high standard of the entire conference is attributable, among other things, to this strategy. The GTSJ conference serves to bring together the interests of industry and the universities. For German researchers it is always a high honour to be admitted to the conference following a peer referee procedure. In past years this conference has been the cause of an intensive interchange of knowledge and expertise between Japan and Germany. During the course of collaboration a great deal of personal esteem

and many friendships have developed between the Japanese and German researchers.

In cooperation between the universities this has resulted in the exchange of students, assistants and professors. It is pleasant to see how this has permitted young people in particular help each other deepen their cultural and technical knowledge of their respective countries. Both the GTSJ and the VDI deserve great thanks for bringing together the scientists and engineers working in this technical field. This is one of the most important investments there can be in our common future. Major and challenging global demands for an efficient and environmentally sensible use of energy can only be met by international cooperation amongst the next generations of scientists.

Dr. -Ing. Ernst-Günter Hencke
Geschäftsführer
VDI-Gesellschaft Energietechnik

〔海外学協会祝辞〕

Institution of Mechanical Engineers

Professor Toshimichi Sakai,

Thank you for your letter of 11th March. I would like to reiterate the IMechE is very much looking forward to working closely with you on the arrangements for IGTC to be held in 2003.

I am also very pleased to hear that the Gas Turbine Society of Japan will be celebrating its 30th Anniversary on 24th May and, on behalf of the Council of

the Institution of Mechanical Engineers, I hope that you can accept our congratulations on reaching this momentous occasion. Every good wish for continuing success – here's to the next 30 years !

Yours sincerely,

Sir Michael Moore
Director General
IMechE

Verein Deutscher Ingenieure

Dear Professor Sakai,

The conferences set up by GTSJ are amongst the most important international forums for innovation in the field of gas turbines and turbine-type machines. They are comparable with the ASME and European Turbomachinery conferences and in the Pacific Rim area act as a supplement to them. It is a wise and courageous decision of the GTSJ organizers to hold the conference only every four years since substantial advances may be made in the intervals between conferences. The excellent high standard of the entire conference is attributable, among other things, to this strategy. The GTSJ conference serves to bring together the interests of industry and the universities. For German researchers it is always a high honour to be admitted to the conference following a peer referee procedure. In past years this conference has been the cause of an intensive interchange of knowledge and expertise between Japan and Germany. During the course of collaboration a great deal of personal esteem

and many friendships have developed between the Japanese and German researchers.

In cooperation between the universities this has resulted in the exchange of students, assistants and professors. It is pleasant to see how this has permitted young people in particular help each other deepen their cultural and technical knowledge of their respective countries. Both the GTSJ and the VDI deserve great thanks for bringing together the scientists and engineers working in this technical field. This is one of the most important investments there can be in our common future. Major and challenging global demands for an efficient and environmentally sensible use of energy can only be met by international cooperation amongst the next generations of scientists.

Dr. -Ing. Ernst-Günter Hencke
Geschäftsführer
VDI-Gesellschaft Energietechnik

The Chinese Society of Engineering Thermophysics

Dear Prof. Toshimichi Sakai,

On the occasion of the 30th anniversary of Gas Turbine Society of Japan, please accept our heartiest congratulations. In the past thirty years, Gas Turbine Society of Japan made great contributions to the economic development and social progress, and played positive role in promoting scientific and technological cooperation and friendly exchanges between Japan and China. With the rapid development of high

technology in the world, the technology cooperation is booming among countries and societies. May the academic connections between our Societies continue to develop in the future !

Wish you every success with this meeting.

Cai Ruixian, Chairman

Xu Jianzhong, Vice-Chairman

The Chinese Society of Engineering Thermophysics

Société Française Des Mécaniciens

Dear Professor and Colleague,

It is already 10 years that S. F. M. had the pleasure to congratulate GTSJ for its 20th anniversary and there we are at your 30th anniversary of existence.

During all these years GTSJ has achieved much work on international conference and co-operations and we really appreciate very much the work you are doing and the impact of GTSJ on the field of Turbo-machinery.

As far as S. F. M. is concerned we have 17 years of work done together and I would like to thank you for being associated in your International Congresses IGTC.

I assure you that S. F. M. is ready to participate in the announcement of any meeting you are organizing

and which should have an international participation and again I say,

Heureux anniversaire à la Société Japonaise de Turbine à Gaz

Please give our best regards to the members of your Society we had the pleasure to meet in the past and if any of them wishes to visit us, he will always be welcome.

Best regards and happy birthday

Yours sincerely

President Jean Rastoin

Société Française Des Mécaniciens

Korean Fluid Machinery Association

Dear Professor Sakai,

On behalf of Korean Fluid Machinery Association (KFMA), I congratulate your Gas Turbine Society of Japan on its 30th anniversary. I'm very pleased to have a chance to collaborate with GTSJ for the coming IGTC '03 and I wish your society a great success in the congress. I also wish even closer partnership

between GTSJ and KFMA in the future.

Again, congratulations on your big anniversary.

With best regards,

Shin-Hyoung Kang, President

Korean Fluid Machinery Association

The Chinese Society of Engineering Thermophysics

Dear Prof. Toshimichi Sakai,

On the occasion of the 30th anniversary of Gas Turbine Society of Japan, please accept our heartiest congratulations. In the past thirty years, Gas Turbine Society of Japan made great contributions to the economic development and social progress, and played positive role in promoting scientific and technological cooperation and friendly exchanges between Japan and China. With the rapid development of high

technology in the world, the technology cooperation is booming among countries and societies. May the academic connections between our Societies continue to develop in the future !

Wish you every success with this meeting.

Cai Ruixian, Chairman

Xu Jianzhong, Vice-Chairman

The Chinese Society of Engineering Thermophysics

Société Française Des Mécaniciens

Dear Professor and Colleague,

It is already 10 years that S. F. M. had the pleasure to congratulate GTSJ for its 20th anniversary and there we are at your 30th anniversary of existence.

During all these years GTSJ has achieved much work on international conference and co-operations and we really appreciate very much the work you are doing and the impact of GTSJ on the field of Turbo-machinery.

As far as S. F. M. is concerned we have 17 years of work done together and I would like to thank you for being associated in your International Congresses IGTC.

I assure you that S. F. M. is ready to participate in the announcement of any meeting you are organizing

and which should have an international participation and again I say,

Heureux anniversaire à la Société Japonaise de Turbine à Gaz

Please give our best regards to the members of your Society we had the pleasure to meet in the past and if any of them wishes to visit us, he will always be welcome.

Best regards and happy birthday

Yours sincerely

President Jean Rastoin

Société Française Des Mécaniciens

Korean Fluid Machinery Association

Dear Professor Sakai,

On behalf of Korean Fluid Machinery Association (KFMA), I congratulate your Gas Turbine Society of Japan on its 30th anniversary. I'm very pleased to have a chance to collaborate with GTSJ for the coming IGTC '03 and I wish your society a great success in the congress. I also wish even closer partnership

between GTSJ and KFMA in the future.

Again, congratulations on your big anniversary.

With best regards,

Shin-Hyoung Kang, President

Korean Fluid Machinery Association

The Chinese Society of Engineering Thermophysics

Dear Prof. Toshimichi Sakai,

On the occasion of the 30th anniversary of Gas Turbine Society of Japan, please accept our heartiest congratulations. In the past thirty years, Gas Turbine Society of Japan made great contributions to the economic development and social progress, and played positive role in promoting scientific and technological cooperation and friendly exchanges between Japan and China. With the rapid development of high

technology in the world, the technology cooperation is booming among countries and societies. May the academic connections between our Societies continue to develop in the future !

Wish you every success with this meeting.

Cai Ruixian, Chairman

Xu Jianzhong, Vice-Chairman

The Chinese Society of Engineering Thermophysics

Société Française Des Mécaniciens

Dear Professor and Colleague,

It is already 10 years that S. F. M. had the pleasure to congratulate GTSJ for its 20th anniversary and there we are at your 30th anniversary of existence.

During all these years GTSJ has achieved much work on international conference and co-operations and we really appreciate very much the work you are doing and the impact of GTSJ on the field of Turbo-machinery.

As far as S. F. M. is concerned we have 17 years of work done together and I would like to thank you for being associated in your International Congresses IGTC.

I assure you that S. F. M. is ready to participate in the announcement of any meeting you are organizing

and which should have an international participation and again I say,

Heureux anniversaire à la Société Japonaise de Turbine à Gaz

Please give our best regards to the members of your Society we had the pleasure to meet in the past and if any of them wishes to visit us, he will always be welcome.

Best regards and happy birthday

Yours sincerely

President Jean Rastoin

Société Française Des Mécaniciens

Korean Fluid Machinery Association

Dear Professor Sakai,

On behalf of Korean Fluid Machinery Association (KFMA), I congratulate your Gas Turbine Society of Japan on its 30th anniversary. I'm very pleased to have a chance to collaborate with GTSJ for the coming IGTC '03 and I wish your society a great success in the congress. I also wish even closer partnership

between GTSJ and KFMA in the future.

Again, congratulations on your big anniversary.

With best regards,

Shin-Hyoung Kang, President

Korean Fluid Machinery Association

〔報告〕

日本ガスタービン学会創立 30 周年事業経過報告

創立 30 周年記念事業実行委員会委員長 酒井 俊道
同 準備委員会委員長 大田 英輔

1. まえがき〈30 周年までのあゆみ〉

日本ガスタービン学会の前身である日本ガスタービン会議が 1972 年 6 月（昭和 47 年）に結成された。本学会の創立はここに遡るものであり、その経緯は、学会の活動と共に、「社団法人日本ガスタービン学会 25 年史」（1997 年 3 月発行）に詳しくまとめられている。

我が国初のガスタービンに関する国際会議「1971 国際ガスタービン会議東京大会」が日本機械学会と米国機械学会ガスタービン部門により共同開催されたが、それは我が国の産学のガスタービン関係者が一致協力した成果でもあり、同時に一堂に会する絶好の機会でもあった。それを契機として、この日本ガスタービン会議が組織化されることになった。そして、その草創期 4 年間の組織の強化、運営方法の模索、事業規模の拡大の期間を経て、1976 年（昭和 51 年）に文部省管轄下の公益法人として社団法人日本ガスタービン学会が認可発足し、以来、ガスタービンとターボチャージャに関する専門学会として活動を展開してきた。

会議発足時の会員規模は、個人会員 550 名、維持会員 32 社であったが、設立 20 周年の 1992 年（平成 4 年）10 月には、正会員 1691 名、学生会員 42 名、賛助会員 149 社と成長し、この 30 周年にあたる 2002 年（平成 14 年）6 月では、個人会員は 2000 を超えて 2061 名、学生会員 79 名、賛助会員 129 社となり、正会員の構成も 3 世代にわたるものとなっている。学会誌の発行も当初の年 4 回から 6 回に増え、セミナー、シンポジウム、特別講座、見学会などの企画に加えて、学生会員や若手会員を対象とする教育シンポジウムも好評に回を重ねている。学術講演会は、当初の春季一回から、春秋 2 回の開催となったが、今年度より秋に開催する定期講演会に集約された。ガスタービン生産統計資料集も豊富なデータを蓄積し、各種の調査研究報告も多数にのぼっている。

本学会の生みの親でもあり、学会の主要な国際的業績ともなっている「国際ガスタービン会議 IGTC」は来年 2003 年に第 8 回の開催を迎えることになる。第 6 回の折に発足した International Advisory Committee のメンバーも 9 カ国 24 名になり、この国際会議の発展に協力を得ている。一時期中断されていた ASME-IGTI からの協力もこの第 8 回には新たな形で復活することになった。

ガスタービン産業の発展や、HYPR, CGT, WENET

原稿受付 2002 年 8 月 29 日

などの大型国家プロジェクトの展開が、陰に陽に学会の活動を刺激してきたともいえる。設立 10 周年は 1982 年（昭和 57 年）6 月に円城寺一実行委員長の下に機械振興会館で開催され（学会誌第 10 巻 37 号「学会設立 10 周年記念特別号」参照）、設立 20 周年は 1992 年（平成 4 年）6 月に平山直道実行委員長のもとで開催された（学会誌第 20 巻第 79 号「学会設立 20 周年記念特別号」参照）。それらは、ガスタービンとターボチャージャに関する技術や学術が目覚ましく発展しつつある背景での開催でもあった。

しかし、ここ数年社会的背景と動向がかなり変わってきているようである。学会の活動も積極的に分野を広げ、総合エネルギーの政策の影響をも受け止めるような次世代への展開が迫られるであろう。このような変化が感じられる 30 周年に際し、比較的若い委員と記念事業の在り方を種々に議論し、新たに、「技術の伝承から転換・飛躍へ」という意識のもとに、記念事業を準備し、実行委員会を構成した。以下に準備経過、記念講演会、記念式典、特別講演、記念パーティーについて報告する。

2. 準備経過

2.1 30 周年記念事業準備委員会

2000 年（平成 12 年）10 月に伊藤源嗣会長より、30 周年記念事業について、記念論文集、学会誌特集号、初学者向けの専門書の出版などを含む内容を検討する旨の委嘱があった。これを受け、3 名の幹事体制で、総務理事、編集理事、企画理事に学術講演会委員長および国際交流委員長を加えて、30 周年記念事業準備委員会（委員長大田英輔君）を発足させ、2001 年 4 月より下記の検討に入った。

- (1) ガスタービン初学者のための専門書出版
- (2) ガスタービン図集・写真集の出版
- (3) ユーザーや若手会員の研究教育を支援する事業
- (4) 30 周年記念行事の実施、表彰と特別講演

特集号については、編集委員会の意向に一任し、(1)と(2)について、学術書出版小委員会（委員長渡辺紀徳君）を設置して検討を行った。教育専門書出版については、企画委員会によるガスタービン教育シンポジウム配布資料を集大成する提案であり、同委員会の意見調整と出版に適した形で整える必要があり、後日の検討事項に残した。そこで、出版小委員会は、記念式典の当日の完成を目標に、「我が国で研究・開発または生産されたガスタービンとそのシステムおよびターボチャージャ」の写真を取

表1 創立30周年記念行事次第

社団法人日本ガスタービン学会創立三十周年 記念ガスタービン講演会 九時十五分より十四時三十分	
記念式典	十四時四十五分より十五時五十分
一、実行委員長挨拶	前会長 酒井 俊道 君
一、会長挨拶	会 長 拓植 綾夫 君
一、来賓祝辞	日本機械学会会長 伊東 誼 殿
	日本航空宇宙学会会長 的川 泰宣 殿
	ターボ機械協会会長 井上 雅弘 殿
	日本内燃機関連合会副会長 大地 昭生 殿
	ASME-IGTI会長 DrDavid C Wisler
	IAC Prof. Frans A.E. Breugelmans
一、海外学協会祝辞披露	
一、功労者紹介	
一、賛助会員感謝状贈呈	
一、記念写真集の紹介	編集委員長 渡辺 紀徳 君
特別講演	十六時より十八時三十分
一、「航空エンジン開発の十年と将来への展望」	石川島播磨重工業株式会社 玉木 貞一 殿
一、「ガスタービンの展望と期待」	特別司会 秋葉 雅史 殿
	「CI MAC大会にみるガスタービン技術の動向」 元東芝 CI MAC元副会長 本間 友博 殿
	「電力事業から期待するガスタービン」 東京電力株式会社 榑崎 ゆう 殿
	「電気事業法におけるガスタービンの役割」 経済産業省 原子力安全・保安院 福島 章 殿
祝賀パーティー	十八時四十五分より
於、大隈ガーデンハウス	

集し、代表的な機種について日本ガスタービン学会30周年記念写真集として刊行頒布することに力を傾注することとなった。産業界や学界でも世代交代が進むなかで、貴重な資料を温存し、写真で見る歴史と成果を学会内外に広報する意義を持つ企画である。詳細は別掲記事を参照されたい。

(3)の研究教育支援については、理事会の賛同を得ており、その萌芽的活動が一部関係者のもとでなされているが、学会事業の段階には至っていない。

30周年事業記念行事については、以下のように実施することを検討し、具体的な準備作業を行った。

- (1) 開催日を2002年5月24日、会場を早稲田大学国際会議場に予定した。
- (2) 記念講演会、記念式典ならびに特別講演会と祝賀パーティーを企画する。
- (3) 記念講演会：定期講演会が秋に開催されることになったことから、独立に30周年の記念講演会と位置付け、学術講演会委員会が中心となって、オーガナイズドセッションおよびスチューデントセッションを企画する。
- (4) 記念式典来賓挨拶：国内の関連学協会から会長挨拶を受け、海外学協会には国際交流委員会から祝辞の送付を依頼する。
- (5) 記念表彰：20周年に設置された功労賞について、その後の候補者を調査し、理事会に推薦する。評価点数制を検討する。また、功績が特に顕著な個人会員に対する表彰、賛助会員に対する特別な表彰を検討し、その資料を準備する。
- (6) 特別講演：航空エンジンシステムに関する特別講演と、小型分散電源と集中電力に関するパネル討論を検討した。後者については、オーガナイザ(秋葉雅史君)と打ち合わせ、時間的制約から官庁、

ユーザーおよび国際機関の関係者による3件の連続小講演で構成することとした。

- (7) 国際交流委員会より、2003年国際会議とも関連して、ASME-IGTI会長 Wisler 氏や IAC メンバーを招聘し講演を依頼してはどうかとの提案がなされた。外部補助金の申請や時間割り調整などを考えて、前向きに検討することとした。

以上、6回の準備委員会を経て事業の大枠を整え、実行委員会の発足を理事会に提案した。

2.2 30周年記念事業実行委員会

2001年(平成13年)11月に入り、酒井俊道会長を委員長として、準備委員会委員長、幹事および委員を留任し、顧問委員3名と関係理事2名を加えて実行委員会が発足した。

開催日(5月24日)と会場(早稲田大学国際会議場)を確認し、記念写真集の開催当日頒布へ向けての編集状況を逐次審議し、当日全体プログラム、記念講演会プログラム、来賓学協会および特別講演の最終決定を行った。それらの結果を表1および表2に当日次第表として示しておく。

Wisler 氏の招聘については、外部の助成を得るに至らなかったが、それまでの打合わせ経緯を配慮して、学会の実費負担で招聘し、国際交流委員会が対応することが理事会で承認された。記念行事当日の特別講演は時間配分上難しく、別途に関連講演を設けた。式典では、来日中の IAC メンバーである Breugelmans 教授 (VKI) とともに、来賓挨拶を受けることとした。

記念表彰のうち、功労賞については32名の会員を推薦し、賛助会員表彰については10社に感謝状を贈ることを理事会に答申した。別掲の名簿を参照されたい。

功績顕著な個人会員の表彰については、名誉会員の位置付けにも関係する結果となり、見送ることとした。

表2 30周年記念ガスタービン講演会プログラム

時間	第1室	第2室	第3室
9:15 ～ 10:30	オーガナイズドセッション 『技術伝承』 オーガナイザ：渡辺紀徳君(東大) 船崎健一君(岩大) 2件		オーガナイズドセッション 『技術動向・展望(システム)』 オーガナイザ：壹岐典彦君(産総研) 3件
10:40 ～ 12:00	学生セッション 空力Ⅰ 座長：野崎 理君(航技研) 4件	学生セッション 空力Ⅱ 座長：園田豊隆君(本田技研) 4件	学生セッション 燃焼・燃焼器 座長：岩井保憲君(東芝) 4件
昼休み：1時間 15分			
13:15 ～ 14:30	オーガナイズドセッション 『ガスタービンの運用と実績』 オーガナイザ：荒木達雄君(武工大) 3件		オーガナイズドセッション 『技術動向・展望(要素)』 オーガナイザ：児玉秀和君(IHI) 3件

以上、4回の実行委員会を経て当日を迎え、写真集の会場頒布と共に全行事を滞りなく終えた。

[委員会構成] 敬称略

委員長：酒井俊道(実行)、大田英輔(準備)

幹事：渡辺紀徳、山本 誠、太田 有

委員：川口 修(総務理事)、和泉敦彦(編集理事)、
遠藤征紀(企画理事)、塚越敬三(総務理事)、
平岡克英(編集理事)、野崎 理(学術講演)、
西澤敏雄(国際交流)

顧問：高田浩之、有賀一郎、青木千明

関連参加：毛利邦彦(編集理事)、水木新平(総務理事)、
長島利夫(国際交流)、榎本俊治(国際交流)
(創立30周年準備委員会委員長 大田英輔)



柘植会長より賛助会員へ感謝状が贈られる

3. 記念講演会

学術講演会委員会および記念事業準備・実行委員会の共同でオーガナイズドセッションの構成を検討し、「技術伝承」、「技術動向・展望(システム)」、「技術動向・展望(要素)」および「ガスタービンの運用と実績」の4セッションを設定した。あわせて、空力と燃焼・燃焼器に関する3つの学生セッションを設けた。各セッションのオーガナイザ、講演件数などに関しては、表3を参照されたい。

また、講演会当日の状況、および詳細については、別掲の記事として報告されている。

4. 記念式典

記念講演会を終え、暫時休憩の後、会場を国際会議場1階の井深記念ホールに移して水木総務理事の司会で記念式典が始められた。

まず、酒井俊道実行委員長より、ガスタービン学会の歴史に触れ、30年の経過を記念するこの記念事業について準備委員会および実行委員会での活動の概要が述べられた。ついで、柘植綾夫会長より、学会の現状、ガスタービンとターボ機械の進展、さらに近年に見られる環境の激変が述べられ、産学協調して海外学協会との協力の下で、今後10年の技術と社会への貢献を願う挨拶があった。

来賓挨拶に先立ち、水木新平君より、文部科学省研究振興局研究助成課長より寄せられた祝電が披露された。

日本機械学会伊東誼会長からは、ガスタービン学会の業績に対する敬意と共に長年にわたる協力関係を確認し、国の科学技術と政策に力を合わせて貢献する希望が述べられた。日本航空宇宙学会の的川泰宣会長からは、洒脱な前置きにつき、航空エンジン技術の発展に欠くことの出来ない両学会の協力関係がさらに発展することを期待する挨拶を受けた。ターボ機械協会井上雅弘会長の挨拶では、本学会会員としての立場からも、ガスタービンとターボ機械の新しい技術と利用の開発をめぐり一層の協力関係を強める期待が述べられた。

引き続き、日本内燃機関連合会副会長の大地昭夫氏から、30年に亘る活動への祝辞が述べられ、ガスタービンと内燃機関に関する標準規格の審議団体、またCI-MAC日本代表機関としての立場から、社会が必要とする新技術への一層の貢献を期待する挨拶があった。

司会者が西澤敏雄君に交代し、ASME-IGTI会長のDr. WislerおよびIACのProf. Breugelmansが紹介され、それぞれから、英語による祝辞を受けた。Wisler氏からは、この30年間のエンジン性能レベルの向上に触れた学会活動への賛辞と共に、2003年国際会議への全面的な協力や他の部分での協力関係を模索することの意義が述べられた。VKI名誉教授のBreugelmans氏からは、Von Karman研究所の国際協力の精神にのっとり、長らくIACメンバーとして国際会議「IGTC」に参加してきた立場から、北米、欧州、アジアの中でうまくバランスをとって先導し、独自の国際会議を主催する学会として



水町長生元会長名誉会員より乾杯の挨拶



祝賀パーティーでの懇親風景

機能すべきことの意義が述べられた。来賓挨拶の締めくくりとして、司会者より、海外学協会より寄せられた祝辞が披露された。英国 IMechE, ドイツ VDI, 中国熱工程物学会, フランス SFM, 韓国流体機械協会から送られた原文をこの30周年報告記事の冒頭に掲載しておく。

表彰に移り、司会者水木新平君より、功労賞を、配布名簿の32名の会員に贈ることが報告された。賛助会員への感謝状は、柘植会長より壇上で直接に各社代表者に手渡された。

記念式典の締めくくりとして、出版小委員会委員長の渡辺紀徳君より、30周年記念写真集「日本のガスタービンの歩み」の発刊に至る経過と内容が報告され、多方面からの関心が得られるよう希望が述べられた。

5. 特別講演

30周年記念式典の特別講演会は、井深記念大ホールにおいて、午後4時から6時30分まで執り行われた。記念事業実行委員会では当初より、航空用ガスタービンと発電用ガスタービンについて講演をお願いすることで、様々な形式と内容を想定して検討を進めた。その結果、航空用については石川島播磨重工業の玉木貞一氏に、「航空エンジン開発の10年と将来への展望」という題目で、学会20周年以降10年間の民間エンジンを中心とする技術動向を総括的にまとめ、更に今後の予想される展開および課題について言及して頂くこととした。当日の講演では、特に今後要求される技術項目や、将来的な技術課題について広範な内容の紹介があり、価値の高い講演を頂くことができた。また、発電用ガスタービンについては、当初パネル・ディスカッションなどの形式も検討されたが、最終的には本会名誉会員の秋葉雅史氏にオーガナイザをお願いし、3名の講師によるシリーズ講演で、今後の発電用ガスタービンの展望をお話いただくことになった。シリーズ全体の題目は「ガスタービンの展望と期待」とし、東京電力の檜崎ゆう氏による「電力事業から期待するガスタービン」、東芝の本間友博氏による「CIMAC大会にみるガスタービン技術の動向」、経済産業省原子力安全・保安院の福島章氏による「電気事業法におけるガスタービンの役割」という3つのご講演をお

願いした。電力供給の視点からガスタービン技術の現状と動向がまとめて紹介されると共に、法規・規制の面の動向が理解でき、貴重な講演であった。

講演のそれぞれの内容については、別に紹介記事が掲載されているので、ご参照いただくと幸いである。

会場では名誉会員諸氏から学生まで、広い年齢層にわたる参加者が150名ほど集まり、最後まで熱心に講演に耳を傾けて、活況を呈した。今後もある程度の間隔を置いてこのような講演が企画できると、会員にとって意義の深い活動となると思われる。一方で、技術動向や市場動向の予測などについて、講演と討論によって深く分析が行われるような機会も貴重かと考えられる。記念事業準備委員会でもこのような企画が提案・検討されたが、実現には到らなかった。将来に期待したい。

(創立30周年実行委員会幹事 渡辺紀徳)

6. 祝賀パーティー

折からのわか雨も上がり日も暮れかけた18時45分、30周年記念事業の締めくくりとして、大隈ガーデンハウスにおいて立食形式の祝賀パーティーが催された。会場に参集された方々は、歴代会長と名誉会員をはじめ、会員諸氏、Wisler氏(IGTI)、IACのBreugelmans教授(VKI)、招待のご婦人方、学生、学会事務局員など合わせて211名という多数にのぼり、立錫の余地もないほどの大盛況となった。柘植綾夫会長の挨拶、最長老の水町長生元会長の乾杯によりスタートしたパーティーは、そここに懇談・議論の輪が広がり、料理やアルコールを忘れさせるほど話に熱中される方が多数見受けられた。19時過ぎからは、佐藤豪元会長、高田浩之元会長、松木正勝元会長、そして途中で駆け付けられた稲葉興作元会長の順に、学会発足当時のいろいろな思い出・エピソード、ガスタービンの置かれている現状・将来への抱負、30周年記念写真集の発刊・監修に際しての苦労話や感想など様々なお話をいただき、それぞれに個性あふれユーモアに包まれたスピーチに会場から大きな歓声、拍手が湧き上がった。20時を過ぎた頃、今年度の富山での学術講演会について野崎理委員長より、また来年度東京で開催予定の国際会議について川口修実行委員長よ

り紹介があり、30周年を祝いつつも40周年へ向けての活動が粛々と進んでいることを実感させられた。20時20分、大田英輔副会長から閉会の挨拶があり、惜しまれつつも、中締め・流れ解散となった。柘植会長より、日頃の労をねぎらって、3名の事務局職員に一人ずつ記念品が手渡されたことを付記しておく。

(創立30周年実行委員会幹事 山本 誠)

7. あとがき

学会創立30周年を記念して計画された諸事業を以上のように無事に終了した。20周年時に比較して参加者の減少が多少気がかりではあったが、意義ある行事に終始したことは、会員のご協力とご理解のたまものと思う。ご理解を頂いた理事会、1年半に及ぶ準備に傾注された準備・実行委員会のメンバーに記して謝意を表する次第である。

次の40周年には、ガスタービン産業と技術を取り巻く環境はさらに転進し、工学の方法も変わっていることであろう。「ガスタービン写真集」も希少本の価値を得ているかもしれない。

最後に、記念事業の予算と決算を表1に示しておく。写真集については、現在頒布活動を継続している。

30周年記念事業予算・決算(7月2日現在)

項目	予 算		決 算	
	収入	支出	収入	支出
講演会 記念式典 パーティー	1,906,000	1,869,550	1,528,000	1,428,939
写真集	2,100,000	2,500,000	1,141,000	2,059,550
合 計	4,006,000	4,369,550	2,669,000	3,488,489

功労賞・感謝状

創立30周年実行委員会 幹事 太田 有

日本ガスタービン学会は、旧日本ガスタービン会議より起算して30年を経ました。この間、多くの個人会員の方々あるいは賛助会員のご協力により学会も順調に発展し、ガスタービン工学・技術に貢献する事業や出版を重ねて参ることができました。1992(平成4)年の設立20周年時には、学会活動・運営に顕著なご貢献のあった134名の方々に功労賞が授与されました。

このたびは、その後の10年間も含めて顕著なご貢献のあった個人会員32名に対し、5月24日に開催された創立30周年記念式典会場において、功労賞の贈呈が行われました。また、学会の運営に多大な貢献をされた賛助会員10社に対して、記念式典会場にて柘植綾夫会長より感謝状の贈呈が行われました。

30周年記念功労賞は、設立20周年功労賞受賞者および名誉会員を除く個人会員のうち、学会運営・活動に功績が特に顕著であった個人会員の中から、会長、副会長、監事、理事、各種委員会委員長、および各種委員の経験回数をもとに実行委員会で候補者の選定を行い、最終的には以下の32名の方々に授与されました。

また感謝状は、単にガスタービン技術の発展・向上に対する貢献のみならず、広告などを通して学会の運営に多大なご支援を頂いた以下の10社に贈呈されました。

功労賞を受賞された酒井逸朗、佐々木正史、西 亮の3氏より寄稿を頂きましたので、以下に紹介いたします。

功労賞受賞者(五十音順、敬称略)

熱田 正房	荒川 忠一	和泉 敦彦
伊藤 源嗣	江田 武司	岡村 隆成
奥原 巖	斎藤 正泰	酒井 逸朗
坂田 公夫	佐々木正史	佐藤 幹夫
高木 圭二	高木 俊幸	高橋 進
塚越 敬三	土屋 利明	筒井 康賢
中沢 則雄	長島 利夫	西 亮
西原 昭義	橋本 正孝	平岡 克英
藤川 泰雄	古瀬 裕	本阿弥眞治
水木 新平	蓑田 光弘	山本 誠
湯浅 三郎	渡辺 紀徳	

感謝状贈呈先賛助会員(五十音順、敬称略)

石川島播磨重工業株式会社	株式会社 荏原製作所
川崎重工業株式会社	株式会社 東芝
ニッセイエプロ株式会社	日本カノマックス株式会社
株式会社 日立製作所	丸和電機株式会社
三井造船株式会社	三菱重工業株式会社

り紹介があり、30周年を祝いつつも40周年へ向けての活動が粛々と進んでいることを実感させられた。20時20分、大田英輔副会長から閉会の挨拶があり、惜しまれつつも、中締め・流れ解散となった。柘植会長より、日頃の労をねぎらって、3名の事務局職員に一人ずつ記念品が手渡されたことを付記しておく。

(創立30周年実行委員会幹事 山本 誠)

7. あとがき

学会創立30周年を記念して計画された諸事業を以上のように無事に終了した。20周年時に比較して参加者の減少が多少気がりではあったが、意義ある行事に終始したことは、会員のご協力とご理解のたまものと思う。ご理解を頂いた理事会、1年半に及ぶ準備に傾注された準備・実行委員会のメンバーに記して謝意を表する次第である。

次の40周年には、ガスタービン産業と技術を取り巻く環境はさらに転進し、工学の方法も変わっていることであろう。「ガスタービン写真集」も希少本の価値を得ているかもしれない。

最後に、記念事業の予算と決算を表1に示しておく。写真集については、現在頒布活動を継続している。

30周年記念事業予算・決算(7月2日現在)

項目	予 算		決 算	
	収入	支出	収入	支出
講演会 記念式典 パーティー	1,906,000	1,869,550	1,528,000	1,428,939
写真集	2,100,000	2,500,000	1,141,000	2,059,550
合 計	4,006,000	4,369,550	2,669,000	3,488,489

功労賞・感謝状

創立30周年実行委員会 幹事 太田 有

日本ガスタービン学会は、旧日本ガスタービン会議より起算して30年を経ました。この間、多くの個人会員の方々あるいは賛助会員のご協力により学会も順調に発展し、ガスタービン工学・技術に貢献する事業や出版を重ねて参ることができました。1992(平成4)年の設立20周年時には、学会活動・運営に顕著なご貢献のあった134名の方々に功労賞が授与されました。

このたびは、その後の10年間も含めて顕著なご貢献のあった個人会員32名に対し、5月24日に開催された創立30周年記念式典会場において、功労賞の贈呈が行われました。また、学会の運営に多大な貢献をされた賛助会員10社に対して、記念式典会場にて柘植綾夫会長より感謝状の贈呈が行われました。

30周年記念功労賞は、設立20周年功労賞受賞者および名誉会員を除く個人会員のうち、学会運営・活動に功績が特に顕著であった個人会員の中から、会長、副会長、監事、理事、各種委員会委員長、および各種委員の経験回数をもとに実行委員会にて候補者の選定を行い、最終的には以下の32名の方々に授与されました。

また感謝状は、単にガスタービン技術の発展・向上に対する貢献のみならず、広告などを通して学会の運営に多大なご支援を頂いた以下の10社に贈呈されました。

功労賞を受賞された酒井逸朗、佐々木正史、西 亮の3氏より寄稿を頂きましたので、以下に紹介いたします。

功労賞受賞者 (五十音順、敬称略)

熱田 正房	荒川 忠一	和泉 敦彦
伊藤 源嗣	江田 武司	岡村 隆成
奥原 巖	斎藤 正泰	酒井 逸朗
坂田 公夫	佐々木正史	佐藤 幹夫
高木 圭二	高木 俊幸	高橋 進
塚越 敬三	土屋 利明	筒井 康賢
中沢 則雄	長島 利夫	西 亮
西原 昭義	橋本 正孝	平岡 克英
藤川 泰雄	古瀬 裕	本阿弥眞治
水木 新平	蓑田 光弘	山本 誠
湯浅 三郎	渡辺 紀徳	

感謝状贈呈先賛助会員 (五十音順、敬称略)

石川島播磨重工業株式会社	株式会社 荏原製作所
川崎重工業株式会社	株式会社 東芝
ニッセイエプロ株式会社	日本カノマックス株式会社
株式会社 日立製作所	丸和電機株式会社
三井造船株式会社	三菱重工業株式会社

— 功労賞に寄せる会員の声 —

GT 学会のシニアパワーの活用

元三菱自動車工業株式会社 酒井 逸朗

私は学会創立以来の会員であり、その間には理事に就任し、学会関係者の苦勞のほどを幾分でも理解することが出来た。今回計らずも当学会から表彰を受けることになり、この機会に学会の発展に幾分でも役立てばと思い、年配会員の活用法について、次のように意見を述べる。

我が国の高齢化が他国に比べ早い速度で進行中である。

またエネルギーと食糧は国家安全保障の点から重要。この二つの事柄を次のように結びつけたい。

一方産業の隆盛を左右するものとして、優れた人材が必要である。以上の観点にたてば、我が国の GT が学問的にも産業的にも発展するためには、若い技術者が GT に興味をもつことが大切。そこで若い技術者の予備軍に相当する中高生を対象に、GT の開発、生産についての面白さ、役割について理解してもらうことは有意義なことと感ずる。多くの市民は、毎日使用している電力が生まれる発電所、航空機の原動機であるジェットエンジンなどの働きは理解しなくても日常生活には支障が生じない。そのため、よく理解されていないと思われる。そこで GT の作動原理や構成機器などを知ることは、GT が身近なものに感ぜられ、興味が深まると予測される。

以前、米国のタバコ会社の PR 方法とし、将来の喫煙者、すなわち未青年者を対象に TV コマーシャルを打っていた。しかし、現在はタバコの TV コマーシャルは禁止されているようである。これをヒントにして次のような提案をする。

当学会の OB、すなわち現役を退いた皆様方にご登板願ひ、長年の経験、エピソードなどを含め、GT の作動原理、応用例、今後の開発課題などについて、対象を中高生として、出前講義をして貰う。なおこれはボランティア行為として願ひする。これは我が国のシニアパワーの有効活用にも結びつき、将来の GT 産業の発展ならびに、当学会の繁栄に寄与するものと確信する。なお具体的には、当学会のみならず他の学会とも連携をとって実施するならば、より大きな成果が期待できると考える。

功労賞を戴いて

北見工業大学 機械システム工学科 佐々木正史

学会創立 30 周年、誠にめでとう存じます。功労賞を授与されると伺って何かの間違ひではないかと思ひました。日産自動車職中は、ターボチャージャー付き自動車を販売してはいたものの、なかなかガスタービン主機を市場に投入することがかなわず、学会・業界における貢献度に負い目を感じておりました。せめて学会運営では皆様がやりたがらない仕事を何でもお引き受けしようと常に心がけておりましたが、実際には学術講演会と学会誌編集を中心に一番楽しい仕事ばかり担当させて頂きました。編集理事を仰せつかっていた折、理事会が葉山

の某保養所で開催され、折悪しく私は出張で出席できなかったのですが、席上私が担当していた号の企画が曖昧だということで、自宅に連絡があり夜 8 時過ぎに出張から帰宅した後会場に呼び出されたことがあります。皆さん真っ赤になって怒ってらっしゃるとビビったのですが、実は懇親会中で単に酔っ払って赤いのだと気が付いて安心しました。腹案の企画をご説明して納得頂きましたが、理事の先生方の学会誌に対する厳しい姿勢に感服しました。東京理科大の酒井先生と事務局の三浦さんが真っ暗な道で車を出迎えて下さったのも忘れ難い思い出です。ガスタービン学会は他の諸学会と較べてファミリー意識が強く、大学の先生ばかりでなく、企業の先輩方も私のような商売上無関係の若輩者を育成してやろうという雰囲気色濃く感じます。多くの企業・大学の先輩方から可愛がって頂き、様々なことを教えて頂きましたが、そのご恩返しもできぬまま燃料電池の仕事に移り、学会活動もご無沙汰しておりました。この度の功労賞はサボっていないでもっと学会のために働けと言う叱咤激励と受け止めております。幸い来年の学術講演会は北見開催とのことで、精一杯お手伝いさせていただきます。

この度は本当にありがとうございます。

功労賞を受賞して

宮崎大学名誉教授 西 亮

ガスタービン学会 30 周年記念大会で功労賞を受賞し大変光栄に思います。ガスタービンへの貢献度は高くありませんが、地方委員会の委員長を 2 期務めたこと、1996 年の秋季講演会が宮崎で開催されたときお手伝いが出来たこと、幾つかの論文くらいかと思ひます。

地方にはガスタービン関係者が少なく、宮崎県での当学会会員は現在でも私一人ではないかと思ひます。宮崎大学を退官して後、3 年間放送大学宮崎学習センター所長を勤めました。昨年 12 月に念願の NPO 法人“宮崎環境エネルギー開発協会”を地域の方々と共に設立し、本年 4 月からこれに専念しています。宮崎県はエネルギー源の宝庫で、太陽エネルギー、水力、バイオマス、温泉、天然ガスなど多くの資源があります。海岸線に沿って温泉が出ますが、地下 1500 メートルの深部に太古の海水がたまっていて、天然ガスが含まれています。温泉水とほぼ同体積（大気圧状態）のメタン主成分のガスが産出します。これまでほとんど利用されず空中に放散されていきましたので、温暖化への悪影響を考えると有効利用が急がれます。そこでマイクロガスタービンが有望です。排熱は温泉の上がり湯に利用できますし、温泉排熱と合わせて農業用にも活用できます。さらに畜産廃棄物や森林資源が豊富ですので、バイオマスの利用にもガスタービンの出番があるでしょう。これまで活躍の場が無かった地方でのガスタービン利用が、今後一躍期待されることになるでしょう。余生をエネルギー開発とガスタービンの普及に努めたいと願っています。

— 功労賞に寄せる会員の声 —

GT学会のシニアパワーの活用

元三菱自動車工業株式会社 酒井 逸朗

私は学会創立以来の会員であり、その間には理事に就任し、学会関係者の苦勞のほどを幾分でも理解することが出来た。今回計らずも当学会から表彰を受けることになり、この機会に学会の発展に幾分でも役立てばと思い、年配会員の活用法について、次のように意見を述べる。

我が国の高齢化が他国に比べ早い速度で進行中である。

またエネルギーと食糧は国家安全保障の点から重要。この二つの事柄を次のように結びつきたい。

一方産業の隆盛を左右するものとして、優れた人材が必要である。以上の観点にたてば、我が国のGTが学問的にも産業的にも発展するためには、若い技術者がGTに興味をもつことが大切。そこで若い技術者の予備軍に相当する中高生を対象に、GTの開発、生産についての面白さ、役割について理解してもらうことは有意義なことと感ずる。多くの市民は、毎日使用している電力が生まれる発電所、航空機の原動機であるジェットエンジンなどの働きは理解しなくても日常生活には支障が生じない。そのため、よく理解されていないと思われる。そこでGTの作動原理や構成機器などを知ることは、GTが身近なものに感ぜられ、興味が深まると予測される。

以前、米国のタバコ会社のPR方法とし、将来の喫煙者、すなわち未青年者を対象にTVコマーシャルを打っていた。しかし、現在はタバコのTVコマーシャルは禁止されているようである。これをヒントにして次のような提案をする。

当学会のOB、すなわち現役を退いた皆様方にご登板願ひ、長年の経験、エピソードなどを含め、GTの作動原理、応用例、今後の開発課題などについて、対象を中高生として、出前講義をして貰う。なおこれはボランティア行為として願ひする。これは我が国のシニアパワーの有効活用にも結びつき、将来のGT産業の発展ならびに、当学会の繁栄に寄与するものと確信する。なお具体的には、当学会のみならず他の学会とも連携をとって実施するならば、より大きな成果が期待できると考える。

功労賞を戴いて

北見工業大学 機械システム工学科 佐々木正史

学会創立30周年、誠にめでとう存じます。功労賞を授与されると伺って何かの間違ひではないかと思ひました。日産自動車職中は、ターボチャージャー付き自動車を販売してはいたものの、なかなかガスタービン主機を市場に投入することがかなわず、学会・業界における貢献度に負い目を感じておりました。せめて学会運営では皆様がやりたがらない仕事を何でもお引き受けしようと常に心がけておりましたが、実際には学術講演会と学会誌編集を中心に一番楽しい仕事ばかり担当させて頂きました。編集理事を仰せつかった折、理事会が葉山

の某保養所で開催され、折悪しく私は出張で出席できなかったのですが、席上私が担当していた号の企画が曖昧だということで、自宅に連絡があり夜8時過ぎに出張から帰宅した後会場に呼び出されたことがあります。皆さん真っ赤になって怒ってらっしゃるとビビったのですが、実は懇親会中で単に酔っ払って赤いのだと気が付いて安心しました。腹案の企画をご説明して納得頂きましたが、理事の先生方の学会誌に対する厳しい姿勢に感服しました。東京理科大の酒井先生と事務局の三浦さんが真っ暗な道で車を出迎えて下さったのも忘れ難い思い出です。ガスタービン学会は他の諸学会と較べてファミリー意識が強く、大学の先生ばかりでなく、企業の先輩方も私のような商売上無関係の若輩者を育成してやろうという雰囲気色濃く感じます。多くの企業・大学の先輩方から可愛がって頂き、様々なことを教えて頂きましたが、そのご恩返しもできぬまま燃料電池の仕事に移り、学会活動もご無沙汰しておりました。この度の功労賞はサボっていないでもっと学会のために働けと言う叱咤激励と受け止めております。幸い来年の学術講演会は北見開催とのことで、精一杯お手伝いさせていただきます。

この度は本当にありがとうございます。

功労賞を受賞して

宮崎大学名誉教授 西 亮

ガスタービン学会30周年記念大会で功労賞を受賞し大変光栄に思います。ガスタービンへの貢献度は高くありませんが、地方委員会の委員長を2期務めたこと、1996年の秋季講演会が宮崎で開催されたときお手伝い出来たこと、幾つかの論文くらいかと思ひます。

地方にはガスタービン関係者が少なく、宮崎県での当学会会員は現在でも私一人ではないかと思ひます。宮崎大学を退官した後、3年間放送大学宮崎学習センター所長を勤めました。昨年12月に念願のNPO法人“宮崎環境エネルギー開発協会”を地域の方々と共に設立し、本年4月からこれに専念しています。宮崎県はエネルギー源の宝庫で、太陽エネルギー、水力、バイオマス、温泉、天然ガスなど多くの資源があります。海岸線に沿って温泉が出ますが、地下1500メートルの深部に太古の海水がたまっていて、天然ガスが含まれています。温泉水とほぼ同体積（大気圧状態）のメタン主成分のガスが産出します。これまでほとんど利用されず空中に放散されていきましたので、温暖化への悪影響を考えると有効利用が急がれます。そこでマイクロガスタービンが有望です。排熱は温泉の上がり湯に利用できますし、温泉排熱と合わせて農業用にも活用できます。さらに畜産廃棄物や森林資源が豊富ですので、バイオマスの利用にもガスタービンの出番があるでしょう。これまで活躍の場が無かった地方でのガスタービン利用が、今後一躍期待されることになるでしょう。余生をエネルギー開発とガスタービンの普及に努めたいと願っています。

— 功労賞に寄せる会員の声 —

GT 学会のシニアパワーの活用

元三菱自動車工業株式会社 酒井 逸朗

私は学会創立以来の会員であり、その間には理事に就任し、学会関係者の苦勞のほどを幾分でも理解することが出来た。今回計らずも当学会から表彰を受けることになり、この機会に学会の発展に幾分でも役立てばと思い、年配会員の活用法について、次のように意見を述べる。

我が国の高齢化が他国に比べ早い速度で進行中である。

またエネルギーと食糧は国家安全保障の点から重要。この二つの事柄を次のように結びつきたい。

一方産業の隆盛を左右するものとして、優れた人材が必要である。以上の観点にたてば、我が国の GT が学問的にも産業的にも発展するためには、若い技術者が GT に興味をもつことが大切。そこで若い技術者の予備軍に相当する中高生を対象に、GT の開発、生産についての面白さ、役割について理解してもらうことは有意義なことと感ずる。多くの市民は、毎日使用している電力が生まれる発電所、航空機の原動機であるジェットエンジンなどの働きは理解しなくても日常生活には支障が生じない。そのため、よく理解されていないと思われる。そこで GT の作動原理や構成機器などを知ることは、GT が身近なものに感ぜられ、興味が深まると予測される。

以前、米国のタバコ会社の PR 方法とし、将来の喫煙者、すなわち未青年者を対象に TV コマーシャルを打っていた。しかし、現在はタバコの TV コマーシャルは禁止されているようである。これをヒントにして次のような提案をする。

当学会の OB、すなわち現役を退いた皆様方にご登板願ひ、長年の経験、エピソードなどを含め、GT の作動原理、応用例、今後の開発課題などについて、対象を中高生として、出前講義をして貰う。なおこれはボランティア行為として願ひする。これは我が国のシニアパワーの有効活用にも結びつき、将来の GT 産業の発展ならびに、当学会の繁栄に寄与するものと確信する。なお具体的には、当学会のみならず他の学会とも連携をとって実施するならば、より大きな成果が期待できると考える。

功労賞を戴いて

北見工業大学 機械システム工学科 佐々木正史

学会創立 30 周年、誠にめでとう存じます。功労賞を授与されると伺って何かの間違ひではないかと思ひました。日産自動車職中は、ターボチャージャー付き自動車を販売してはいたものの、なかなかガスタービン主機を市場に投入することがかなわず、学会・業界における貢献度に負い目を感じておりました。せめて学会運営では皆様がやりたがらない仕事を何でもお引き受けしようと常に心がけておりましたが、実際には学術講演会と学会誌編集を中心に一番楽しい仕事ばかり担当させて頂きました。編集理事を仰せつかった折、理事会が葉山

の某保養所で開催され、折悪しく私は出張で出席できなかったのですが、席上私が担当していた号の企画が曖昧だということで、自宅に連絡があり夜 8 時過ぎに出張から帰宅した後会場に呼び出されたことがあります。皆さん真っ赤になって怒ってらっしゃるとビビったのですが、実は懇親会中で単に酔っ払って赤いのだと気が付いて安心しました。腹案の企画をご説明して納得頂きましたが、理事の先生方の学会誌に対する厳しい姿勢に感服しました。東京理科大の酒井先生と事務局の三浦さんが真っ暗な道で車を出迎えて下さったのも忘れ難い思い出です。ガスタービン学会は他の諸学会と較べてファミリー意識が強く、大学の先生ばかりでなく、企業の先輩方も私のような商売上無関係の若輩者を育成してやろうという雰囲気色濃く感じます。多くの企業・大学の先輩方から可愛がって頂き、様々なことを教えて頂きましたが、そのご恩返しもできぬまま燃料電池の仕事に移り、学会活動もご無沙汰しておりました。この度の功労賞はサボっていないでもっと学会のために働けと言う叱咤激励と受け止めております。幸い来年の学術講演会は北見開催とのことで、精一杯お手伝いさせていただきます。

この度は本当にありがとうございます。

功労賞を受賞して

宮崎大学名誉教授 西 亮

ガスタービン学会 30 周年記念大会で功労賞を受賞し大変光栄に思います。ガスタービンへの貢献度は高くありませんが、地方委員会の委員長を 2 期務めたこと、1996 年の秋季講演会が宮崎で開催されたときお手伝いが出来たこと、幾つかの論文くらいかと思ひます。

地方にはガスタービン関係者が少なく、宮崎県での当学会会員は現在でも私一人ではないかと思ひます。宮崎大学を退官した後、3 年間放送大学宮崎学習センター所長を勤めました。昨年 12 月に念願の NPO 法人“宮崎環境エネルギー開発協会”を地域の方々と共に設立し、本年 4 月からこれに専念しています。宮崎県はエネルギー源の宝庫で、太陽エネルギー、水力、バイオマス、温泉、天然ガスなど多くの資源があります。海岸線に沿って温泉が出ますが、地下 1500 メートルの深部に太古の海水がたまっていて、天然ガスが含まれています。温泉水とほぼ同体積（大気圧状態）のメタン主成分のガスが産出します。これまでほとんど利用されず空中に放散されていきましたので、温暖化への悪影響を考えると有効利用が急がれます。そこでマイクロガスタービンが有望です。排熱は温泉の上がり湯に利用できますし、温泉排熱と合わせて農業用にも活用できます。さらに畜産廃棄物や森林資源が豊富ですので、バイオマスの利用にもガスタービンの出番があるでしょう。これまで活躍の場がなかった地方でのガスタービン利用が、今後一躍期待されることになるでしょう。余生をエネルギー開発とガスタービンの普及に努めたいと願っています。

〔報告〕

創立 30 周年記念ガスタービン講演会

学術講演会委員会 委員長 野崎 理

学会創立 30 周年記念行事の一環として、早稲田大学国際会議場において 5 月 24 日の朝から昼過ぎにかけて記念講演会が開催された。今年は定期講演会が地方で 2 日間にわたって開催される事となったため、結果的にこの記念講演会を従来の定期講演会と同じように思われた会員も多いと思うが、1 年前から準備を進めてきた準備委員会及び実行委員会は 30 周年にふさわしい充実した講演会となる事を企図し、学術講演会委員会の協力を得て「伝承と飛躍」をテーマに 4 つのオーガナイズドセッションと 3 つの学生セッションを開催した。

講演会は、9 時 15 分に 2 つのオーガナイズドセッション「技術伝承」及び「技術動向・展望（システム）」で幕が開いた。前者については、東京大学の渡辺先生と岩手大学の船崎先生にオーガナイズしていただき、有識者の方々から開発のご経験や技術的な苦心などを伺い、今後の開発の知的財産として受け継ぐ機会とする事を趣旨として開催した。開発機会を適当な間隔で継続しないと技術が途切れる事、失敗の経験を蓄積して生かす工夫が必要である事、一方、人材育成に関して従来の方法を踏襲して良いのか、もっと若年期から技術に興味を持たせる方策が必要ではないか、などの議論がなされた。後者に関しては産業技術総合研究所の壹岐氏のオーガナイズにより、航空用ガスタービン、発電用ガスタービン、コプロダクション用スチーム回収タービンシステムの 3 件について講演が行われたが、いずれの講演も内容が盛りだくさんとなり、特に航空用、発電用では取り上げるべきシステムの数が多く、それぞれの詳細について触れる時間が十分にとれなかった。いずれも朝からのセッションにも拘わらず会場はほぼ満席であった。

次に学生セッションが空力関係 2 室と燃焼関係 1 室に分かれて開催された。研究を開始したばかりの修士課程から経験豊富な博士課程の大学院生まで、かなりバリエーションのあるものとなった。発表が終わると学生から先生方まで幅広い方々から、いろいろな視点でのご質問、ご指摘等があった。基本的な研究の進め方や個々の技術に関する鋭い質問に対し、指導教官の先生

方が我慢しきれず思わず助け船を出す場面もあったが、発表者自身が堂々と質問に答える姿には頼もしさが感じられた。熱のこもった質疑応答に時間オーバー気味ではあったが、学生会員にとってはとても良い刺激となったと思う。

午後には「ガスタービンの運用と実績」および「技術動向・展望（要素）」のオーガナイズドセッションが行われた。前者については武蔵工業大学の荒木先生にオーガナイズをお願いし、大型発電用、中型産業用小型コージェネレーション用について 3 社から発表が行われた。大型発電用では開発時の多点の特殊計測による長期検証試験、中小型では、エンジン交換式や遠隔診断、監視システムによる故障の早期発見により高い稼働率が得られていることが発表された。後者に関しては石川島播磨重工業の児玉氏のオーガナイズにより、各社から圧縮機、燃焼器、タービンの技術動向について発表していただいた。特に、各社、各要素とも CFD の活用を注いでおり計算機的能力を最大限に活かした極めて高レベルの計算がなされていた点が印象的であった。

このように、今回は 4 つのオーガナイズドセッションと 3 つの学生セッションを開催したが、いずれも非常に好評で会場は熱気にあふれており、同時進行するうちの 1 つのセッションにしか出席できなかった事を残念に思われた参加者が多かったようである。特にオーガナイズドセッションは多くの会員にとって興味深いテーマであるだけに余裕を持ってプログラムを編成したかったが、残念ながら時間の制約もあってこれが限界であった。人気の高かったテーマについては今後も定期講演会等でじっくり議論できる機会を設ける事を検討すべきかも知れない。

今回の記念講演会は 30 周年にふさわしい内容の濃いものとなり、参加者の皆様にとって有意義な時間となったと思う。オーガナイザーの方々、ご発表下さった方々、学術講演会委員会ははじめ、ご協力いただいた多くの方々に心から感謝いたします。

〔報告〕

写真集「日本のガスタービンの歩み」の発刊

写真集出版小委員会 委員長 渡辺 紀徳

前号の学会誌で速報したように、5月24日の学会創立30周年記念式典当日に、記念写真集「日本のガスタービンの歩み」を発行した。幸いにして写真集は好評を得、徐々に販売部数も伸びているが、写真集の発刊作業でやり残したことも多々あり、また、このような資料のとりまとめを今後も学会として継続して行くべきとの意見も多いため、写真集出版小委員会の業務を引き継いで、新たな調査研究事業を開始しようとしているところである。ここでは記念写真集出版の経緯と目的および内容を紹介し、また、今後の調査活動に向けての動きについて若干述べたい。

学会創立30周年記念事業の準備を開始するにあたり、準備委員会でどのような事業内容とするか、種々の議論を行った。伊藤源嗣元会長から、大田英輔準備委員長へ実施検討が依頼された事項の中に、出版事業が含まれており、ガスタービン教科書などの出版が当初から想定されていた。その状況の中、準備委員会の初動段階で、大田委員長からこれまでに日本で作られたガスタービンの写真集を纏めてみてはどうか、との提案があり、検討した結果、大変貴重な資料になるのではないかと準備委員会の合意に達した。そこで、準備委員会の下に30周年記念写真集出版小委員会を組織し、編集作業を行うこととなった。末尾に小委員会委員の一覧を示す。

出版小委員会では当初、写真集の編集と共に、ガスタービンに関する教科書を刊行する事業も検討するとして活動を開始したが、発行期限である記念式典までの期間が短いこと、学会が責任編集する教科書を刊行するには、事前検討からじっくりと取り組むべきであることから、出版事業としては写真集の発刊に絞り、教科書の出版については新たに出版検討委員会を立ち上げて、事業を開始するところまでを行うことにした。ただし、結果的には写真集の発刊までに、この委員会立ち上げも実行する余裕がなく、誠に申し訳ない事ながら、教科書の発刊は学会活動として重要と認識しながらも、今後の継続課題として理事会にお返ししたところである。

写真集は学会創立30周年を期に、日本の研究機関やメーカーで現在までに製造された、ガスタービンおよびターボチャージャの写真・図面およびスペックなどの資料を収集し、また、関係した方々に解説を執筆して頂い

て、今後の機種開発等の機会に際し、会員に有用となるような資料集を刊行するという目的で編集を行ったものである。編集意図としてはこの他に、散逸が懸念される古い機種の資料をできる限り集めて保存すること、若手技術者や学生に対して興味がもてるような啓蒙的資料を提供することも含まれている。

このような企図のもと、出版小委員会では元会長の高田浩之先生に監修をお願いし、まず掲載候補となる機種の調査を開始した。委員会メンバーの所属する研究機関・メーカーについては、委員各位に資料を提供できる機種を調べて提案していただいた。また、委員のいないメーカーには窓口となる方々を推薦していただき、同様の調査と提案を依頼した。更に、学会の生産統計調査の対象となっているメーカーで、以上の調査に含まれなかった各社には、文書にて調査依頼を行った。この結果、各機関・メーカーからお申し出頂いた機種の数は約180にのぼり、小委員会では嬉しい悲鳴を上げる仕儀となった。とりあえずこれらの機種のデータベースを作成し、年代順や会社別などの整理をして全体を眺めたが、1940年前後から約60年間の歩みはなかなか壮観であり、そこに圧倒的なある種の重量感を感じることができる。また、一瞥で気の付く事象もいくつかあり、このデータだけでも極めて興味深いものであった。

ところが写真集の規模を考えると、60機種程度を掲載するのが限界となり、委員会としては続いて掲載機種を選定する作業をしなければならなくなった。そこで様々な議論の結果、(1)1960年より以前に製造された機種はできる限り掲載する、(2)ガスタービン学会技術賞を受賞した機種は全て掲載する、という方針を固めて掲載機種を決めた。これ以外の機種については、各社・各機関から順位つきで掲載希望機種を決めていただき、委員長・幹事で写真集全体のバランス等を勘案して掲載機種案を作成の上、出版小委員会で決定するという過程を経て、監修の高田先生のご意見も伺い、掲載機種の最終決定を行った。なお、国のプロジェクト等で研究開発した機種には、委員長・幹事が直接担当者に掲載をお願いしたものもある。以上の結果、全部で58機種を掲載機種として選定した。

各機種の資料をA4版見開き2ページに纏めることとし、左ページに解説記事、右ページに写真や図面を載せることで統一した。この体裁を決定するにあたり、小

委員会では編集を進めるにつれて、その都度より見やすい形を目指して変更を加えつつ、完成に向かって行くというプロセスをとった。このため、執筆者各位には執筆後の形式変更などをいろいろお願いすることになり、大変ご迷惑をおかけしてしまった。この場を借りて、深くお詫び申し上げる次第である。

掲載58機種は「航空用」「産業用」「車両用」「船用」「機械駆動用」および「ターボチャージャ」に分類し、各分類の中は年代の古い順に並べて掲載した。また、この方法だと各社・各機関ごとの技術の発展過程などがほとんど見えなくなることから、機種資料とは別に、各社・各機関に1ページずつを割り当て、技術の歴史などを自由に記述してもらうこととした。その他、出版小委員会ではガスタービンの発展に寄与した要素技術についても資料をまとめてみるべきである、との意見が多かったが、紙幅と編集期間の制約から断念せざるを得なかった。そこで、ガスタービンの発展に欠かすことのできない耐熱材料技術の進展についてのみを取り上げ、物質・材料研究機構の原田広史氏に解説記事を執筆いただいた。これらを含んで全体で本文155ページの本となった。

本の装丁としては、A4白黒でハードカバーとし、表紙に箔押しで金文字を入れた。その上に写真入りのカバーをかけている。カバーはブルーを基調とし、背景にネ20ジェットエンジンの断面図を白抜きに配した上に、ネ20、高効率ガスタービンAGTJ-100A、およびHYPRエンジンの写真を載せて、時代の変遷を髣髴させるようにした。

多人数の執筆者で、多岐にわたる内容の原稿を纏める作業は、予想よりはるかに多大な時間と手間を要し、5月24日発行というタイムリミットが、最後には非常に重くのしかかって来た。原稿の確定から印刷・製本までの日数は極めて短かったが、24日の記念講演会当日の早朝に、早稲田大学の式典会場に写真集が無事運び込まれた。印刷・製本を担当してもらった、ニッセイエプロの秋本氏と栗林氏をはじめとする関係諸氏に、深い謝意を表したい。

さて、編集作業の間から、上述の約180機種のうち、写真集に掲載できなかった機種をどうするかを考えて来たが、このような資料の調査と取り纏めは学会活動として重要であると考えられ、この写真集発刊を契機に、日本のガスタービンに関する技術資料を収集整理して、学会で保管あるいは活用すべく、今の活動を継続することが望ましいとの意見が専らであった。そこで、出版小委員会のメンバーを中心に、新たに調査研究委員会を発足させ、活動を継続することとした。実際の活

動は近日中に開始する予定である。当面は写真集に掲載できなかった機種のほか、前回の調査で漏れてしまったものもあると考えられるので、各社・各機関に再度機種調査を行い、全機種のデータベースを構築したいと考えている。

30周年記念写真集の発刊は、それ自体のみならず、日本におけるガスタービン技術の発展を振り返り、今後の方向を考察するための資料を収集・提供するという、学会にとって重要な活動の促進にきっかけを与える事業となった。並行して30周年記念講演会で行われた「技術伝承」のオーガナイズド・セッションとも関連して、今後もこの調査研究活動を継続的に実施し、将来の技術発展および人材育成に資する技術情報や知見の蓄積と活用が行われることが望ましいと考えられる。会員諸兄にもこのような活動に対し、従来と変わらぬご協力を賜りたく、心よりお願い申し上げたい。また、写真集も是非手にとってご活用いただきたいと願う次第である。

付表 日本ガスタービン学会創立30周年記念写真集 出版小委員会

委員長	渡辺 紀徳	東京大学
幹事	山本 誠	東京理科大学
	太田 有	早稲田大学
委員	飯島 活巳	(株)日立製作所
	和泉 敦彦	(株)東芝
	江田 武司	川崎重工業(株)
	遠藤 征紀	航空宇宙技術研究所
	大田 英輔	早稲田大学
	川上 雅由	(株)新潟鐵工所
	河田 修	(株)富士電機ガスタービン 研究所
	塚越 敬三	三菱重工業(株)
	西原 昭義	ヤンマーディーゼル(株)
	狭間 隆弘	石川島播磨重工業(株)
	平岡 克英	海上技術安全研究所
	堀合 邦雄	(株)コマツ
	水谷 智昭	石川島播磨重工業(株)

編集協力者

井口 和春	(株)荏原製作所
木下 茂樹	ダイハツディーゼル(株)
佐々木直人	(株)アイ・エイチ・アイ・ エアロスペース
杉村章二郎	三井造船(株)
樋口新一郎	(株)トヨタ タービン アンド システム

〔特別講演〕

「航空エンジン開発の10年と将来への展望」

石川島播磨重工業株式会社 玉木 貞一

1. はじめに

20世紀初頭にライト兄弟が初めて動力飛行に成功してから1世紀、第2次大戦後日本の航空産業が再スタートしてから50年の今日、日本の航空エンジン業界も新しい局面を迎えている。

日本の航空エンジン業界の売上動向を図1に示すが、ここ数年、増加の傾向にある。防衛関係の仕事がベースロードとして航空エンジン産業を支えているのに加えて、最近の民間エンジンビジネスの伸びによるところが大きい。民間エンジンビジネスとしては、国際共同事業が重要なビジネスとなっている一方、整備事業にも注力している状況である。

エンジン開発で見ると、防衛関係では、中等練習機用エンジンとして開発され、量産中であるF3ターボファンエンジンに続き、小型観測ヘリコプターエンジンTS1が開発されたほか、技術実証エンジンとしてXF5エンジンが、また、その高バイパス比エンジンとしてXF7エンジンが研究開発中である。民間エンジンでは日本が初めて経験した開発プログラムであるV2500エンジンは現在量産中であり、さらに超大型エンジン開発にも参入している。リージョナルジェット機用エンジンCF34プログラムは量産が開始されると共に派生型開発も行われている。

本稿では、民間エンジン開発を中心に、最近10年間の出来事と将来への展望について述べる。

2. 国際共同開発事業の現状

推力25000lb級のV2500開発は1983年に5カ国の

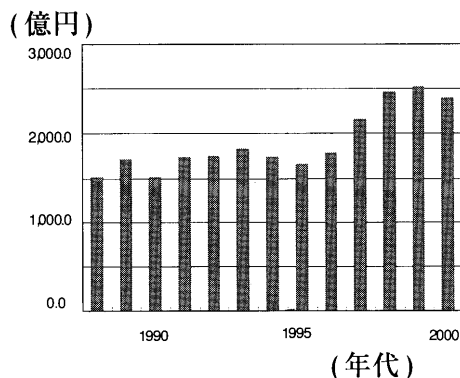


図1 航空エンジンの売上高

原稿受付 2002年8月23日

企業が参加した合弁会社IAEを中心として始まり、日本側は日本航空機エンジン協会(JAEC)取りまとめで、ファン、低压コンプレッサ、シャフト、補機など23%を担当している。1988年にV2500-A1がFAAから型式承認を取得、1989年にA320にて商業運行が開始され、その後V2500-A5、D5などの派生型開発が行われ、V2500はこれまでに合計約4500台の受注を獲得、約2000台が出荷されている。さらに、整備事業、補用品販売においても売上があがるようになった。V2500事業を通じ、民間エンジンの設計開発技術、生産技術の向上のみならず、形態管理、プロダクトサポート、生産管理、各種契約交渉など民間エンジンビジネス全般にわたる幅広いノウハウを習得した。

その後、大型双発機用の超大型エンジンのGE90、トレント、PW4000シリーズというプロジェクトにおいては、日本のメーカーは各社それぞれでRSP(Risk & Revenue Share Partner)として参加、各社の重要な事業となっている。

地域航空輸送の分野でも優れた信頼性、居住性、高速化が求められており、100席機以下クラスのジェット機が有望との市場調査に基づき、また、ターボプロップ機に近い運航コストが実現できるジェットエンジンの技術的目処もたち、GE社との国際共同開発CF34プログラムが1996年より始まった。本プログラムは本格開発開始からFAAの型式証明取得まで43ヶ月という従来に比べ非常に短期間の開発であったが、迅速に開発を終了してすばやく製品を世の中に送り出す事は今後ますます重要視されよう。

図2にCF34-8C1のエンジン全体図を示す。

日本側取りまとめはJAECで、30%を分担しており、低压タービンモジュール全体、高压圧縮機後段翼、ファン回転部、補機、ギアボックス等を担当している。CF

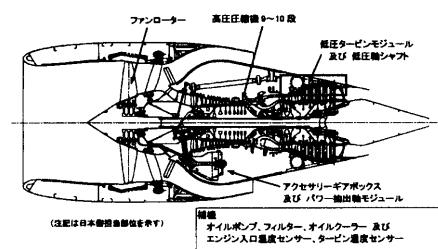


図2 CF34-8C1 断面図

34-8C1は1999年にFAA型式承認を取得，同エンジンを搭載したボンバルディアCRJ700は2001年2月より商業運行を開始した。派生型として，CF34-8D/E/C5，CF34-10の開発も現在進められている。CF34-8，10シリーズは2002年1月末の時点でトータル約2700台の受注を得ており，今後の民間エンジン事業の中核となることが期待されている。

3. 最近のジェットエンジン技術の進歩

最新の民間航空機に使用されているターボファンエンジンは低燃費化，高信頼性，低騒音化に注力して開発されてきた。

GE90等の超大型エンジンで実現した低燃費化は，空力・伝熱技術，材料技術等の進歩により高圧力比化，高温化，高バイパス比化がはかられ，熱効率，推進効率が向上した事による。その結果，図3に示すように，最近の10年間でも約15%の低燃費化が実現している。

信頼性についても近年大幅に向上している。図4にエンジン信頼性を表す指標として，飛行中エンジン停止率を示すが，近年特に運航初期における信頼性向上が著しく，1990年代には双発長距離大型旅客機が実用に供されるまでになった。双発機はエンジン1発停止の場合に最寄りの空港に規定時間内に緊急着陸できる範囲に飛行経路を制限されるが，十分な信頼性のある双発機にはその規定時間が緩和されるという耐空性基準ETOPS (Extended Twin Engine Operations) が適用される。

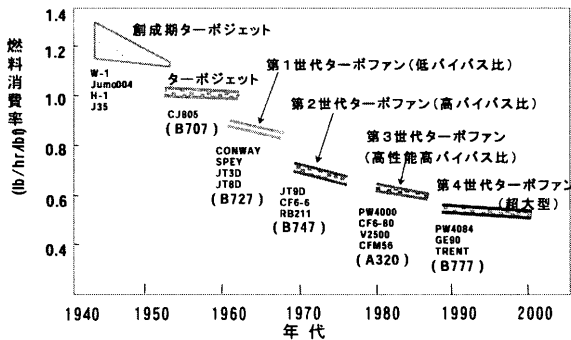


図3 燃料消費率の動向

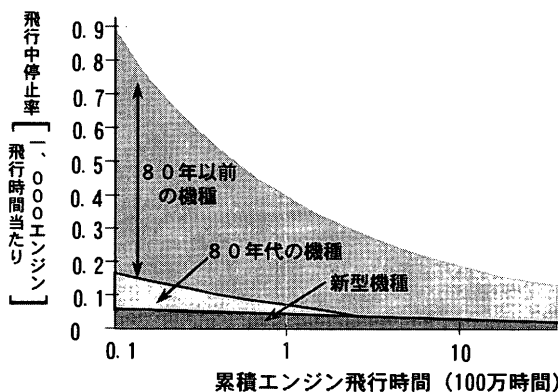


図4 飛行中エンジン停止率の推移

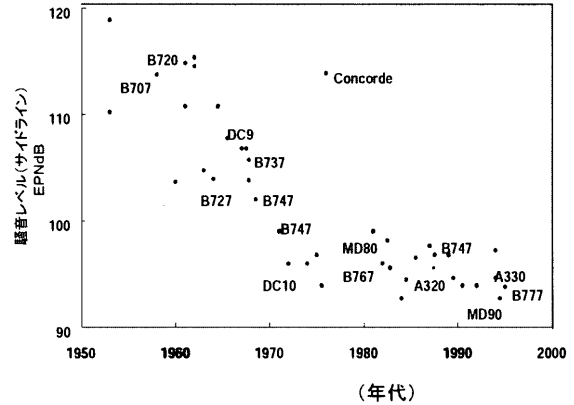


図5 騒音レベルの推移

ETOPSに対応した最新の大型双発機用エンジンの出現は技術力向上と共に信頼性の高い設計が可能になった事，リスクを排除するために綿密かつ充分な実証試験を組み込んだ開発プログラムを適用した結果と言える。

空港周辺の環境面での要求に対応するため，亜音速民間機については，高バイパス比によるジェット騒音低減やファン騒音対策が実り，図5に示すように著しい騒音低減が実現されてきた。ファン騒音低減のためには動静翼の枚数比の最適化，動静翼間隔の確保，静翼取付角とストラット形状最適化，静翼を構造部材としてストラットを除去する等の設計がなされている。

日本企業もこのような世界の民間エンジン開発にRSPとして参加している中で技術力向上を図っている一方，日本主導の技術向上プログラム，例えば通産省工業技術院の大型プロジェクト制度による「超音速輸送機用推進システムの研究開発 (HYPR)」等で研究開発を行っている。HYPRではマッハ5級推進システムのシステム研究と共に，高温化技術，騒音低減技術，高信頼度構造設計技術等が研究され，それらの成果により，ICAS (国際航空科学会議) フォンカルマン賞，ガスタービン学会賞等を受賞することができた。

4. 市場の要求と将来へ向けた課題と展望

4.1 今後の民間エンジンの市場

今後の民間用ジェットエンジンの市場予測について述べる。

図6に示すように，過去40年間，民間航空輸送は年率5~6%の割合で成長してきている。今後20年間を見てもアジア太平洋地域を中心に大きな成長が見込まれ，世界平均で年率約5%の成長が続くものと予測されている。米国で発生した同時多発テロは航空業界に影響を与えているが，長期的には，航空機市場の成長基調に変わりはないものとする。

機種別で言えば120~180席用中型機エンジンは好調であり，リージョナルジェット機エンジンが近年急激に伸び，超大型機A380のエンジン開発も始まり，さらに高速機としてソニッククルーザー用エンジンも検討されている。

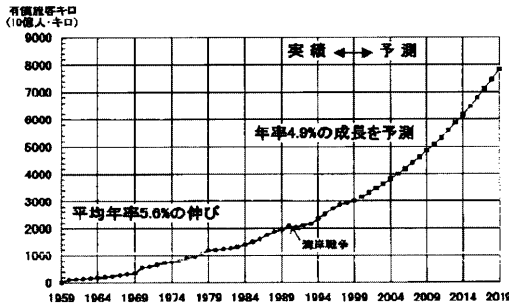


図6 市場の成長

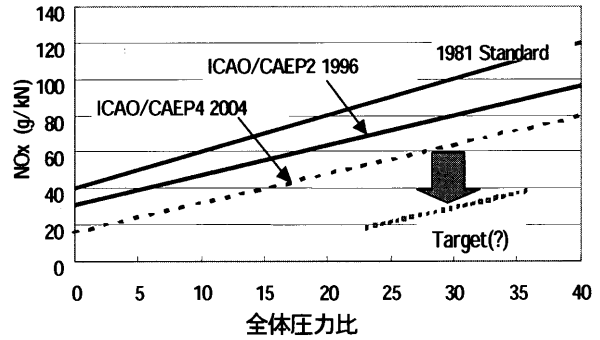


図8 NO_xの規制

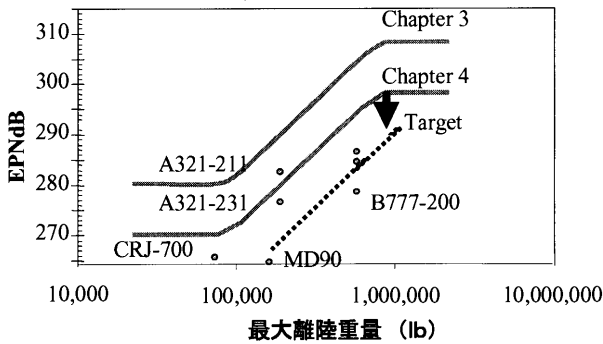


図7 騒音規制 (3地点合計)

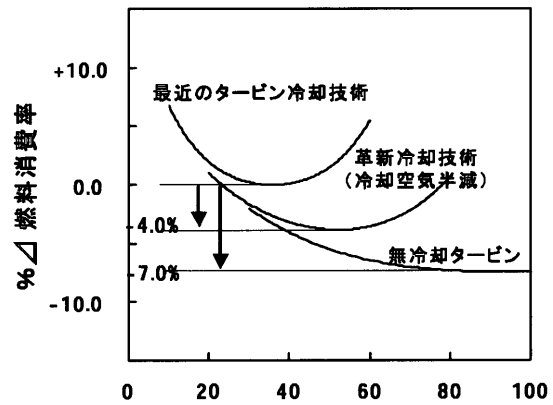


図9 燃料消費率と圧力比

今後の民間エンジンは環境への配慮，開発期間の短縮とライフサイクルコストが重要課題と考えられ，以下にこれらについて述べる。

4.2 環境への配慮

ジェットエンジンは石油燃料を燃やし，排気を高速で吹き出すことにより推力を発生させる熱機関であり，これまでも騒音と排気物 (NO_x, CO₂) は常に大きな関心事であった。

航空機の騒音レベルが高バイパス比化の流れとファン騒音低減対策の取り組みで著しく減ったのは前述のとおりであるが，騒音低減の要求はますます厳しくなっている。

図7にICAOの騒音規制の動向を示す。

現行の基準に対し，さらに-10 dBと強化されたChapter 4を2006年登録の機体からの適用を提言，各国が法制化に取り組んでいる。これに対応するため，亜音速機においては，更なる高バイパス比化，ファン衝撃波制御，ナセル形状や吸音材改良等の研究が進んでいる。機体やエンジンの軽量化，性能向上が騒音低減に寄与する事も期待されている。

次世代超音速機 (SST) では，空港付近での騒音を亜音速機と同等レベルにすることが製品の成立性の上で大きな課題となっている。SST機では排気ジェット速度が高く，そのままでは規制値を20 dBもオーバーしてしまうため，ミキサーエジェクタノズルによって外部流を導入することで排気速度を下げると同時に排気音を高周波数側にシフトさせ，それを吸音材で低減する方法などが有力でわが国でも研究が進められている。

NO_x 低減は，図8に示されるようにICAOは現行の

排出規制CAEP2を更に厳しくしたCAEP4の制定を決定しており，将来はより低い規制値が制定されよう。

燃焼の高温化はNO_xの指数関数的増加につながるので，燃料消費率改善のための高圧力比化と高温化の中でのNO_x抑制が大きな課題である。これを実現するため，一例として希薄均一燃焼により燃焼温度を下げる事が考えられ，希薄予混合予蒸発 (LPP) 燃焼器を信頼性・重量・コスト面でも成立させる事が研究されている。

CO₂の削減には，燃料消費率の低減が重要である。航空エンジンの燃料消費率はエンジンの熱効率と推進効率に反比例する。熱効率はエンジンの全体圧力比とタービン入口温度を上げることでよくなり，圧縮機・タービン等の要素効率の向上も直接熱効率の向上につながる。

これまでの高圧力比化と高温化により熱効率は50%レベルに達しているが頭打ちの傾向が見られる。この頭打ち現象は高温化によるタービン冷却空気量増大と，高圧力比化によるタービン冷却空気温度の上昇のための更なる冷却空気所要量増大のため，これがサイクル上の損失となって熱効率の向上を妨げる。図9に示すように，現状の冷却技術では全体圧力比40レベルに最適点が現れる。冷却技術が革新的に向上すれば，あるいは耐熱性の高い複合材料の活用により無冷却タービンが実現すれば全体圧力比の最適点が高圧側に移動し燃料消費率は更に低下する。

冷却技術あるいは革新材料が重要視される理由である。エンジン構成要素の効率についても改善努力が続けられ

ているが、各要素の効率はずでに限界に近づいており、要素効率改善よる今後20年間における燃料消費率改善はせいぜい4~5%と考えられる。

一方、推進効率の向上には排気ジェット速度を下げることで、すなわち単位空気流量あたりの推力を小さくすることが必要である。これまでの40年間、航空エンジンでは高バイパス化によりこれを実現してきた。バイパス比を大きくするとエンジン重量が増加し、前面面積の増加によりカウル抗力も増加するため、運航コストを最小にする最適のバイパス比が存在する。現在の技術レベルでは短中距離機で5~6、長距離機の場合には7~9となっている。このバリアのブレークスルーをするためにはファンとカウルの重量軽減が必須で、軽量複合材の全面的採用が期待されている。また、バイパス比が10を超えると低圧タービンの段数増加を防ぐためにギヤ付きのエンジン形態が、さらに15を超えるとファンの全作動域での安定作動を維持するために可変機構が必要となると考えられ、技術上の大きな課題が存在する。

我国においても「環境適合型次世代超音速推進システム研究開発(ESPR)」プログラムにおいて、次世代SST機に要求される厳しい環境適合性と経済性を実現させるための先進技術として、騒音低減、NO_x低減、CO₂排出抑制が主要研究項目とされている。騒音低減については吸音材の研究、混合促進をはかった低騒音ミキサージェクタの研究、NO_x低減についてはLPP燃焼器の研究、AI制御燃焼技術の研究、CO₂排出抑制については、高強度軽量金属複合材料の適用研究や軽量構造化の研究、セラミック複合材料等を高温部に適用する研究、高温部の冷却構造の研究がおこなわれている。

4.3 開発期間の短縮

航空エンジンビジネスにおいて開発のスピードが重要視されている。市場のニーズに迅速に対応し確実に事業を展開するため、エンジン開発期間の短縮が図られている。1980年代にはプログラムローンチから型式証明取得まで50ヶ月以上かかっていたものが、1990年代には40ヶ月台前半となり、現在では、30ヶ月以下を目指すものも出ている。開発期間短縮のためには、実績およびデータに基づいた設計をすること、初期設計段階で十分な解析を行いリスクを徹底的につぶしこむことが重要で

ある。近年は流体力学や構造力学に関する解析技術の進歩が著しく、高精度のシミュレーションが可能になった事がエンジンの性能や耐久性の設計の確度を向上させ、開発期間短縮している。今後も図10に示すようなCFDをはじめとするシミュレーションの高度化・大規模化がさらに進むことにより、エンジン概念設計段階での迅速な検討、基本設計での空力・伝熱・構造の連成解析、製造コストの予測等を可能にし、エンジン全体の最適設計が容易になることで、一層の開発期間短縮を実現でき、競争力強化が図れものと考えられる。

4.4 ライフサイクルコストの低減

航空輸送が特別なサービスであった時代は過去のものとなり、米国での規制緩和を経て大競争時代に入っている航空産業では、コスト競争力が生き残りの条件となっている。民間航空機の直接運行費は、燃料代を含めてエンジン関連コストが全運行費の30%程度を占めており、取得費、燃料代、整備コストを合わせた全体コストの最小化が強く求められている。

その手段として、エンジンのアフォーダビリティ[=性能(含;環境適合性)/全体コスト]という指標に注目し、それを向上させる事を目的とする研究が検討されている。研究内容の一例としては、性能向上による燃料消費率低減を狙った「高性能化」、重量軽減、取得コストおよびメンテナンスコスト削減のための「シンプル化」、低騒音、低NO_x化のための「環境適合」、きめ細かい性能向上およびメンテナンスコスト低減に必要な故障診断等のための「インテリジェント化」等が考えられている。なお、メンテナンスについては、主要な回転部品や構造部品に有限寿命設計が適用されている航空エンジンではこれを踏まえたメンテナンスプランの適正化がライフサイクルコスト上の大きなポイントとなる。さらに、近年の「産業のサービス化」の動きが重なり、航空エンジンメーカーはもはやエンジンというハードウェアを売るのではなく、サービスすなわち「POWER-BY-THE-HOUR」を供給するという姿に向かう傾向がある。これに伴い、エンジン運用データに基づく効率的な整備や寿命設計・寿命評価技術高度化の重要性が増しており、この分野での競争が今後激しくなると予想される。

5. むすび

日本の航空エンジン業界は、防衛庁向けエンジンをベースに事業を構築してきたが、中型エンジンV2500プロジェクト以降、超大型エンジンプロジェクト、小型エンジンプロジェクト等の民間エンジン国際共同開発事業に参加することで、ビジネスを成長させることができた。今後、防衛関係で自主開発力を維持、発展させると共に、民間エンジン分野での日本のシェアを拡大し、更には日本主導のプログラムを実現するためには、欧米で進められているような国家規模の研究開発プログラムを通して、総合的なエンジン技術力を向上させる必要がある。

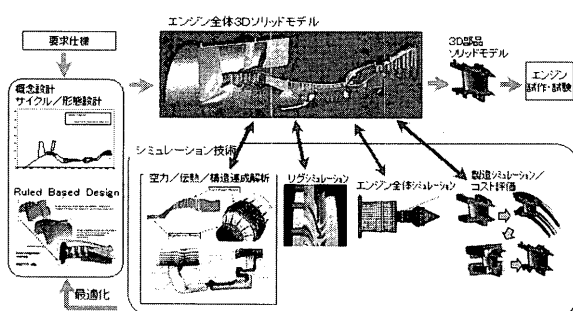


図10 シミュレーションの高度化・大規模化

〔特別講演〕

「ガスタービンの展望と期待」

—その趣旨—

特別司会 秋葉 雅史

30周年記念事業準備委員長より特別講演のテーマについて相談を受けました。その際、どこでも同じですが学会と名がつくと、その活動は研究や新製品の開発という領域に目が向けられがちです。しかし、本学会の如く単一の製品を扱う集まりでは、それを使用する業界や、規制する官庁などの応援団が多数存在しているから成り立っているものと思います。特にエネルギー変換の原動機である以上、エネルギー利用や環境問題を含み、関連の方々のお話を聞いたら面白いだろうと提案しました。

ガスタービンを内燃機関の一分野として取り扱い、50年の歴史を持つ国際燃焼機関会議（通称 CIMAC）はどう見ているのかを、幸いに1998年から3年間技術プロ

グラム担当副会長を務めた(株)東芝の本間友博氏（当時）にお願いしました。

続いて、ガスタービンの大口のユーザーであり、電力発生的重要機器として取り扱っている電力会社代表として、東京電力の火力技術センター長の檜崎ゆう氏に、ガスタービン利用の歴史、そして分散電源を含めて将来への期待についてお話頂くことにしました。

最後に、我が国のエネルギー利用の基幹である電力の安全供給を担当している原子力安全・保安院電力安全課長の福島章氏に、環境保全や規制の合理化の面から見たガスタービンの役割についてお話を伺うことにして締めくくることがとしました。

CIMAC 大会にみるガスタービン技術の動向

石川島播磨重工業株式会社 本間 友博*

1. まえがき

国際燃焼機関会議（以下 CIMAC）の国際会議（CIMAC 大会）は、1993年の第20回ロンドン大会から、2001年の23回ハンブルグ大会まで4回開催された。大会は往復動内燃機関部門とGT部門に大別されるが、以下、GT部門の動向を紹介する。GT部門の論文発表は平均22篇であるが減少傾向にある。日本は最多発表国で、1/3から1/2を占め、GT部門論文賞をロンドン大会から3大会連続受賞した。図1に4大会の発表論文88篇の技術分野割合を示す。

2. 技術の動向

新技術としては、高効率化を目指す高温化が進み、冷却技術の洗練化、新材料、耐熱・耐腐食性コーティング等のキーテクノロジー開発が注力され、高温化と共に増大するNOxに対し、より低減効果の大きな低NOx対策も必須となった。それらが実用化されて、1300℃級

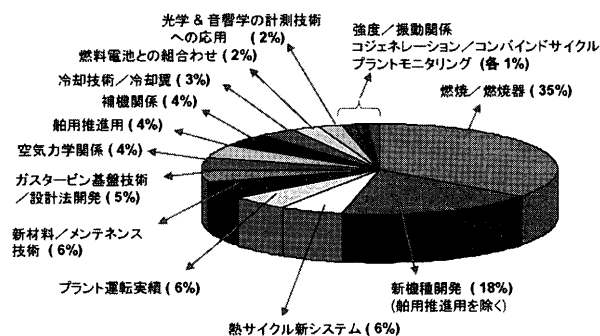


図1 CIMAC 4大会発表論文88篇の技術分野割合

143MWのV84-3(Siemens)、圧力比30効率37.8%の再熱式大容量機GT 24(165 MW, 60 Hz用)/GT 26(240 MW, 50 Hz用)(ABB(現ALSTOM POWER)), 1500℃級254 MWの501 G型(MHI)等の大型や、産業用6 MW機M7A-01(KHI), 2 MW級IM 270(IHI)等の中小型の実機開発・複合サイクルやコジェネレーションの運転実績等が発表された。501 G型の開発と運転実績報告、および、わが国ニューサンシャイン計画として進められた

原稿受付 2002年8月23日

*講演依頼時(株)東芝

〔特別講演〕

「ガスタービンの展望と期待」

—その趣旨—

特別司会 秋葉 雅史

30周年記念事業準備委員長より特別講演のテーマについて相談を受けました。その際、どこでも同じですが学会と名がつくと、その活動は研究や新製品の開発という領域に目が向けられがちです。しかし、本学会の如く単一の製品を扱う集まりでは、それを使用する業界や、規制する官庁などの応援団が多数存在しているから成り立っているものと思います。特にエネルギー変換の原動機である以上、エネルギー利用や環境問題を含み、関連の方々のお話を聞いたら面白いだろうと提案しました。

ガスタービンを内燃機関の一分野として取り扱い、50年の歴史を持つ国際燃焼機関会議（通称 CIMAC）はどのように見ているのかを、幸いに1998年から3年間技術プロ

グラム担当副会長を務めた(株)東芝の本間友博氏（当時）にお願いしました。

続いて、ガスタービンの大口のユーザーであり、電力発生的重要機器として取り扱っている電力会社代表として、東京電力の火力技術センター長の檜崎ゆう氏に、ガスタービン利用の歴史、そして分散電源を含めて将来への期待についてお話頂くことにしました。

最後に、我が国のエネルギー利用の基幹である電力の安全供給を担当している原子力安全・保安院電力安全課長の福島章氏に、環境保全や規制の合理化の面から見たガスタービンの役割についてお話を伺うことにして締めくくることがとしました。

CIMAC 大会にみるガスタービン技術の動向

石川島播磨重工業株式会社 本間 友博*

1. まえがき

国際燃焼機関会議（以下 CIMAC）の国際会議（CIMAC 大会）は、1993年の第20回ロンドン大会から、2001年の23回ハンブルグ大会まで4回開催された。大会は往復動内燃機関部門とGT部門に大別されるが、以下、GT部門の動向を紹介する。GT部門の論文発表は平均22篇であるが減少傾向にある。日本は最多発表国で、1/3から1/2を占め、GT部門論文賞をロンドン大会から3大会連続受賞した。図1に4大会の発表論文88篇の技術分野割合を示す。

2. 技術の動向

新技術としては、高効率化を目指す高温化が進み、冷却技術の洗練化、新材料、耐熱・耐腐食性コーティング等のキーテクノロジー開発が注力され、高温化と共に増大するNO_xに対し、より低減効果の大きな低NO_x対策も必須となった。それらが実用化されて、1300℃級

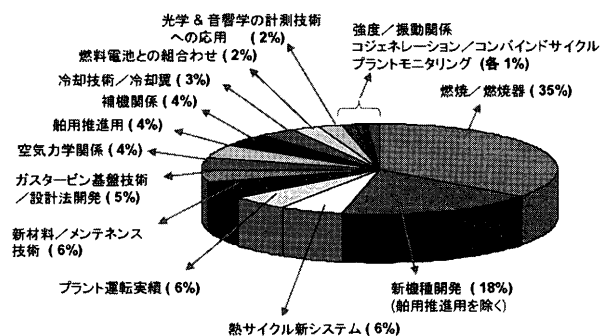


図1 CIMAC 4大会発表論文88篇の技術分野割合

143MWのV84-3(Siemens)、圧力比30効率37.8%の再熱式大容量機GT 24(165 MW, 60 Hz用)/GT 26(240 MW, 50 Hz用)(ABB(現ALSTOM POWER)), 1500℃級254 MWの501 G型(MHI)等の大型や、産業用6 MW機M7A-01(KHI)、2 MW級IM 270(IHI)等の中小型の実機開発・複合サイクルやコジェネレーションの運転実績等が発表された。501 G型の開発と運転実績報告、および、わが国ニューサンシャイン計画として進められた

原稿受付 2002年8月23日

*講演依頼時(株)東芝

セラミックスを材料とする 300 kWCGT 301 の先駆的報告 (IHI) に GT 部門論文賞が与えられた。

- ・空力・冷却関係では、圧縮機翼の部分特性・サージマージン改良 (KHI) や非定常翼面圧力の空力特性 (Siemens), タービン冷却動静翼の冷却空気最適化設計をめざす非粘性流動解析や完全三次元粘性流動解析と環状翼列試験の精度比較 (MHI) 等が報告された。冷却関係では、タービン翼内面の乱流促進リブの熱伝達率改良と冷却流路設計最適化の詳細な実験の報告 (日立) が、GT 部門論文賞に選ばれ、また、リターンフロー型蒸気冷却タービン動翼の冷却性能に及ぼす湿度の影響について (IHI) も報告された。
- ・振動・強度関係に関しては、ファンブレードのフラッタ挙動と入口端カットバックやスパンシュラウド角度の変更による防止効果 (Chalmers 大), タービン動翼ブラットホームに装着される摩擦ダンパの質量最適化による動翼振動の制振効果 (ハノーバ大・Siemens) が報告された。
- ・燃焼器・燃焼技術については、環境問題の対応から論文数は多く 35% を占め、高温化に平行して乾式低 NO_x 技術開発が行われ、小型から大型まで、ガス燃料予混合燃焼方式の低 NO_x 化技術が実用化された。デュアル燃料用 EV バーナ (ABB) がガス燃料で 20 ppm, ハイブリッドバーナ (MAN & Siemens) が 14 ppm を実現した報告, 6 本ある 2 段燃焼バーナの使用バーナ数を負荷に応じて増減させる一缶形低 NO_x 燃焼器の実機運転結果 (三井造船), GE の MS 6001 B 用 DLNC の開発と 84% NO_x 低減の実績 (SINTEF), Solar 社 GT 希薄予混合燃焼器の 25 ppm の運転実績, EV バーナー出口での燃料油の予蒸発・予混合距離を長くし液体燃料にも適用可能なアドバンス EV バーナーを用いてステージング燃料制御を行う缶型燃焼器 (ABB), 燃料供給管を巡回羽根に内蔵し予混合燃料と空気の混合時間を最小化させ逆火防止と 15 ppm から 25 ppm の低 NO_x 達成 (Siemens), サイロ型用燃焼バーナをアニュラー型用ハイブリッドバーナに改良して発生した燃焼振動対策として、燃焼の遅延時間をずらすための円筒をバーナ出口に設置し実機 V 84.3 での振動抑制と 7% の出力増加, ならびに 22 ppm から 15 ppm への NO_x 低減実現 (Siemens), 先進的なものとして、余剰窒素を燃焼器に注入する酸素吹き IGCC で得られる中発熱量燃料ガス用の実寸大燃焼器での大気圧燃焼試験結果 (電中研・東芝) や、CO₂ 回収 PJ で開発中のメタン・酸素焼き燃焼器 (日立), また、CIMAC の WG 6 “GT Emissions Regulation” の、ガスタービン排気に関する各国の現在および将来の排気規制値データベース構築状況報告や、芳香族含有燃料に対し 40 MW 実機による水噴射、燃焼触媒の添加、天然ガスとの混焼など排ガス制御の燃焼試験結果等 (GE Power), 低発熱量のバイオマスガス化燃料を対

象にした触媒燃焼器の試験結果 (スウェーデン王立大) など多彩な報告が行われた。一方、燃焼解析技術では、乱流化学反応モデルや複雑な各種化学反応モデルを考慮した、希薄予混合予蒸発形燃焼器の混合・フラッシュバックの数値解析 (Chalmers 大), 予混合燃焼で発生しやすい振動燃焼防止のための音響モデルの解析と実験比較 (アーヘン工科大), 渦拡散を持つ K-ε モデルによる燃焼器内部流れ・温度分布の三次元数値解析 (ノルウェー大), 時間平均乱流モデルに新たな燃焼モデル Turbulent Flame Speed Closure Model を組合せての旋回流を伴う予混合燃焼器の数値解析 (Chalmers 大), Large Eddy Simulation モデルを用いた保炎器廻りの乱流予混合火炎解析と実測による検証結果 (日立) など、高度な報告がなされた。

- ・メンテナンス技術については、1300℃ 級高温 GT の運転時間の蓄積と共に高温部品寿命予測技術開発も進められ、タービン静翼有効部の亀裂分布予測と検査結果の比較から亀裂長さ分布の統計的予測が可能な複合損傷シミュレーション解析手法 (東芝), ガス通路部の非線形解析から要素性能変化を早期把握し、早い時期に必要な部品の手配を行う GT 診断とデータ収集・処理法 (クランフィールド大) など研究成果が報告された。
- ・コージェネレーション・複合サイクル関係では、航空転用形 GT を利用した熱併給プラントのライフサイクルコスト (GE), IM 5000 STIG プラントの運転実績と展望 (明電舎), JR 東日本川崎複合サイクルプラントの計画と実績 (日立・JR 東日本), 電力需要にはガス機関と GT での発電と買電, 熱需要には貯蔵した温水熱源と補助ボイラを使う熱・電供給システム (セビリヤ大), 可変速マイクロタービンを使う小形のコージェネシステム (NESA A/S 他) などが報告された。
- ・新システムについては、地球温暖化防止を目的に熱効率向上と CO₂ 除去を目指す新サイクルシステムが各種発表された。メタンと酸素の等量燃焼による CO₂ と H₂O の混合媒体を循環作動流体とするタービン入口条件 50 ata 1440℃ の Brayton サイクルと、タービン出口で作動流体を一部抽気し蒸気タービンサイクルに導き、復水器で蒸気は復水し、CO₂ は抽気圧縮され系外に抽出され、水は再び昇圧され熱交換器で蒸発し、蒸気圧縮機で圧縮されて燃焼器に供給される、熱効率 63% (LHV) が期待される GRAZ サイクル (Graz 大) や、天然ガスと酸素を等量燃焼させ、CO₂ と H₂O 混合ガスを作動媒体とする 1,350℃ Brayton サイクルと、同じく等量燃焼させる 1350℃・34.3 Mpa/1700℃・4.2 Mpa の再熱燃焼 Rankin サイクルを図 2⁴⁾ に示すように組合せ、有効効率 55.9% (HHV) 比出力 0.929 MW/(t/h) となるゼロエミッションで、高効率な新しい閉サイクル複合システム (MHI) が発表された。また、2,000 kW 級 GT と組合せて電気出力 7,000 kW, 送電端効率 53.6% (HHV) の MCFC モジュールと既存

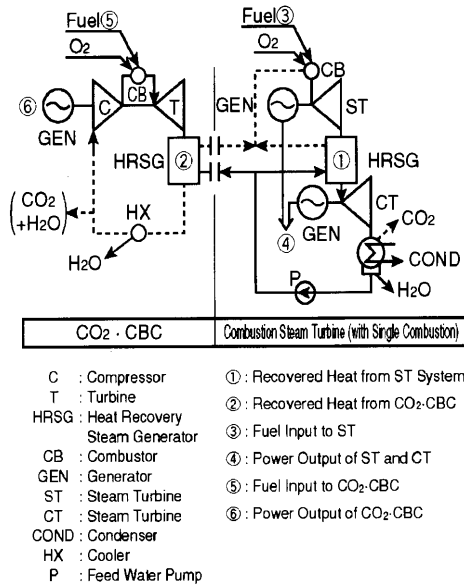


図2 CO₂/H₂O Hybrid System の構成

GT との複合システム (IHI) など燃料電池と GT の組合せたシステムが報告された。

- ・ 船用ガスタービンについては、船舶用 MFT-8 型のサイクル計算から中間冷却再生サイクルが最適との検討結果 (MHI)、航空用に開発された GT 35 (17 MW) 型の船用への転用と運転に伴う問題とその解決の実績 (ABB)、RR 社の RB 211 最新 Trent 型のエンジンコンポーネントをベースに効率向上を目指し米英仏 3 国

共同で開発された艦艇用 GT WR-21 (21.7MW) の紹介 (Royal Navy, RR)、また将来の環境規制に備えて艦艇用の発電用ディーゼルに代わる再生サイクル 1850 kW GT 発電機の開発 (英国海軍) などが報告された。

3. おわりに

CIMAC の GT 部門は欧州と日本を中心に活動されてきたが ASME・IGTI が隔年毎に欧州で国際会議を開催するためか、CIMAC GT 部門への論文数は減少の傾向にある。しかし、実機適用の実用性を重視し地道な研究成果や運転結果が報告されてきており、今後もその傾向は続くであろう。

2004 年 6 月には 27 年振りに日本で第 24 回 CIMAC 京都大会が開催される。皆様からの多数の論文応募と登録参加を切に期待する次第である。

参考文献

- 1) 特集「第 20 回 CIMAC ロンドン大会報告」p 9-59, 「内燃機関」(1993, 11), Vol. 32 No. 409
- 2) 特集「第 21 回 CIMAC インターレーケン大会報告」p 9-67, 「内燃機関」(1995, 11), Vol. 34 No. 434
- 3) 日内連技報 (第 1 号)「第 22 回 CIMAC コペンハーゲン大会および CIMAC ツアー報告」1998.11 発行
- 4) 日内連技報 (第 2 号)「第 23 回 CIMAC ハンブルグ大会報告」2001.11 発行

電気事業から期待するガスタービン

東京電力株式会社 火力部 火力エンジニアリングセンター
 榑崎 ゆう

1. はじめに

我が国の電気事業において、ガスタービン発電設備が初めて導入されてから 30 年以上が経過した。導入当初のガスタービン入口温度は 800℃ 程度であり、熱効率が極めて低かったため、非常用/ピーク電源としての用途に限られていた。その後、ガスタービン高温化技術の進展により効率が大幅に改善され、1,100℃ 級、さらには 1,300℃ 級コンバインドサイクルとして急速に導入が進んだ。今日では、ベース/ミドル電源として、LNG 焼き火力発電の主流を成すにまで至っている。本稿では、電気事業におけるガスタービン発電の経緯を総括するとともに、今後のガスタービン技術へ寄せる期待について述べる。

2. 電気事業におけるガスタービン発電の変遷

我が国の電気事業における最初のガスタービン発電設備は、昭和 40 年代初めに遡る。当時は年間 10% 台という急激な勢いでピーク電力需要が伸びており、建設期間の短いガスタービン発電が相当数建設された。ガスタービン発電は、急速起動・停止が可能であり、負荷調整機能に富んでいるが、当時のガスタービン入口ガス温度は 800℃ 程度であり、単体熱効率は 20% (燃料低位発熱量基準; 以下同様) 程度と極めて低かった。さらに、高温部品の信頼性の面でも十分に満足できるものではなく、非常用もしくはピーク用電源としての用途に限られていた。

昭和 50 年代に入り、材料技術の進展もあり、信頼性も改善され、タービン入口ガス温度 1,100℃ 級、出力 7~10 万 kW、単体効率 30% 前後の発電用大型ガスター

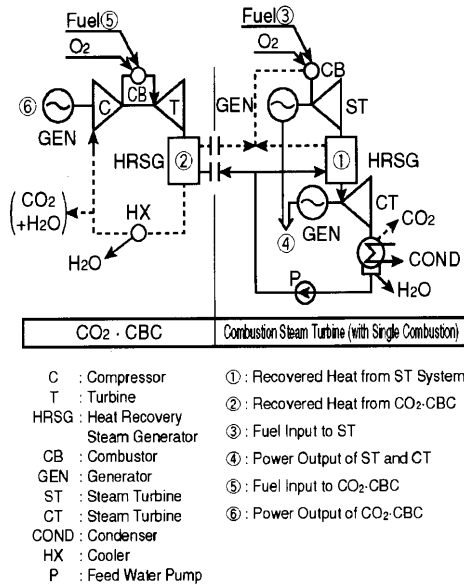


図2 CO₂/H₂O Hybrid System の構成

GTとの複合システム(IHI)など燃料電池とGTの組合せたシステムが報告された。

- ・船用ガスタービンについては、船舶用MFT-8型のサイクル計算から中間冷却再生サイクルが最適との検討結果(MHI)、航空用に開発されたGT 35(17 MW)型の船用への転用と運転に伴う問題とその解決の実績(ABB)、RR社のRB 211最新Trent型のエンジンコンポーネントをベースに効率向上を目指し米英仏3国

共同で開発された艦艇用GT WR-21(21.7MW)の紹介(Royal Navy, RR)、また将来の環境規制に備えて艦艇用の発電用ディーゼルに代わる再生サイクル1850 kW GT 発電機の開発(英国海軍)などが報告された。

3. おわりに

CIMACのGT部門は欧州と日本を中心に活動されてきたがASME・IGTIが隔年毎に欧州で国際会議を開催するためか、CIMAC GT部門への論文数は減少の傾向にある。しかし、実機適用の実用性を重視し地道な研究成果や運転結果が報告されてきており、今後もその傾向は続くであろう。

2004年6月には27年振りに日本で第24回CIMAC京都大会が開催される。皆様からの多数の論文応募と登録参加を切に期待する次第である。

参考文献

- 1) 特集「第20回CIMAC ロンドン大会報告」p 9-59, 「内燃機関」(1993, 11), Vol. 32 No. 409
- 2) 特集「第21回CIMAC インターレーケン大会報告」p 9-67, 「内燃機関」(1995, 11), Vol. 34 No. 434
- 3) 日内連技報(第1号)「第22回CIMAC コペンハーゲン大会およびCIMAC ツアー報告」1998.11 発行
- 4) 日内連技報(第2号)「第23回CIMAC ハンブルグ大会報告」2001.11 発行

電気事業から期待するガスタービン

東京電力株式会社 火力部 火力エンジニアリングセンター
 榑崎 ゆう

1. はじめに

我が国の電気事業において、ガスタービン発電設備が初めて導入されてから30年以上が経過した。導入当初のガスタービン入口温度は800℃程度であり、熱効率が極めて低かったため、非常用/ピーク電源としての用途に限られていた。その後、ガスタービン高温化技術の進展により効率が大幅に改善され、1,100℃級、さらには1,300℃級コンバインドサイクルとして急速に導入が進んだ。今日では、ベース/ミドル電源として、LNG 焼き火力発電の主流を成すに至っている。本稿では、電気事業におけるガスタービン発電の経緯を総括するとともに、今後のガスタービン技術へ寄せる期待について述べる。

2. 電気事業におけるガスタービン発電の変遷

我が国の電気事業における最初のガスタービン発電設備は、昭和40年代初めに遡る。当時は年間10%台という急激な勢いでピーク電力需要が伸びており、建設期間の短いガスタービン発電が相当数建設された。ガスタービン発電は、急速起動・停止が可能であり、負荷調整機能に富んでいるが、当時のガスタービン入口ガス温度は800℃程度であり、単体熱効率は20%(燃料低位発熱量基準;以下同様)程度と極めて低かった。さらに、高温部品の信頼性の面でも十分に満足できるものではなく、非常用もしくはピーク用電源としての用途に限られていた。

昭和50年代に入り、材料技術の進展もあり、信頼性も改善され、タービン入口ガス温度1,100℃級、出力7~10万kW、単体効率30%前後の発電用大型ガスター

ビンが開発された。タービン排ガスも 500℃ 程度まで高温化することから、この排熱を回収するコンバインドサイクル発電への関心が高まった。一方、当時の汽力発電は、再熱・再生サイクルの採用、超臨界圧プラントの導入、ユニットの大容量化により、その熱効率は既に 44% 前後にまで達していた。しかし、ボイラ、タービンの金属材料の高温域における強度上の制約から、蒸気タービンの入口蒸気条件は、24 MPa・566℃ 級が実用的、経済的に最適なものと考えられていた。このような中で、1,100℃ 級コンバインドサイクル発電は、熱効率を約 47% にまで改善するものとして期待され、1970 年代から、欧米を中心に多数導入された。我が国においては、昭和 59 年の東北電力(株)東新潟 3 号系列(109 万 kW)、昭和 60 年の東京電力(株)富津 1・2 号系列(200 万 kW)の導入が、ベース/ミドル電源としての、本格的コンバインドサイクル発電時代の幕開けとなった。

その後、高温部品材料、冷却システム、翼コーティングの開発や、低 NOx 燃焼器の開発が進み、タービン入口温度をさらに 1,300℃ 級まで上昇させた高効率ガスタービンが開発された。ガスタービン単機出力についても、50 Hz 機で 23 万 kW 程度と大容量化され、スケールメリットとスペースファクタが大幅に改善された。平成に入ると、電力需要が大幅に増加し、平成 5 年頃から 1,300℃ 級コンバインドサイクル発電が順次導入されている。これまでに、国内総計 60 基以上(ガスタービン台数)、総出力約 2,100 万 kW の設備が運転開始している。当社においては、平成 8 年の横浜火力 7・8 号系列(280 万 kW)を初めとして、昨年 7 月に運転開始した富津火力 3 号系列(系列出力 152 万 kW のうち 76 万 kW が運開済)まで、合計 720 万 kW の 1,300℃ 級コンバインドサイクル発電が稼働している。また、熱効率については 55% 以上を達成している。当社において、コンバインドサイクル発電の容量合計は、LNG 焚発電の 4 割以上を占めるにまで至っている。

3. 今後のガスタービン技術に期待すること

日本経済の不況長期化、電力自由化の進展等の状況下においては、電気事業者としてガスタービン技術に期待することは以下の通りである。

第一には、更なる高温化、高効率化の技術開発である。

熱効率 60%、単機出力 50 万 kW を達成する 1,500℃ 級コンバインドサイクルについては、既に商用化されている。当社でも平成 19 年からの導入を決定しており、本技術の成熟に期待する。特に、ガスタービン蒸気冷却系の信頼性や、高温部品の寿命向上及び補修方法等の保全技術について、一層の知見の充実を期待するところである。

第二には、高効率な中容量ガスタービンの開発である。需要動向が不透明な状況においては、必要に応じて、短期間かつ段階的に、容量を追加できる柔軟な選択肢を持つことも重要と考えている。一案として、十萬 kW 規模のシンプルガスタービンが挙げられる。熱効率については、中小汽力発電並の達成が一つの目処となると思われる。経年火力のリプレース等、需要に合わせて短期に建設可能な高効率シンプルガスタービンの将来性は大きいと考えられる。

第三には、既存のガスタービンに関わる信頼性向上である。今後のコンバインドサイクル発電は、需給調整電源として、起動停止の頻度が高くなり、高温部品のストレスに繋がる運用が増加すると想定される。従って、低サイクル疲労強度の向上等が一層重要な課題となるであろう。また、燃焼器については、燃焼振動対策が大きな課題であるが、設計段階での予測・対策を可能とするような燃焼器ラボ試験手法や、数値解析手法の開発が望まれる。

最後になるが、分散型電源として市場に投入されているマイクロガスタービン(MGT)については、熱効率が 24%~28% 程度と低く、経済性の問題もあり、導入が加速する状況にはないと認識している。環境性に優れた小規模分散型電源として、燃料電池とともに MGT は、将来的可能性を内在している技術であると考えられるが、今後の普及のためには、ガスエンジンやディーゼルエンジン並みの効率向上と、数十 kW から数百 kW 規模の用途に合わせた多様な機種を開発を図り、ディーゼル発電に匹敵する経済性が必要であろう。

4. おわりに

この 30 年間のガスタービン技術の発展にはめざましいものがあつた。今後も、電気事業における高効率発電の主流として重要な役割を担い続けることであろう。引き続き、更なる高効率化、信頼性向上に向けて、活発な研究開発を期待する。

電気事業におけるガスタービンの役割

経済産業省 原子力安全・保安院 福島 章

1. 電気事業を巡る情勢

我が国のエネルギー施策の目標は、「環境保全や効率化の要請に対応しつつ、エネルギーの安定供給を実現する」ことである。この基本方針のもと、電気事業についても、地球温暖化防止に向けた二酸化炭素排出量の抑制と、自由化・規制緩和を通じた一層の効率化を同時に達成することが必要であり、以下に掲げる項目に関連して、電気事業法においても必要な対応を図っている。

- 我が国のエネルギー需給
- 一次エネルギー供給の構成比の推移
- 最終エネルギー消費の推移
- エネルギー起源のCO₂排出量
- 2010年度の石油代替エネルギーの供給目標

経済産業省では、従来から3E(Energy Security, Environment, Efficiency)政策を掲げているところであり、電気事業法はその実効的法令の一つとしての役割を担うものである。

2. 環境保全

環境保全の観点から、電力供給に当たっては天然ガス、原子力及び新エネルギーをより一層活用していくことが重要である。なかでも、天然ガスを燃料とするガスタービン発電は、経済性などの面から分散型電源として現実的な発電設備であるばかりでなく、コージェネレーション化による高効率化により、環境への負荷低減が実現できるものである。

また、老朽化した石油や石炭火力設備をLNG火力設備やガスタービン発電等へ転換する、いわゆる「燃料転換」の必要性も高まっており、環境保全の面からガス燃料燃焼発電設備への役割は大きい。

- 温室効果ガスの削減
- 需要サイドの新エネルギー普及目標

3. 規制の合理化

(1) 電気事業規制緩和

平成7年及び平成11年の電気事業法改正により、電

力の一部自由化がなされ、特定規模電気事業等の電力供給形態の登場によって他業種からの電力市場への参入が始まり、市場の活性化がなされている。

経済性の観点からは、石炭火力発電も有力な発電方法であるが、今後の形態としては特定規模電気事業者等によるオンサイト発電において、ガスタービン発電が採用されることが予想されるとともに、効率向上の観点からも、ガスタービンに対する期待は高い。

(2) 保安体制合理化

我が国のエネルギー施策の目標を達成するにあたり、ガスタービン発電は重要な位置を占めるが、発電設備としての安全確保が前提である。原子力安全・保安院では、電気事業法に基づき、発電に係る安全確保のための規制を行っているが、ガスタービンに関係する以下の規制見直しの他、技術進歩や社会環境の変化に応じ、規制の合理化・高度化を図っている。

- 技術基準の性能規定化
- 監視方式の緩和
- 定期自主検査の対象縮小
- マイクロガスタービンに係る規制緩和

4. むすび

電気事業法に基づく保安規制は、技術進歩や社会情勢の変化に応じて適切に検討することが重要であり、これを社会情勢等に応じたものとすることによって、結果としてガスタービン等分散型電源の導入促進にもつながるものと考えられる。これまで、数度にわたり保安規制の見直しが行われ、現在、総合資源エネルギー調査会・電力安全小委員会においても議論されているが、その主要な論点は、自主保安、自己責任及び民間事業者の取り組みを踏まえた保安規制の合理化である。

したがって、今後、ガスタービンの更なる普及を図るに当たっては、民間事業者等における保安に向けた積極的な取り組みが不可欠であり、関係者の方々の一層の御努力に期待したい。

容積型ガス発生機を有する小型ガスタービンエンジンの性能向上に関する研究(第2報)

A Simulating Study on Thermal Efficiency of a Small Gas Turbine Engine with a Reciprocating Gasifier (Part II)

尾崎 正幸*¹
OZAKI Masayuki

宮入 武*¹
MIYAIRI Takeshi

伊藤 高根*²
ITOHO Takane

キーワード：Small Gas Turbine, Reciprocating Gasifier, Thermal Efficiency, Turbocompound

Abstract

This paper describes a simulating analysis of a small gas turbine engine with a reciprocating gasifier. In the previous paper, authors showed the possibility of one optimum system with the thermal efficiency of over 46% and the specific power of about 390 kW/(kg/s). In the successive optimizing studies, another system with a thermal efficiency of more than 50% could be proposed, although the configuration was rather complicated. In this time, another system having more simple configuration, where the combustion gas was exhausted to the turbine during the recompression stroke instead of the expansion stroke, was introduced and some parameters were optimized by focusing on the effects of heat release rate and exhaust valve opening timing on the thermal efficiency and specific power of the system. Good results were obtained.

1. はじめに

小型ガスタービンにおいて熱交換器を用いずに大型ガスタービン並の熱効率を達成する方法として、原理的には高温・高圧下での燃焼が容易な容積型エンジンに着目し、これをガス発生機に用いた2軸式ガスタービンの可能性が考えられる。筆者等はシミュレーションプログラムを開発し、システム構成や性能に及ぼす基本パラメータの影響を検討してきた。その結果、熱効率46.5[%]、比出力389[kW/(kg/sec)]という性能が得られたことは報告した⁽¹⁾⁽²⁾。その後の検討により目標熱効率50[%]を上回る設計条件も存在するが、システムの複雑さ等も考慮すると、より簡素化する必要がある、燃焼パターン、吸排気行程に焦点をおきサイクル改善を行った結果、比較的単純なシステムでも大型ガスタービン並の熱効率達成の可能性が得られたのでその概要を報告する。

2. 性能評価方法と前報の概要

Fig. 1 にベースとなる検討対象システムの構成図を示す。過給用圧縮機とそれを駆動する容積型エンジンから

なるガス発生機と、出力タービンからなるいわゆる2軸式ガスタービンである。過給用圧縮機の形式は問わないが、入口状態、吸気系圧力損失率、圧力比、断熱効率を与えて、駆動仕事、出口空気の圧力および温度を算出する。ガス発生機は通常のレシプロ式エンジンを流用する。エンジン吸入空気の状態は過給用圧縮機出口状態と等しいと仮定し、レシプロエンジン部の諸元とタービン入口圧力を与えて、通常のサイクル計算を行う。吸排気行程における弁部通過流量は喉部の面積が変化するノズルと仮定し計算するが、流量係数は実験値を参考にバルブ揚程の関数とした。また燃焼行程ではいわゆる三角燃焼パターンを仮定し熱発生率をクランク角度に対して与えた。また冷却損失の計算はピストンの動きに応じて定まるシ

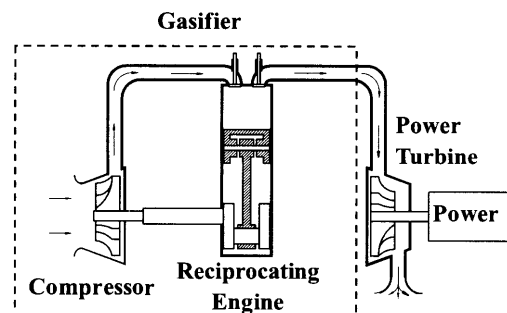


Fig. 1 Engine Configuration (Type①)

原稿受付 2002年6月4日

- * 1 東海大学大学院
〒259-1292 神奈川県平塚市北金目 1117
- * 2 東海大学工学部生産機械工学科
〒259-1292 神奈川県平塚市北金目 1117

リンダー内平均ガス温度、熱伝達率、伝熱面積および壁面温度より算出するが、壁面温度はほとんど変化しないので一定値として与えた。これらの仮定の下に①質量保存の法則、②状態方程式、③エネルギー保存の法則をシリンダー内ガスに適用しシリンダー内圧力および温度に関する連立微分方程式を導出しクランク角度の変化に応じて時々刻々計算する。与えられた回転数に対し、サイクルごとの吸入空気量、仕事量、燃料供給量、ガス発生機熱効率、空気過剰率、排気ガス量、排出エンタルピー等を算出し、ガス発生機としての取束値を求める。出力タービンはガス発生機から排気されるガスの温度、圧力、流量を入力データとし、膨張比、断熱効率を与えタービン出力および比出力を求める。タービンは排気溜を有する定圧タービンとして計算した。より具体的にはレシプロエンジン部は過給用圧縮機を駆動するだけの仕事を発生すれば良いので、まず通過流量を1[kg/sec]としたときの過給用圧縮機駆動仕事を計算しておく。次に与えられた寸法緒元および回転数に対してレシプロエンジン部のサイクル計算を行い、吸入空気量に見合う圧縮機駆動仕事と同じ仕事を発生する燃料供給量を求め、そのときの必要な各種特性値を算出する。さらにガス発生機より排出されたガスの状態量よりタービンの出力を求める。これらの結果からガス発生機部での燃料供給量と出力タービンからの出力よりエンジンシステム熱効率を求め、また比出力は、平均吸入空気量とタービン平均出力より求める。なお、本システムの熱効率に直接影響すると思われる主なパラメーターは、圧縮機、タービンの断熱効率、過給圧力比、レシプロエンジン部の主要諸元である。

以上のような考えに基づき、まず Fig.1 に示すシステム(タイプ①)に対して性能に影響を及ぼす主要パラメーターの最適化をはかった結果、熱効率 37.7[%]、比出力 231.6[kW/(kg/sec)]であった。熱効率、比出力ともに期待したほど高くない原因を調べたところ、過給用圧縮機の駆動仕事が少ないためにレシプロエンジン部の行う仕事も小さくなり、燃空比が薄く、燃焼行程においてシリンダー内温度が十分上昇せずタービン入口ガス温度も高くないためと思われたので、次に Fig.2 に示すようにバイパス用圧縮機を導入し駆動仕事を増加させた。

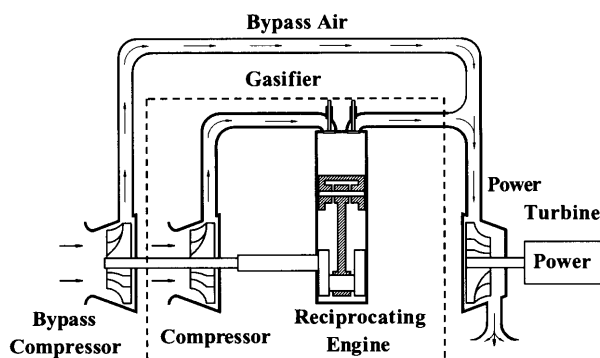


Fig. 2 Engine Configuration (Type 2)

最適化を行った結果、過給用圧縮機の圧力比 3.0、バイパス用圧縮機の圧力比 8.0、バイパス比 1:1、レシプロエンジン部の圧縮比 17、エンジン回転数 5000[rpm]、壁面平均温度 1120[°C]において、エンジンシステム熱効率 46.5[%]、比出力 389[kW/(kg/sec)]と大幅な改善がみられた。

3. 燃焼モデルの変更

通常のレシプロエンジンではできるだけ等容度が高いほど熱効率は高くなるが、本システムでは出力はタービンのみから取り出されるため、タービンに供給されるガスを高温・高圧にできれば出力は向上し、それに伴って熱効率も向上するはずである。同じ圧縮比の場合、等圧燃焼の方がより排気ガスの圧力、温度が高くなるので熱発生パターンを等圧燃焼に変更した。ベースとしてはタイプ②において比較的よい結果の得られたパラメーターの値をもとに、過給用圧縮機圧力比 3.0、バイパス用圧縮機圧力比 8.0、バイパス比 1:1、ガス発生機部の圧縮比 17、エンジン回転数 5000[rpm]とし、壁面平均温度は、壁面からの冷却損失がほぼ 0 となるように与えた。

(1) レシプロエンジン部圧縮比の影響

Fig. 3 に結果を示す。圧縮比が小さくなるほどエンジンシステム、ガス発生機熱効率は共に減少した。ガス発生機は圧縮機の駆動仕事のみを行えばよいから発生仕事は一定である。圧縮比が低くなればシリンダー内圧力が減少するので、燃焼幅は必然的に長くなり、燃料は多くなる。そのためにガス発生機熱効率は低下する。また、燃料供給量が増加するためにタービン入口温度も上昇し、比出力は増大するが極僅か燃料供給量が多くなるためにエンジンシステム熱効率は僅かに減少している。圧縮比 17 の時のシリンダー内最高圧力は 150.0[kg/cm²]となるのでレシプロエンジン部の耐久性等を考慮すると圧縮比 17.0 以上は不適切であると考えられる。

(2) 圧縮機圧力比の影響

過給用圧縮機の圧力比を高くすると、シリンダー内最高圧力も高くなる。そこで最大圧力に影響を及ぼす圧縮

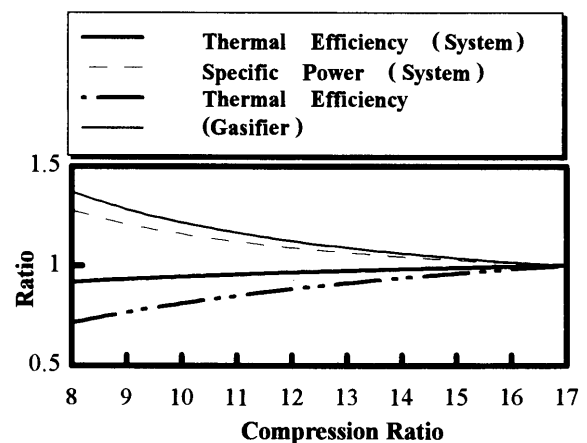


Fig. 3 Effect of Compression Ratio

比の影響を調べるために、17、13および8の圧縮比に対し性能計算を行った。Fig. 4に、圧縮比17、圧力比3の場合を基準に熱効率と比出力の相対値を示しているが、圧縮比一定で過給用圧縮機圧力比を高くすると、どの圧力比の場合でもエンジンシステム熱効率はほとんど一定であった。その要因は圧力比が高くなるほど、吸入空気量も燃料供給量も増加するが、空燃比がほぼ一定であるため、Fig. 5とFig. 6のようにシステムの最高温度、タービン入口温度、壁面温度もそれほど変化しないため

と思われる。また、圧力比を高くすると最高圧力が上昇し強度的にも問題がでるため過給用圧縮機圧力比は低くおさえた方がよいようである。次にバイパス用圧縮機圧力比の影響を調べた。圧力比を低くするとFig. 7のようにエンジンシステム熱効率および比出力は低下した。バイパス用圧縮機圧力比が低くなるとレシプロエンジン部が行う仕事が減少し、燃料供給量も少なくなりタービン入口温度が低くなるためである。

(3) バイパス比の影響

レシプロエンジン部空気量に対し、バイパス空気量を相対的に変化させた。Fig. 8に示すようにバイパス空気量が増加するとレシプロエンジン部が行う仕事も必然的に増加するため燃料供給量が多くなり、最高温度が上昇し排気ガス温度も上昇するが、バイパス空気量が増加するので混合により冷却される度合いが高くなるため、タービン入口温度はほとんど上昇せずエンジンシステム熱効率もほとんど変わらないことがわかった。また、バイパス空気量を2.5以上に設定するとレシプロエンジン部が二つの圧縮機を駆動させるだけの仕事を発生できなくなった。

(4) 等圧燃焼パターンの導入による効果

検討対象システム(タイプ②)において熱発生パターンを三角燃焼モデルより等圧燃焼モデルに変更し同様に

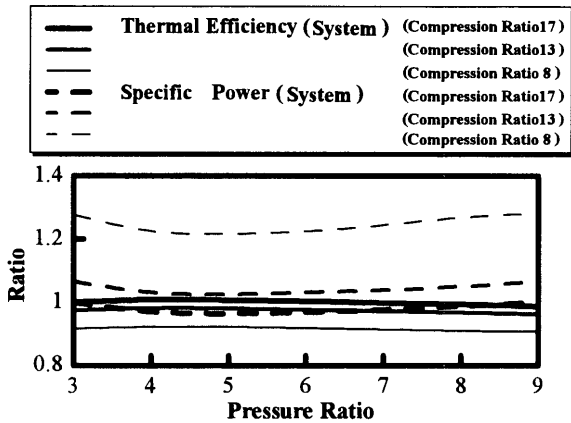


Fig. 4 Effect of Pressure Ratio

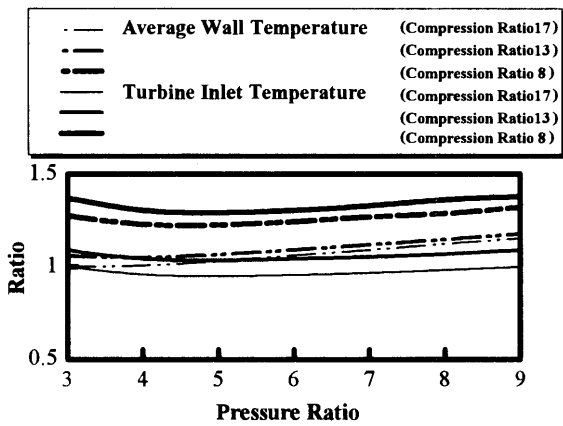


Fig. 5 Effect of Pressure Ratio

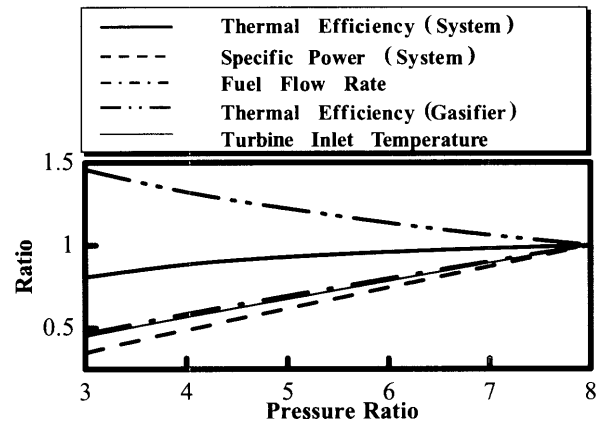


Fig. 7 Effect of Bypass Compressor

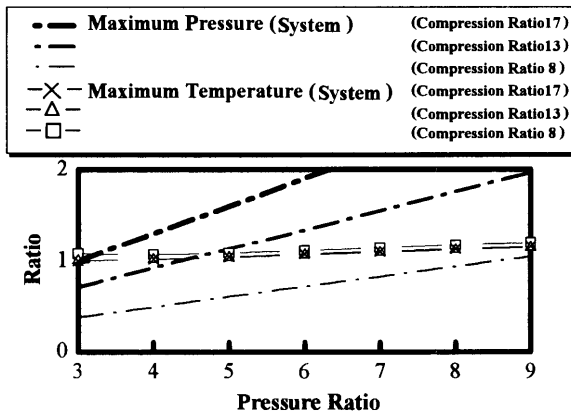


Fig. 6 Effect of Pressure Ratio

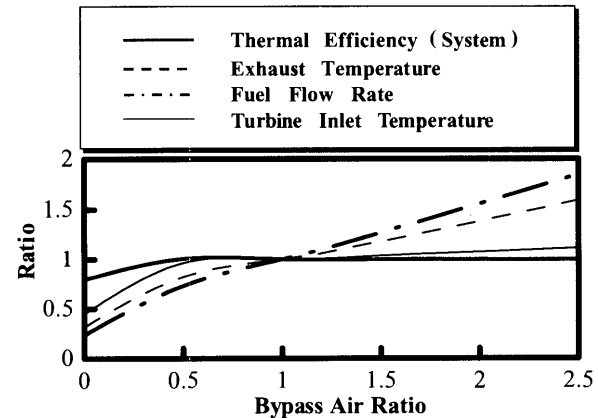


Fig. 8 Effect of Bypass Ratio

各種パラメーターの影響を検討した結果、エンジンシステム熱効率51.7[%]、エンジンシステム比出力464.3[kW/(kg/sec)]と大幅に改善された。しかし、タービンは排気溜を有する定圧タービンモデルとしているためシリンダー内最高温度が約2073[K]とかなり高温となるにもかかわらず排気溜でバイパス空気との混合による冷却効果もありタービン入口温度は約1123[K]とシステムが複雑なわりには期待したほど高くないことがわかった。

4. タービンモデルの変更と排気タイミングの検討

以上述べたようにこれまでのモデルでは一定圧吸入、定圧タービンを仮定していたため空気溜、排気溜が必要となり、システムの複雑さ、排気溜での混合による温度低下などの問題がある。そこでガス発生機から排出される作動ガスをできるだけ高温、高圧のまま利用するようにタービンは動圧タービンとして扱い、排気バルブとタービンを合わせて1つの等価タービンとしてモデル化した。等価タービン部通過流量の算出には簡単のためストドラの円則を用いた。また、排気バルブは自由なタイミングで開閉できるものと仮定した。等価タービン入口圧力、温度はシリンダー内圧力および温度とし、全体膨張比はシリンダー内圧力と排気管圧力損失を考慮したタービン排圧から算出する。また等価タービンの大きさは流量係数の大きさで自由に変更できる。以下に排気タイミングの影響を検討する。

4.1 膨張行程途中で排気する場合の検討

これまでの解析では燃料の燃焼後高温ガスはシリンダー内で膨張し、下死点付近で排気バルブを開き始めタービンに排気されるとして扱っていたがレシプロエンジンからは直接出力は取り出さないの、より高温、高圧のガスをタービンに送るために燃焼後できるだけ早く排気を行った方がよい。そこでより構造が簡単なタイプ①のシステムにたちかえり、圧力比、圧縮比、流量係数、排気バルブ開き始め角度、排気バルブ閉じ始め角度の各パラメーターを変化させ性能解析を行った結果、エンジンシステム熱効率49.0[%]、エンジンシステム比出力537.0[kW/(kg/sec)]と性能が向上した。そのときの諸

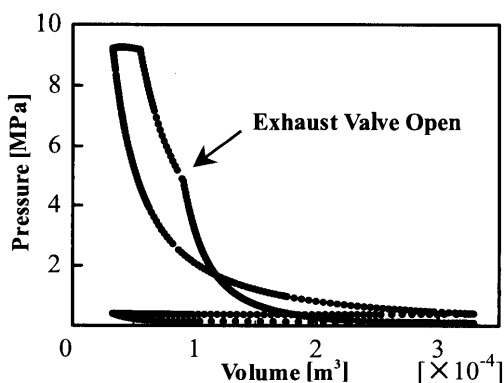


Fig. 9 P-V diagram

元を Table.1 に、P-V 線図を Fig. 9 に示す。この場合、排気は228.0[deg]で開始し、シリンダー内圧力が大気圧になる308.0[deg]で一旦排気バルブを閉じ、下死点でシリンダー内に残った燃焼ガスを再び排気する。このようにしてタービンに高温、高圧の排気ガスを送り込むことができたが、上記性能を得るためには圧縮行程において9.0[MPa]以上の高圧力まで圧縮しなければならず、最高圧力が高くなることと、膨張行程途中で排気バルブを開けると、シリンダー内圧力が一気に低下してしまうためタービンでの発生仕事を持続しないという問題がある。

4.2 再圧縮行程途中で排気する効果の検討

そこで、排気中に圧力が急に低下することを避けるためピストンが再圧縮行程に入り適当な圧力に回復した時点で排気を開始させることにした。また、排気開始を遅らせることにより Fig. 10 に示す P-V 線図のように過給用圧縮機を用いず自然吸気でも排気ができること、レシプロエンジン部の負の仕事が増大することが分かったので、Fig. 11 に示すように過給機は用いずレシプロエンジン部と出力タービンのみのシステムを検討することとした。レシプロエンジン部は外部への仕事は行わず、高温、高圧ガスを生成するのみに使用される。性能計算にあたり、Table.1 の値をベースとして新たに Table. 2

Table. 1 Input Data and Output Data

Output Data		
Parameter	Unit	Value
Turbine Inlet Temperature	K	1067
Maximum Temperature	K	2007
Maximum Pressure	MPa	9.25
Thermal Efficiency	%	49.0
Specific Power	kW/(kg/sec)	537.7
Input Data		
Parameter	Unit	Value
Intake Duct Pressure Loss	—	0.015
Compressor Efficiency	—	0.81
Pressure Ratio	—	4.0
Compression Ratio	—	10.0
Bore Stroke	cm×cm	7.0×7.7
Flow Coefficient	m ² √K/sec	1.3×10 ⁻⁴
Intake Valve Closing	deg	*-2.0
Exhaust Valve Opening (First)	deg	*228.0
Exhaust Valve Closing (First)	deg	*308.0
Exhaust Valve Opening (Second)	deg	*405.0
Exhaust Valve Closing (Second)	deg	*500.0
Intake Valve Opening	deg	*540.0
Average Wall Temperature	K	976
Mechanical Efficiency	—	0.832
Turbine Efficiency	—	0.875
Exhaust Duct Pressure Loss	—	0.015
Gasifier Speed	rpm	5000

*measured from BDC

に示すパラメーターの値のみを以下に示す理由により変更した。すなわち、過給は行わないので圧縮比を12に上げ、等価タービン流量係数はタービン膨張比が大きくなるので少し小さく設定した。また、ストロークは将来の高速化にそなえ短く設定し直した。壁面平均温度は、前システムと同様に壁面からの冷却損失がほぼ0となるように選定した。影響力が大きいと思われる圧縮比、流量係数、排気開始タイミングを変化させエンジン性能に及ぼす影響を調べた。また、吸排気バルブの開閉は逆流が起こらないような角度で行われるように選定した。それぞれの影響を以下に示す。

(1) 圧縮比の影響

Fig. 12 に示すように、圧縮比が低いほど熱効率は低くなる。燃料供給量はレシプロエンジン部において正、負の仕事が釣り合うように供給されるため、Fig. 13 のP-V線図に示すように、低圧縮比になれば圧力が低くなり、その分燃焼幅は長くなり、燃料供給量は多くなる。それに伴ってタービン入口温度は上昇し、高い比出力が得られるが、空気流量が少なくなり、実出力が低下したため、熱効率は若干低下した。

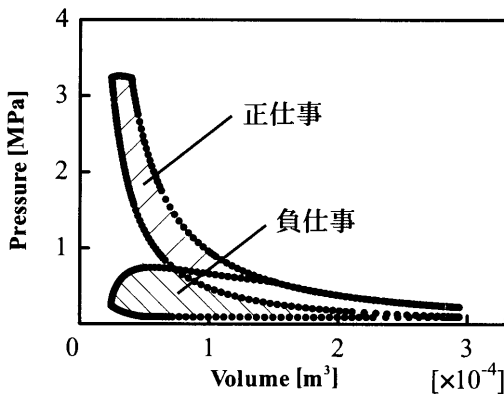


Fig. 10 P-V diagram

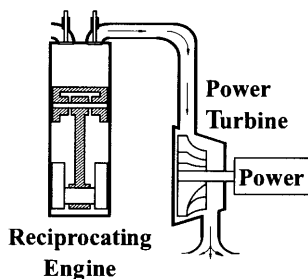


Fig. 11 Engine Configuration (Type 3)

Table. 2 Basic Specification

Parameter	Unit	Value
Compression Ratio	-	12.0
Bore Stroke	cm × cm	7.0 × 7.0
Exhaust Valve Opening	deg	460.0
Flow Coefficient	$m^2 \sqrt{K}/sec$	5.75×10^{-5}

(2) 等価タービン流量係数の影響

Fig. 14 に結果を示す。流量係数が小さくなる程ター

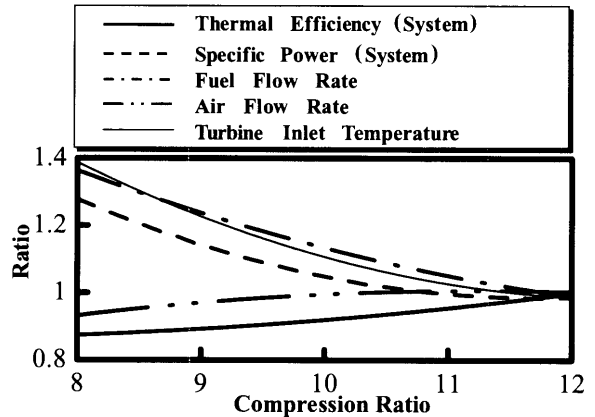


Fig. 12 Effect of Compression Ratio

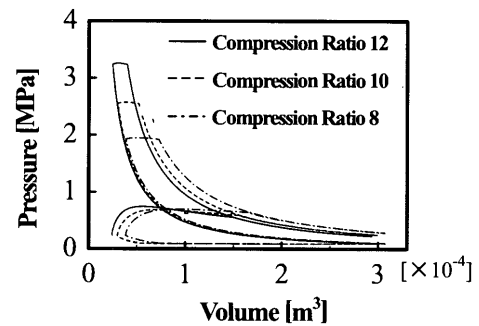


Fig. 13 P-V diagram

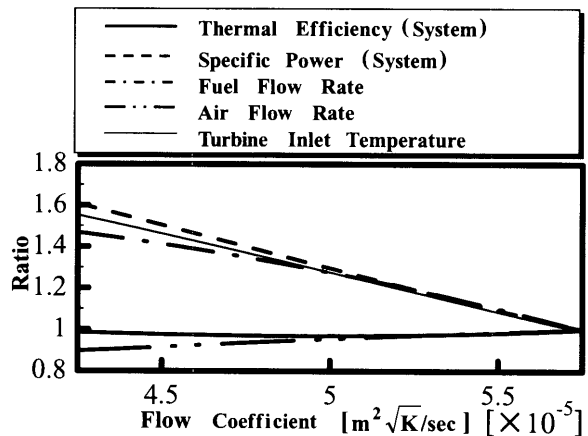


Fig. 14 Effect of Flow Coefficient

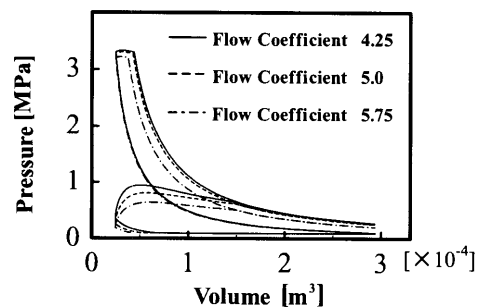


Fig. 15 P-V diagram

ビンへの排気流量が少なくなるが、タービン入口温度、圧力が上昇し、高い比出力が得られた。また Fig. 15 の P-V 線図に示すように負の仕事が増加し、燃料供給量が増加するため、熱効率はほとんど一定であった。

(3) 排気行程開始時期の影響

Fig. 16 に示すように排気バルブ開き始めタイミングを遅らせると排出されるガスの圧力、温度、すなわちタービン入口温度が上昇する。また、空気流量が低下するため比出力は上昇した。またそれに伴って Fig. 17 の P-V 線図に示すようにレシプロエンジン部の負の仕事が増加し、これを補うための燃料供給量も増加するため、熱効率はほとんど一定であった。

5. 最適システムの検討

以上の検討を参考にし、現時点で適当と思われるパラメーターの値と性能計算結果を Table. 3 に、Fig. 18 に P-V 線図を示す。熱効率は 42.9[%] で、バイパス用圧縮機を有するタイプ②のシステムに劣るが、比出力は今回の圧縮行程途中で排気を行う場合の方がよい。またシステム構成は Fig. 11 に示すようにきわめてシンプルであり、最高圧力もかなり低く、強度の面からも有利で軽量化にもつながる等、全体的に比較すると、圧縮行程途中で排気を行うシステムは多くの優れた面を持っていると判断される。

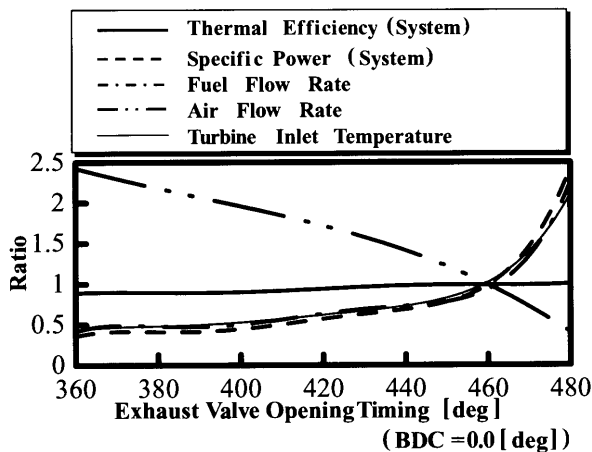


Fig. 16 Effect of Exhaust Valve Opening Timing

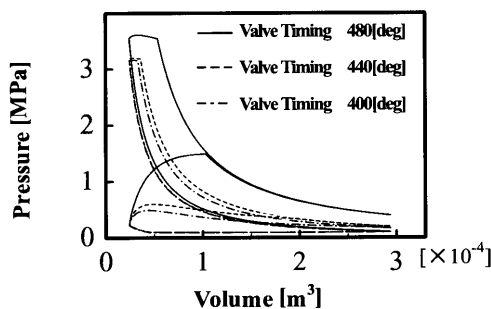


Fig. 17 P-V diagram

6. まとめ

容積型ガス発生機を用い排気を圧縮行程途中で行うユニークな方式を採用することにより、きわめてシンプルな構造でしかも大型ガスタービン並の熱効率 43[%]、比出力は約 2 倍の 670[kW/(kg/sec)] 程度を達成することの可能性が確認できた。今後さらに本コンセプトの実用化を念頭に、燃料供給システム、給排気システム、タービン配置などの構造的な検討や、より詳細なパラメーターの最適化検討、部分負荷特性などを検討し、より現実的な実用システムの可能性を検討して行く予定である。

参考文献

- (1) 伊藤高根・齊藤秀男, 東海大学紀要工学部 Vol. 37, No. 2, p. 153-160, 1997
- (2) 伊藤高根・尾崎正幸・長谷川茂「容積型ガス発生機を有する小型ガスタービンエンジンの性能向上に関する研究」日本ガスタービン学会誌 Vol. 27, No. 6, p. 29-34, 1999

Table. 3 Input Data and Output Data

Output Data		
Parameter	Unit	Value
Turbine Inlet Temperature	K	1467
Maximum Temperature	K	2199
Maximum Pressure	MPa	3.51
Thermal Efficiency	%	42.9
Specific Power	kW/(kg/sec)	671.3
Input Data		
Parameter	Unit	Value
Compression Ratio	—	12.0
Flow Coefficient	m ² √K/sec	5.75×10 ⁻⁵
Intake Valve Closing	deg	*-7.28
Exhaust Valve Opening	deg	*480.0
Exhaust Valve Closing	deg	*540.0
Intake Valve Opening	deg	*566.3
Average Wall Temperature	K	1307
Gasifier Speed	rpm	5000

*measured from BDC

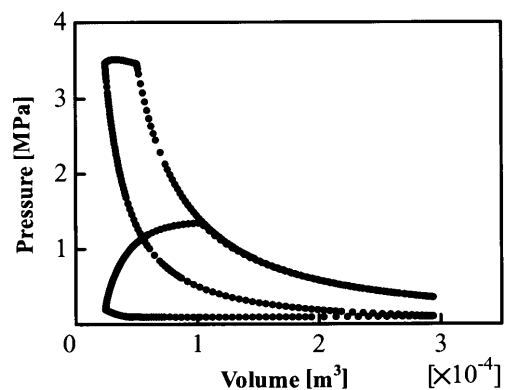
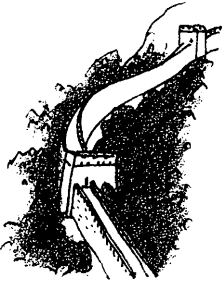


Fig. 18 P-V diagram



大型燃焼器

安井 元*¹

YASUI Hajime

私がジェット機を初めて目撃したのは朝鮮動乱さなかの中国は長春の空の中でした。銀色に光る卵型のずんぐりした機体のミグ 15 は爆音を遙か後ろに残して高空を飛び去り、あれが B 29 を次々撃ち落としている勇士かと眼を見張った覚えがあります。発動機を越えて音速で飛ぶジェット機とは何だろうと好奇心にきつと駆られたにちがいありません。

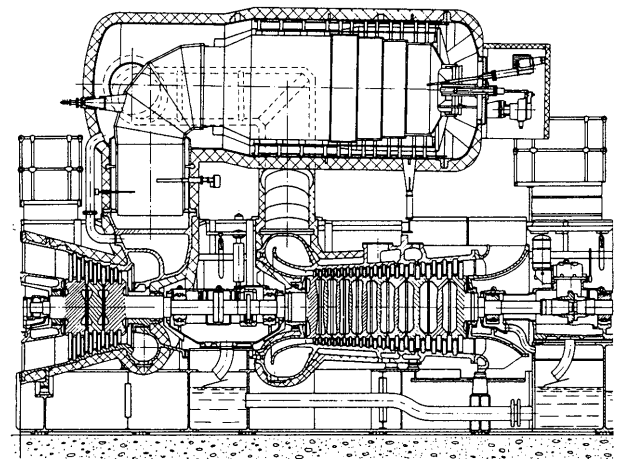
学生時代に創刊された山海堂の月刊誌「内燃機関」にガスタービンの記事が掲載され、ジェット機の兄弟に何か新しい香りを感じ取りました。動機は単純で実物に出合いたいとの希望で昭和 39 年に東芝に入社しました。当時は BBC と技術提携をして、主に炭鉱の坑内ガスの有効利用にガスタービンが売り込まれており、生産合理化の先鋒となっていました。山の中腹に立つ発電所は大きな空気予熱器を抱え空に向かって僅かに黄色みを帯びたガスを吹き上げていましたが、その色付きが NOX であったと知ったのはずっと後のことです。

入社 1 年近くたった頃に工場に運び込まれたすさまじいものを見てしまいました。それはタービンロータに立つ焼けぼっくのような動翼や飛散物が分厚く溶着したケーシング内面でした。この事故は定検後の起動運転中に発生したもので、自然湧出した高濃度の坑内ガスがタンク内に充満しているのに通常の手順で運転したため燃料の過剰投入となったのが原因でした。

当時の起動運転は手動操作が主体で、燃焼器の側に立つ補助員が覗き窓より点火棒の赤熱を確認して手を挙げる合図で運転員は点火操作し、その後の燃料は一定割合で増加していきます。この間は全くフィードバック制御がないので、もしガス濃度が異常に高いと過剰カロリー投入となってしまいます。ある速度からのガバナのスピード運転に切り替わった後の運転は時間と速度の調子をガバナ操作でとっていきます。特に熱容量の大きい空気予熱器の余熱温度による癖を見込みながらの運転には熟練を要します。負荷運転に入り覗き窓から燃焼器内部をいろんな角度から観察して希釈空気やスワラの調整を行っているとなんとなく自分たちも運転しているとの気分になります。

LPG から LNG への燃料転換工事後の試運転で何回も着火失敗を繰り返したときは着火器を本体から取り外して手で掴み、点火指令で腕を動かして赤熱棒の着火位置を探しだしたこともありました。

軽油燃料焚ガスタービンの煙突から色をなくすテーマに取り組んだのはまだ光化学スモッグの名が現れる前でした。煙は太陽の位置、空の具合によりさまざまに見えるものでどの程度まで見えなくするかの基準が判然としませんでした。するとどこからかバツハラッハ指数が持ち込まれ、指数 2 以下が基準となりました。この測定器具は濾紙を挟んで排ガスを吸引し、しみ込んだスポットの濃さを 10 段階の色濃さ見本とで照合する簡単なものです。だが指数 2 以下は難関でいろんな改造を燃焼器に施してもせいぜい指数 5 どまりでした。あるときは、燃焼器内の空気の流れを調べるため、実機に命綱を付けて潜り込みスワラの淀み点、希釈空気の巻き返しを手持ちの風見で目の当たりに確認し大変納得しました。もうこれが最終だと確信した改造品での運転も効果がなく、皆が暗澹と見上げている煙を注視していると息つくように透明になる瞬間がある。もしかしたらとスワラ調整をするとあるところで煙が透明に突変して指数ゼロになりました。外から手を下せる大型燃焼器だからこそその功德であったと、今では少なくなった懐かしい機械への思い出です。



原稿受付 2002 年 6 月 11 日

* 1 エキスパートエンジニアリング株式会社
〒135-8733 江東区豊洲 3-2-16 (IHI 勤務)

小型分散エネルギーラボと PBL 教育プログラム

金子 成彦*¹
KANEKO Shigehiko

キーワード：小型分散エネルギーシステム，マイクロガスタービン，制御，空気軸受，コジェネ，教育
Small Size Distributed Energy System, Micro Gas Turbine, Control, Air bearing, Co-generation, Education

1. 活動概要

筆者の研究室でのマイクロガスタービンに関連する研究プロジェクトは、東大工学部内に設置された「小型分散エネルギーシステムラボラトリー（略称：小型分散ラボ）」の活動の一部として進められている。まず、この組織について紹介しておきたい。東大工学部内では、これまで、機械、電気、化学、建築、地球環境などを専門とする教官が個別に小型分散エネルギーシステムに関連する研究を行ってきたが、取り扱う問題の幅の広さや変化の早い当該分野の研究の進捗に即応し、関連教官や研究室所属学生の間で情報を共有するためには学科横断的な組織体の設置が必要と判断し、平成12年に東大工学部内に小型分散ラボが設置された。このラボは、定例の研究会や卒業研究発表会の他に学外者向けのフォーラムや国際シンポジウムを通じて学内の研究成果を学外に向けて情報発信する役割も併せ持っている。現在、ラボに所属する教官の研究室では、マイクロガスタービンや燃料電池を基幹装置とし、エンドユーザーで多目的・多モードのエネルギー変換・利用を行う小型分散エネルギーシステムを対象に、小型化、高効率化、システム化のための基礎研究を行っている。以下では、筆者の研究室の活動状況について紹介したい。現在の研究は、下記のプロジェクトを中心に進められている。

- (1) 7.5 kW 級液体燃料炊きマイクロガスタービン起動停止装置・保護装置の試作
- (2) 7.5 kW 級都市ガス炊きマイクロガスタービン起動停止装置・保護装置の試作
- (3) ガスコンプレッサから発生する脈動防止装置の研究
- (4) 建屋内に敷設されたガス供給配管系で発生する脈動現象の測定と分析
- (5) 超小型フォイル空気軸受の試作
- (6) マイクロガスタービンコジェネシステムの総合熱効率評価

平成11年に完了した東大工学部2号館改修工事の後、地下1階の一室にマイクロガスタービンが運転可能な環

境が完成した(図1)。中心となる7.5 kW 級マイクロガスタービンは、2軸のガスタービンである。ガスジェネレータには燃焼器付きターボチャージャーを、パワータービンにはターボチャージャーのタービン側を転用して使用している。起動時は、圧縮空気を送りタービンの回転数が一定回転以上になった段階で燃料に着火する。現在のマイクロガスタービンは2号機で、液体燃料炊きで、負荷制御可能な渦電流式動力計を備えたものである。その後、平成13年には、東大工学部8号館地下2階の実験室に都市ガスを燃料とする7.5 kW 級マイクロガスタービンを設置した。この時点においては、レシプロ式の高圧ガスコンプレッサではガス供給系に脈動が発生することが予め判明していたため、脈動防止装置をガスコンプレッサ近くに設置し運転している。研究を開始した当初は、マイクロガスタービンを安全に運転することが可能なインフラをどのように設計し、実験室の限られたスペースの中で安全に運転できるかが関心事であった。また、研究テーマとしては、既存の模型用の液体燃料炊きガスジェネレータを都市ガス炊きに改造し、都市ガスを燃料として運転する際に発生する種々の問題点の洗い出しおよびその対策法の検討と、状態監視・制御システムの構築という2つのテーマを掲げた。

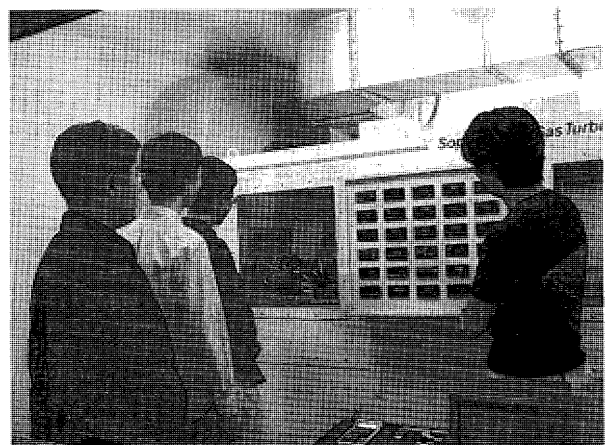


図1 マイクロガスタービン動力試験装置とテストセル

原稿受付 2002年8月8日

*1 東京大学 大学院 工学系研究科 機械工学専攻
〒113-8656 東京都文京区本郷7-3-1

2. 研究内容の紹介

(1) ガス供給系で発生する圧力脈動とその対策法の検討⁽¹⁾

都市ガスでマイクロガスタービンを駆動する場合には、低圧ガス配管を通して供給される圧力 200 mmAq のガス (13 A) をガスコンプレッサで加圧し、3~4 気圧まで高める必要がある。レシプロ式コンプレッサを利用した場合には、コンプレッサが発生源となってガス供給系統に圧力脈動が発生し、ガスメーターやバルブに悪影響を及ぼす可能性がある。現在、この脈動現象の予測と解消を目的とした研究を行っている。具体的には、東大工学部 2 号館内部のガス供給配管系を対象とし、ガスコンプレッサを運転した場合にガス供給配管内に発生する圧力脈動現象を実測している。また、最近、このような脈動は、配管内に設置した 3 葉のルーツプロアによって脈動レベルを低減できることが分かり、その原理について研究を行っている。

(2) 状態監視・制御システムの構築⁽²⁾

試作したマイクロガスタービンを安全に運転するためには、保護装置が必要である。保護装置を開発する前段階として、状態監視・制御システムを開発した。まず、マイクロガスタービンに設置された 24 個のセンサーからの出力をパソコンに取り込み、データの表示・ファイルへの保存などが可能な環境を構築した。その後、このシステムを発展させて、パソコンからマイクロガスタービンの起動、停止が可能なシステムの開発を行い、起動停止が順調に行えるような体制が整った。図 2 には、このシステムによって起動させた場合の結果を示し、図 3 には、設定温度異常に温度上昇が起きたために、保護装置が作動して、システムが安全に停止できたことを示す結果を示す。

平成 13 年度から取り組んでいるテーマは、小型化、メンテナンスフリー化に必須の空気軸受の研究とマイクロガスタービンをコジェネシステムの中核に置いたときの総合熱効率のシステムの検討である。

(3) 超小型フォイルベアリングの試作⁽³⁾

マイクロガスタービンを補機までを含めて小型化する

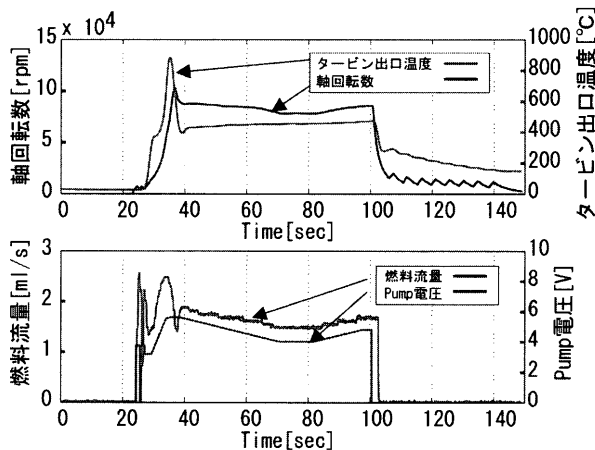


図 2 起動が成功した場合の結果例

ためには空気軸受が必要となる。そこで、フォイル空気軸受の研究を開始した。平成 13 年度に NEDO 委託事業「ボタン型ガスジェネレータ実用化技術開発」に参加し、空気軸受の要素開発を担当する機会を得た。このプロジェクトでは、既製のターボチャージャーのローターにスリーブ軸を取り付けた $\phi 30$ の回転軸用のフォイル型ラジアル空気軸受を試作した。現在のところ約 4.5 万 rpm まで到達できている。更なる小型高速化を目指して、基盤となる項目を抑えながら研究を継続中である。

(4) マイクロガスタービンコジェネシステム総合熱効率評価

平成 13 年度から、28 kW 級キャブストンマイクロガスタービンを中核としたマイクロコジェネシステムの性能評価をコジェネハウスで行っている。四季を通じて、電気的負荷を変化させた場合の総合熱効率評価やエクセルギー解析が目下進行中である。

3. マイクロガスタービン PBL 教育プログラム⁽⁴⁾

以上、紹介したマイクロガスタービンを題材としたプロジェクトは、学外の企業や政府機関の協力を得て進められているもので、筆者の研究室では卒論や修論に替わるテーマとして取り上げている。未知の領域を含んだ小型分散エネルギーシステムは、産業界、教官、学生の連繋をとりながら、問題設定、問題解決してゆくテーマとして適当であると考えている。今後も対象を、制御系設計、超小型マイクロガスタービンの要素設計と開発、小型燃料電池とのハイブリッドシステム化技術、エネルギーマネジメント技術へと広げて、小型分散エネルギーシステムを題材とした産業界と大学との連繋による新しい教育の試みである PBL (Project Based Learning) を

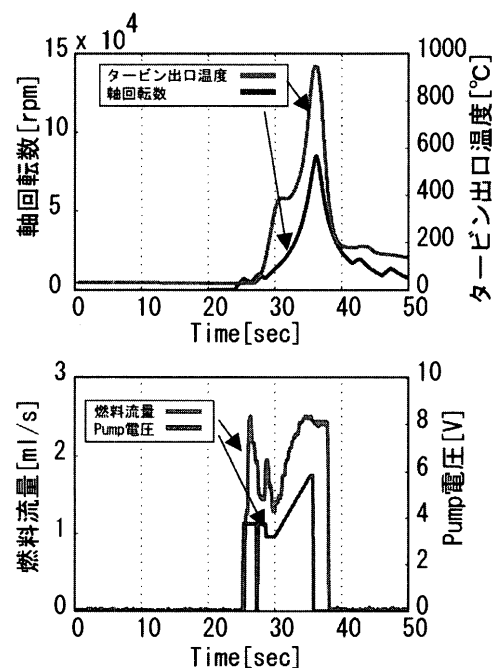


図 3 保護装置が作動した場合の結果例

継続する予定である。

参考文献

- (1) 庄田成志, 金子成彦, 渡邊辰郎, 猪俣 仁, マイクロガスタービン供給系統における脈動現象とその対策, 第29回ガスタービン定期講演会講演論文集, (2001), pp.71-75
- (2) 猪俣 仁, 庄田成志, 金子成彦, 渡邊辰郎, マイクロガスタービン状態監視・制御システムの試作, 第29回ガスタービン定期講演会講演論文集, (2001), pp.77-82
- (3) 金子成彦, 渡邊辰郎, 北澤 進, マイクロガスタービン用空気軸受の試作, 日本ガスタービン学会誌, Vol.30, No.4, (2002), pp.283-287
- (4) 金子成彦, マイクロガスタービンを題材としたPBL教育活動, ターボ機械, Vol.29, No.4, (2001), pp.14-19

2002 年第 47 回 ASME 国際ガスタービン会議

1. 全 般

大槻 幸雄*¹

OTSUKI Yukio

2002 年第 47 回 ASME 国際ガスタービン会議は 6 月 3 日より 6 日まで 4 日間オランダのアムステルダムで開催された。アムステルダムは“海の女王”と呼ばれた美しい水の都であり、会場は中央駅の南方約 5 km、地下鉄で約 20 分の RAI International Exhibition & Convention Centre であった。

今回の会議では、Gas Turbine Users Symposium Sessions と Technical Congress Sessions と大きく 2 グループに分かれていた。前者の Session 数 30、後者は 141 で、論文総数は約 600 編であり、前回、前々回とほぼ同数であった。発表は Keynote Hall, Forum Hall 他 16 室で行われた。Keynote Speech は約 1,000 名の参加者であった。展示出展社数は 168 社で寂しかった。

今回のテーマは“Gas Turbines for a Better Tomorrow”で、Keynote Speech, Session の構成はそれに呼応したもので、特にガスタービンを用いた設備が機能を充分発揮する為に、User と Advisory Consultant との間で、運転およびメンテナンス等の諸問題に就いて、意見を交換する朝食を含んだ特別の“GTUS User Networking Session”が持たれた。

Welcome Reception はアムステルダム市およびシェル社の後援によって、ネオ・ルネサンス様式の荘重な建物の国立美術館で、2 日の 19 時より 20 時まで 1 時間に亘って無料で開放され、美味しいワインを飲み、有名なレンブラントの「夜警」を始めとして、15~19 世紀のオランダの絵画を鑑賞しながら賑やかに行われた。

1. Keynote Speech

Opening Concert が有名な The Netherlands Marine Band によって約 20 分演奏された後、オランダ経済大臣の Mrs. Annemarie Jorritsma が力強く歓迎の挨拶を述べ、引き続いて次の如く 3 者により、20~25 分間の Keynote Speech が行われた。

a. Peter Hartman : KLM Royal Dutch Airlines Managing Director & Chief Operations Officer

今後は増加する航空便に対して、安全性を重点として、性能と Emission, Noise に関する環境問題とのバランス

を顧慮した“Energy Efficient Aero-engine”を KLM は指向していく。

b. Ludo van Halderen : NUON Chief Executive Officer

“Gas Turbines as a Substantial Energy Option”という題で、NUON はオランダのエネルギーに関するリーダー会社であり、風力発電、太陽発電、潮流発電も行っている。そして電力の独占は無くなり、規制緩和により Gas Turbine Cogeneration は今後益々増加すること、ガスタービンは Efficient, Flexible, Reliable, Low Emission など特徴があり、政府は Gas Turbine Combined Power Plant の設置を支援しなければならないと結んだ。

c. Alexis Fries : ALSTOM Power, Power Sector President

“Global Trends in Electric Power Generation and Market”という題で、電力需要は 2020 年には 1971 年の 5 倍となるであろう、また約 14 年周期で大きな需要の伸びと落込みがあるが、平均して毎年 5% の伸びが期待できる、電力の自由化、規制緩和及び環境問題から需要予測は再評価すべきである、ガス焚きの Gas Turbine Combined Cycle Power Plant が将来増加する、と結んだ。

2. 論文

Film Cooling 等 Heat Transfer に関する論文が多かった。眼を惹きつける新機種の発表はなかった。マイクロ・ガスタービンに就いては、Capstone, Elliott 等著名な会社から発表があり、聴衆は多かったが、発表内容は燃料電池との組合せによる熱効率の向上の如く、研究の興味が主で、商品化は未だしの感だった。日本勢の発表は総じて誠実で詳細であり、特に三菱の H-Series の開発と将来の研究開発の方針は主テーマに適い迫力があつた。また、川重の 2 万 kw 級新機種の開発が設計から運転まで 2 年半で完了した事に驚きを以って受け取られた。

3. 展示

航空、産業用ともに実機の展示は無く、日本勢のみならず GE, Rolls Royce, Solar もブースが無く、計算ソフト、計測機器等の小規模の展示が主で、覇気が感じられなかった。

原稿受付 2002 年 7 月 8 日

* 1 川崎重工工業㈱

〒〒673-8666 兵庫県明石市川崎町 1-1

4. Summary

翌週にミラノで PowerGen Europe が開催される事もあってか展示は寂しく、ASME としては User へのサービス等、意を使っているのは分かるが、主テーマの割にはそれに相応しい実的な催しおよび Session が少なく、一方、豪華な Award Dinner が開かれ、全般的に研究者、学者の集まりで、学術的な雰囲気強い催しと感じた。

ASME としても、開催の時期、場所等を考慮するのみならず、全世界のガスタービンに関連した学会、会社等とも良く連携をとり、ガスタービン事業が益々発展する為には有意義で効率的な会議とする努力が必要と思った。

因みに PowerGen Europe は参加者約 8,000 名、出展会社 450 社、実機の展示もあり、活気があったとのことである。

2. 航空用ガスタービン

池山 正隆*¹

IKEYAMA Masataka

今年も地上用ガスタービン関係の話題が本国際会議の中心になっており、航空エンジン委員会主催のセッションは、5 セッション、25 講演（共催含む）で、昨年 の 8 セッション、40 講演から激減した。さらに、従来テーマセッションとして開催されていた、ジェットエンジンの歴史と将来に関する有識者の講演もなくなってしまい寂しい限り。また、パネルセッションが昨年は 5 セッションであったのに、今年は 1 セッションになってしまったのも特徴。なお、セッションの内容としては、VAATE や IHPTET といった技術実証的な開発プログラムに関するものは一切無くなり、ジェットエンジンのコンピュータモデルに関するものが 1 つ、整備・部品寿命や運用に関するものと試験に関するものがそれぞれ 2 つであった。もはや同じ時間に航空用ガスタービン関連セッションが 2 つ以上並行して開催されることもなく、すべてのセッションに出席できた。

ジェットエンジンの試験関係のセッションが 2 つもあったのは、航空エンジン委員会の委員長がジェットエンジンの試験設備メーカーに勤務していることからうなずける。講演は技術的トピックスを紹介するものが多く、航空機用エンジンに関する方向性を示すようなセッションはなかった。全体的な傾向として、ジェットエンジンの性能モデルに関係した研究が多く、しかも、ただ性能設計や試験データの解析のために使用するのではなく、以下のような多様な応用をしている。

- ① 概念設計時のトレードオフ用データの提供
- ② 実際の運転で取得したデータと比較して異常、劣化状況を検知
- ③ 高空条件のシミュレーション
- ④ 部品寿命検討用データ（特に温度条件）の提供

特に、概念設計段階で性能モデルと組み合わせて最適化設計を行う手法に関する研究が目立った。

ジェットエンジンモデルのセッションでは、概念設計段階に使用するプログラムとして次のような研究が発表された。すなわち、各空力要素の最適化（GT-2002-30496。以後単に「30496」のように記す。）、多量に冷却空気を使う冷却タービンの性能予測（30497）、2 次空気を含めた最適化プロセスのソフト化（30498）、ジェットエンジンの重量とディスク寿命予測（30500）である。また、数値計算によって非対称な排気ダクトを持つターボシャフトやターボプロップエンジンにおいて入口圧力分布が排気ダクトの性能に与える影響の研究（30499）に関する講演も行われた。

航空用エンジンの試験関係のセッションでも、性能モデルを応用した研究として、F 119 ターボファンエンジンの地上試験及び飛行試験において、実際に取得されたデータと性能モデルから推定されるデータとを比較して異常の有無を確認した研究（30002）、無人機用に高空でのレイノルズ数減少による低圧タービンの性能低下をシミュレーションした研究（30004）、ディスクの温度を推定して低サイクル疲労寿命を評価する研究（30006）が発表されていた。その他の講演は特に一定の方向性をもつものではなく、ファン入口外径部から空気を噴出したアクティブストール制御（30002）、高空条件やアフターバーナ使用時の排気ガス成分の計測（30606）、急上昇、急加速等の機体運動を模擬可能な高空試験設備（30003、30605）、圧縮機のストール防止のための静翼後端からの空気噴出し（後流による速度損失を無くす）（30008）、マグネティックベアリングのような無潤滑ベアリングを試験するための装置（30005）、パルス流をプライマリ流とするイジェクタポンプ（30007）に関する研究が発表された。

さらに、整備・部品寿命関係のセッションでも、性能モデルに関する研究が発表され、部品寿命を決めるため

原稿受付 2002 年 6 月 21 日

* 1 石川島播磨重工業株式会社航空宇宙事業本部
防衛エンジン事業部技術部
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷 229

4. Summary

翌週にミラノで PowerGen Europe が開催される事もあってか展示は寂しく、ASME としては User へのサービス等、意を使っているのは分かるが、主テーマの割にはそれに相応しい実的な催しおよび Session が少なく、一方、豪華な Award Dinner が開かれ、全般的に研究者、学者の集まりで、学術的な雰囲気強い催しと感じた。

ASME としても、開催の時期、場所等を考慮するのみならず、全世界のガスタービンに関連した学会、会社等とも良く連携をとり、ガスタービン事業が益々発展する為には有意義で効率的な会議とする努力が必要と思った。

因みに PowerGen Europe は参加者約 8,000 名、出展会社 450 社、実機の展示もあり、活気があったとのことである。

2. 航空用ガスタービン

池山 正隆*¹

IKEYAMA Masataka

今年も地上用ガスタービン関係の話題が本国際会議の中心になっており、航空エンジン委員会主催のセッションは、5 セッション、25 講演（共催含む）で、昨年 の 8 セッション、40 講演から激減した。さらに、従来テーマセッションとして開催されていた、ジェットエンジンの歴史と将来に関する有識者の講演もなくなってしまい寂しい限り。また、パネルセッションが昨年は 5 セッションであったのに、今年は 1 セッションになってしまったのも特徴。なお、セッションの内容としては、VAATE や IHPTET といった技術実証的な開発プログラムに関するものは一切無くなり、ジェットエンジンのコンピュータモデルに関するものが 1 つ、整備・部品寿命や運用に関するものと試験に関するものがそれぞれ 2 つであった。もはや同じ時間に航空用ガスタービン関連セッションが 2 つ以上並行して開催されることもなく、すべてのセッションに出席できた。

ジェットエンジンの試験関係のセッションが 2 つもあったのは、航空エンジン委員会の委員長がジェットエンジンの試験設備メーカーに勤務していることからうなずける。講演は技術的トピックスを紹介するものが多く、航空機用エンジンに関する方向性を示すようなセッションはなかった。全体的な傾向として、ジェットエンジンの性能モデルに関係した研究が多く、しかも、ただ性能設計や試験データの解析のために使用するのではなく、以下のような多様な応用をしている。

- ① 概念設計時のトレードオフ用データの提供
- ② 実際の運転で取得したデータと比較して異常、劣化状況を検知
- ③ 高空条件のシミュレーション
- ④ 部品寿命検討用データ（特に温度条件）の提供

特に、概念設計段階で性能モデルと組み合わせて最適化設計を行う手法に関する研究が目立った。

ジェットエンジンモデルのセッションでは、概念設計段階に使用するプログラムとして次のような研究が発表された。すなわち、各空力要素の最適化（GT-2002-30496。以後単に「30496」のように記す。）、多量に冷却空気を使う冷却タービンの性能予測（30497）、2 次空気を含めた最適化プロセスのソフト化（30498）、ジェットエンジンの重量とディスク寿命予測（30500）である。また、数値計算によって非対称な排気ダクトを持つターボシャフトやターボプロップエンジンにおいて入口圧力分布が排気ダクトの性能に与える影響の研究（30499）に関する講演も行われた。

航空用エンジンの試験関係のセッションでも、性能モデルを応用した研究として、F 119 ターボファンエンジンの地上試験及び飛行試験において、実際に取得されたデータと性能モデルから推定されるデータとを比較して異常の有無を確認した研究（30002）、無人機用に高空でのレイノルズ数減少による低圧タービンの性能低下をシミュレーションした研究（30004）、ディスクの温度を推定して低サイクル疲労寿命を評価する研究（30006）が発表されていた。その他の講演は特に一定の方向性をもつものではなく、ファン入口外径部から空気を噴出したアクティブストール制御（30002）、高空条件やアフターバーナ使用時の排気ガス成分の計測（30606）、急上昇、急加速等の機体運動を模擬可能な高空試験設備（30003、30605）、圧縮機のストール防止のための静翼後端からの空気噴出し（後流による速度損失を無くす）（30008）、マグネティックベアリングのような無潤滑ベアリングを試験するための装置（30005）、パルス流をプライマリ流とするイジェクタポンプ（30007）に関する研究が発表された。

さらに、整備・部品寿命関係のセッションでも、性能モデルに関する研究が発表され、部品寿命を決めるため

原稿受付 2002 年 6 月 21 日

* 1 石川島播磨重工業株式会社航空宇宙事業本部
防衛エンジン事業部技術部
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷 229

に計測された性能データから性能モデルを使用して部品の温度を推定するもの、実際に取得した性能データを用いて性能モデルを実際のジェットエンジンに近づけるために、空力要素の大きさや効率を変える研究 (30662) があった。その他の講演としては、確立モデルを用いたライフサイクルコストの予測、30005 と同じ発表者による無潤滑ベアリングの紹介、リスクやコストを最小にするために適用すべき技術を確実性も考慮して最適化する研

究 (30623)、高温に耐えられるセンサの研究 (30624)、空港でジェットエンジンを機体に搭載した状態で運転する際の騒音低減装置の紹介 (30138) があった。なお、このセッションは電力委員会、産業用コージェネレーション委員会、制御委員会との共催になっていたため、直接ジェットエンジンに関係ない、オンラインでのオイルの不純物モニタ、ガスタービンの出力トルク計測、水噴射による出力増強といった講演も行われた。

3. 産業用ガスタービン

橋本 真也*¹

HASHIMOTO Shinya

1. 全般

本会議ではペーパー及びパネルセッションのほかにユーザーシンポジウムが同時に開催された。ペーパー及びパネルセッションでは昨年と同様にタービン入口温度を上げて熱効率を向上させるといったメーカー主導の新機種開発競争は見られず、予防保全、ガスタービン技術者教育、蒸気噴射及び吸気冷却による性能向上、石炭ガス化・バイオマス等といった内容が主となっていた。また、ユーザーシンポジウムでは、性能よりも信頼性やメンテナンス性に重点を置いた発表が多かった。

今回のターボエキスポでは著者は主としてユーザーシンポジウムに出席したため以下からはその内容について記述する。

2. ユーザーシンポジウム

セッション以外にもユーザーシンポジウムが開催され、産業用ガスタービンに関する討論が行われた。このシンポジウムの中であげられた今後の産業用ガスタービンへの要求事項は下記のとおりであった。

- ① O & M コストの 15% 以上のコストダウン
- ② 400 回/年以上の起動停止 (急速起動)
- ③ 燃料のフレキシビリティ
- ④ オンラインモニタリング

いくつかのセッションが開催されたが内容はオンラインモニタリングによる早期異常診断に集中していた。オンラインモニタリングにおける監視項目については

- ① 軸振動
- ② 燃料成分
- ③ 燃焼振動監視
- ④ パイロメータによる翼の表面温度計測

- ⑤ チップクリアランス

- ⑥ 性能劣化

等があげられた。

またこれ以外にもユーザー側からメーカー側への要求として

- ① オンラインモニタリングでの損傷個所の早期発見
- ② 疲労/クリープ寿命見積もり精度の向上
- ③ 検査用ボアスコープ穴の増設

などが討論された。ユーザー側の関心はガスタービンの Performance そのものよりも Reliability, Availability 及び Maintainability に集中していた。

その他にも産業用ガスタービンメーカー 5 社による各社の最新の開発状況についての発表が行われた。Siemens-Westinghouse からは W 501 G, W 501 FD, V 94.3 A の運転状況についての紹介、Pratt & Whitney からは次世代コージェネレーションシステムの紹介と FT 8 Plus TwinPac の紹介があった。また、Alstom からは GT 24/26 の構造説明及び各種実証設備の説明があり、各要素にサーマルペイントを施し逆解析に使用している写真が発表されていた。GE からは蒸気冷却ガスタービンに関する各要素試験の説明があり、6 月に初号機が Baglan Bay に据え付けられたという報告があった。三菱重工からは 1500℃ 級ガスタービンの M 501 G, M 701 の紹介と、GE と同じく蒸気冷却ガスタービンである M 501 H の検証試験結果についての報告があった。また、次世代ガスタービン NGT の開発目標等が報告された。全体としては特に目新しい項目はなく、各社の発表のあとに行われた質疑応答では蒸気冷却ガスタービンに話題が集中していた。

原稿受付 2002 年 7 月 17 日

* 1 三菱重工業(株)高砂製作所タービン技術部ガスタービン設計課
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

に計測された性能データから性能モデルを使用して部品の温度を推定するもの、実際に取得した性能データを用いて性能モデルを実際のジェットエンジンに近づけるために、空力要素の大きさや効率を変える研究 (30662) があった。その他の講演としては、確立モデルを用いたライフサイクルコストの予測、30005 と同じ発表者による無潤滑ベアリングの紹介、リスクやコストを最小にするために適用すべき技術を確実性も考慮して最適化する研

究 (30623)、高温に耐えられるセンサの研究 (30624)、空港でジェットエンジンを機体に搭載した状態で運転する際の騒音低減装置の紹介 (30138) があった。なお、このセッションは電力委員会、産業用コージェネレーション委員会、制御委員会との共催になっていたため、直接ジェットエンジンに関係ない、オンラインでのオイルの不純物モニタ、ガスタービンの出力トルク計測、水噴射による出力増強といった講演も行われた。

3. 産業用ガスタービン

橋本 真也*¹

HASHIMOTO Shinya

1. 全般

本会議ではペーパー及びパネルセッションのほかにユーザーシンポジウムが同時に開催された。ペーパー及びパネルセッションでは昨年と同様にタービン入口温度を上げて熱効率を向上させるといったメーカー主導の新機種開発競争は見られず、予防保全、ガスタービン技術者教育、蒸気噴射及び吸気冷却による性能向上、石炭ガス化・バイオマス等といった内容が主となっていた。また、ユーザーシンポジウムでは、性能よりも信頼性やメンテナンス性に重点を置いた発表が多かった。

今回のターボエキスポでは著者は主としてユーザーシンポジウムに出席したため以下からはその内容について記述する。

2. ユーザーシンポジウム

セッション以外にもユーザーシンポジウムが開催され、産業用ガスタービンに関する討論が行われた。このシンポジウムの中であげられた今後の産業用ガスタービンへの要求事項は下記のとおりであった。

- ① O & M コストの 15% 以上のコストダウン
- ② 400 回/年以上の起動停止 (急速起動)
- ③ 燃料のフレキシビリティ
- ④ オンラインモニタリング

いくつかのセッションが開催されたが内容はオンラインモニタリングによる早期異常診断に集中していた。オンラインモニタリングにおける監視項目については

- ① 軸振動
- ② 燃料成分
- ③ 燃焼振動監視
- ④ パイロメータによる翼の表面温度計測

⑤ チップクリアランス

⑥ 性能劣化

等があげられた。

またこれ以外にもユーザー側からメーカー側への要求として

- ① オンラインモニタリングでの損傷個所の早期発見
- ② 疲労/クリープ寿命見積もり精度の向上
- ③ 検査用ボアスコープ穴の増設

などが討論された。ユーザー側の関心はガスタービンの Performance そのものよりも Reliability, Availability 及び Maintainability に集中していた。

その他にも産業用ガスタービンメーカー 5 社による各社の最新の開発状況についての発表が行われた。Siemens-Westinghouse からは W 501 G, W 501 FD, V 94.3 A の運転状況についての紹介、Pratt & Whitney からは次世代コージェネレーションシステムの紹介と FT 8 Plus TwinPac の紹介があった。また、Alstom からは GT 24/26 の構造説明及び各種実証設備の説明があり、各要素にサーマルペイントを施し逆解析に使用している写真が発表されていた。GE からは蒸気冷却ガスタービンに関する各要素試験の説明があり、6 月に初号機が Baglan Bay に据え付けられたという報告があった。三菱重工からは 1500℃ 級ガスタービンの M 501 G, M 701 の紹介と、GE と同じく蒸気冷却ガスタービンである M 501 H の検証試験結果についての報告があった。また、次世代ガスタービン NGT の開発目標等が報告された。全体としては特に目新しい項目はなく、各社の発表のあとに行われた質疑応答では蒸気冷却ガスタービンに話題が集中していた。

原稿受付 2002 年 7 月 17 日

* 1 三菱重工業(株)高砂製作所タービン技術部ガスタービン設計課
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

磯村 浩介*¹

ISOMURA Kousuke

小型ガスタービンの分野では、今年も μ タービンが中心的話題であり、 μ タービンの普及に伴う経験情報を交換するパネルセッションが複数開催された。Microturbine Usersのパネルセッションでは、ユーザーの視点からの経験が披露され、多くのパネリストが共通して、ガスコンプレッサの信頼性の低さと、インストール費用の高さを問題点として指摘した。Microturbine Equipmentのパネルセッションでは、各 μ タービンメーカーが販売実績および今後の開発計画を紹介した。各社ともまだ十分な市場を確保できておらず、各セッションでアプリケーションシステムの開発に努力している状態が伺えた。累計販売実績は、最大のCapstone社でも2000台で、その主な用途はハイブリッドバスと μ CHP (Combined Heat & Power) である。この他、プールへの熱供給による総合熱利用効率96%の達成(Capstone社)を初めとして、フィットネスクラブ、温室、パスタ製造工場(European Power Systems社)、地域ゴミ処理施設(GT-2002-30652)など、熱の需要が大きい分野が成功事例として紹介された。今後、各社とも、 μ タービンの、CHP化、コンバインドサイクル化およびSOFCあるいはMCFCとのハイブリッド化を、推進する方向にある。特に燃料電池とのハイブリッド化は、今回の会議でも目立つ話題であり、産業用ガスタービンを含めて、多くのペーパーが見られた。Siemens社は世界初の220kW加圧SOFC/MGTハイブリッドシステムを開発し、既に52%の発電効率を実現した(GT-2002-30670)。将来的には、SOFC/MGTハイブリッドではFC入口をGTで加圧することにより75%以上の、MCFC/MGTハイブリッドではガスタービンの排気熱をMCFCに入れることにより70%程度の熱効率(低位発熱量基準)を実現可能と見込まれ(GT-2002-30671)、多数のシステムスタディ結果が発表された(GT-2002-30109~30115)。このようなハイブリッドシステムでは、ガスタービンの出力は全体出力の20%程度となるため、 μ タービンを使った数百kWクラスの分散型電源としてのスタディが中心となる。日本国内ではハイブリッド化する燃料電池はSOFCに絞られてきているが、本会議では、MCFCとのハイブリッドも多く見られた。 μ タービンへのセラミックスの導入については、会社によって方針に差が見られた。UTC, Capstone, Elliotの各社は導入に積極的であるが、Turbec

社は消極的な方針を示した。また、 μ タービン関係のペーパー発表では、熱交換器に関するものも多く、2セッション10発表にわたった(GT-2002-30402~30406など)。熱交換器における中心的課題は、性能を下げずにコストを大幅に下げることのための新形態の模索であり、スパイラル型、円筒型など、各種の新型熱交換器が発表された。なお、Vehicular & Small Turbomachinesの部門委員会は、時流に合わせて、来年からMicroturbine & Small Turbomachinesに改名することとなった。

セラミックスの分野は、昨年の、寿命予測ができず実用化はまだまだ困難、という悲観的状况から一変して、今年は、UEET(Ultra-Efficient Engine Technology)プログラム、NASAのEPM(Enabling Propulsion Material)プログラム、米国エネルギー省(DOE)のセラミックス定置型ガスタービン(CSGT)の10年プログラムなど、多くの国家プロジェクトが成果を出す時期にきたためか、大変活発であった。発表のほとんどは、国立の研究所および大企業によるものである。発表の内容としては、特にEBC(Environment Barrier Coating)に関するものが多かった。これは、SiCやSi₃N₄材の酸化による寿命低下を防ぐもので、2セッション9件もの発表があった(GT-2002-30626~30632, 30645, 番号なし1件)。米国Solar社では、Centaur 50 SガスタービンにSiC/SiCのCFCC(Continuous Fiber-reinforced Ceramic matrix Composite)製燃焼器ライナを組み込み、これにEBCを適用して約14000時間耐久試験を行った。試験後の材料検査より大幅な母材の寿命延長効果を確認したが、実用化にはEBC自体の耐久性がまだ不足していることが指摘された(GT-2002-30630)。また、定置型ガスタービンにおける各社のセラミックス実用化研究の最新状況を報告するパネルセッションが開催された。GE社からはSiCファイバに、CあるいはSiCバインダーを組み合わせたMelt Infiltrated CMC開発が紹介された。燃焼器ライナおよびタービン1段ケーシングに組み込んで試験を行った結果、異物吸い込みによる損傷(FOD)でも亀裂は進展せず、ブレードラビングを起こしても問題ないことを実証した。また、Daimler-Chrysler社では、3M社のNetelTMファイバーにAl₂O₃+SiO₂のバインダーを使い、1200°C級ながら、2万時間以上の寿命を達成する目処を得た。この他、UEETプログラムにおける成果が発表され(GT-2002-30461)、Snecma社より航空エンジン用CMCの寿命改良の状況が報告されたほか(GT-2002-30625)、実用化に向けて、着実に実証試験が進んでいる(GT-2002-30056, 300458~300460, 30585)。

原稿受付 2002年7月11日

*1 石川島播磨重工業(株)航空宇宙事業本部
技術開発センターエンジン技術部
〒188-8555 東京都西東京市向台町3-5-1

5. ターボ機械の性能と流れ

5.1 軸流関係

後藤 彰^{*1}

GOTO Akira

ここでは、軸流ファン・圧縮機および軸流タービンの定常流れと性能に関する発表動向を報告する。大半の研究発表において、内部流れと全体性能特性との因果関係を考察するための基本的なツールとしてCFDが活用されている。軸流タービン関係が7セッションで33編、軸流ファン・圧縮機関係が5セッションで24編、またターボ機械の設計システム・最適化に関するセッションで5編の論文発表があった。

軸流ファン・圧縮機では、翼のスweep、ケーシングトリートメント、境界層制御、側壁コンタリングなど、側壁流れを制御して効率やサージマージン拡大をめざす研究が多く発表された。前進スweep翼の採用により、高効率で失速マージンが拡大でき、不均一流入への適応性も改善されるとする報告 (GT-30326, 30327, 30328, 30329, 30441) があった。ケーシングトリートメントとしては、軸方向スロットによる失速マージン拡大メカニズムの実験的検討 (GT-30640) や、周方向グループの遷音速ファンにおける効果のCFD解析が行われ (GT-30641)、軸方向スロットや周方向グループが先端漏れ渦の挙動に及ぼす影響が詳細に検討された (GT-30642)。PIVを使用した翼先端近傍流れの計測も報告された (GT-30643)。境界層制御としては、周方向グループを用いた内部循環 (GT-30368) や、翼表面や側壁からの境界層吸取り (GT-30369, 30370) が検討され、また流入境界層厚みや予旋回の影響も報告された (GT-30639, 30395)。さらに側壁境界層の制御法として、側壁コンタ

リングによる衝撃波構造の制御 (GT-30440) や、翼付け根を球状にして馬蹄渦と流路渦の干渉を制御する方法 (GT-30442) が発表された。

軸流タービンでは、翼性能、翼面境界層制御、側壁付近の流れ場とその制御などに関する研究発表が行われた。翼性能に関しては、翼性能に及ぼすレイノルズ数やマッハ数などの影響の検討 (GT-30330, 30334, 30434) や、翼面加工の切削溝の影響 (GT-30333) が検討された。翼面境界層制御に関しては、翼面からのジェット吹出し (GT-30602)、フラップによる層流剥離制御 (GT-30662) やエントロピー生成を最小化するための境界層外縁速度の決定法 (GT-30346) が発表された。側壁付近の流れに関しては、動翼先端隙間流れ (GT-30338) やノズル側壁流れ (GT-30351, 30540) が検討され、その制御法として、側壁コンタリングや翼厚みの検討 (GT-30352, 30353) や、非軸対称の側壁コンタリングの影響が詳細に研究された (GT-30337, 30339, 30433)。冷却ガス注入の影響も検討された (GT-30340, 30344)。その他、遷音速タービン開発プロジェクト BRITE/EURAM Project で使用する試験設備の報告があった (GT-30336)。

ターボ機械の設計システム・最適化に関しては、3次元翼設計システム (GT-30618)、実験計画法とCFDを用いた最適設計法 (GT-30619)、勾配法を用いた非粘性逆解法 (GT-30678)、NSコードとオイラーコードを用いた逆解法 (GT-30617)、解適合格子法を用いた衝撃波の精度を改善した逆解法 (GT-30620) が報告された。今後、CFDが日常的な設計開発のツールとして定着するに連れ、逆解法や最適化アルゴリズムなどにより設計能率をさらに改善する試みが活発化すると期待される。

原稿受付 2002年7月9日

*1 (株)荏原総合研究所

〒251-8502 神奈川県藤沢市本藤沢 4-2-1

5.2 遠心関係

茨木 誠一^{*1}

IBARAKI Seiichi

遠心ターボ機械のセッションは、遠心圧縮機のインペラとディフューザの干渉効果、遠心圧縮機コンポーネン

原稿受付 2002年7月10日

*1 三菱重工業(株)技術本部長崎研究所ターボ機械研究室

〒851-0392 長崎県長崎市深堀町 5-717-1

トの設計、遠心圧縮機のディフューザとボリュートの段落性能への影響、ラジアルタービンと遠心圧縮機の流動現象の4つで、発表論文は20編 (内キャンセル2編)、更に、最適設計で1編、圧縮機CFDで1編、小形ターボ機械の開発で2編の計24編であり、昨年の18編を上

5. ターボ機械の性能と流れ

5.1 軸流関係

後藤 彰^{*1}

GOTO Akira

ここでは、軸流ファン・圧縮機および軸流タービンの定常流れと性能に関する発表動向を報告する。大半の研究発表において、内部流れと全体性能特性との因果関係を考察するための基本的なツールとしてCFDが活用されている。軸流タービン関係が7セッションで33編、軸流ファン・圧縮機関係が5セッションで24編、またターボ機械の設計システム・最適化に関するセッションで5編の論文発表があった。

軸流ファン・圧縮機では、翼のスweep、ケーシングトリートメント、境界層制御、側壁コンタリングなど、側壁流れを制御して効率やサージマージン拡大をめざす研究が多く発表された。前進スweep翼の採用により、高効率で失速マージンが拡大でき、不均一流入への適応性も改善されるとする報告 (GT-30326, 30327, 30328, 30329, 30441) があった。ケーシングトリートメントとしては、軸方向スロットによる失速マージン拡大メカニズムの実験的検討 (GT-30640) や、周方向グループの遷音速ファンにおける効果のCFD解析が行われ (GT-30641)、軸方向スロットや周方向グループが先端漏れ渦の挙動に及ぼす影響が詳細に検討された (GT-30642)。PIVを使用した翼先端近傍流れの計測も報告された (GT-30643)。境界層制御としては、周方向グループを用いた内部循環 (GT-30368) や、翼表面や側壁からの境界層吸取り (GT-30369, 30370) が検討され、また流入境界層厚みや予旋回の影響も報告された (GT-30639, 30395)。さらに側壁境界層の制御法として、側壁コンタ

リングによる衝撃波構造の制御 (GT-30440) や、翼付け根を球状にして馬蹄渦と流路渦の干渉を制御する方法 (GT-30442) が発表された。

軸流タービンでは、翼性能、翼面境界層制御、側壁付近の流れ場とその制御などに関する研究発表が行われた。翼性能に関しては、翼性能に及ぼすレイノルズ数やマッハ数などの影響の検討 (GT-30330, 30334, 30434) や、翼面加工の切削溝の影響 (GT-30333) が検討された。翼面境界層制御に関しては、翼面からのジェット吹出し (GT-30602)、フラップによる層流剥離制御 (GT-30662) やエントロピー生成を最小化するための境界層外縁速度の決定法 (GT-30346) が発表された。側壁付近の流れに関しては、動翼先端隙間流れ (GT-30338) やノズル側壁流れ (GT-30351, 30540) が検討され、その制御法として、側壁コンタリングや翼厚みの検討 (GT-30352, 30353) や、非軸対称の側壁コンタリングの影響が詳細に研究された (GT-30337, 30339, 30433)。冷却ガス注入の影響も検討された (GT-30340, 30344)。その他、遷音速タービン開発プロジェクト BRITE/EURAM Project で使用する試験設備の報告があった (GT-30336)。

ターボ機械の設計システム・最適化に関しては、3次元翼設計システム (GT-30618)、実験計画法とCFDを用いた最適設計法 (GT-30619)、勾配法を用いた非粘性逆解法 (GT-30678)、NSコードとオイラーコードを用いた逆解法 (GT-30617)、解適合格子法を用いた衝撃波の精度を改善した逆解法 (GT-30620) が報告された。今後、CFDが日常的な設計開発のツールとして定着するに連れ、逆解法や最適化アルゴリズムなどにより設計能率をさらに改善する試みが活発化すると期待される。

原稿受付 2002年7月9日

*1 (株)荏原総合研究所

〒251-8502 神奈川県藤沢市本藤沢 4-2-1

5.2 遠心関係

茨木 誠一^{*1}

IBARAKI Seiichi

遠心ターボ機械のセッションは、遠心圧縮機のインペラとディフューザの干渉効果、遠心圧縮機コンポーネン

原稿受付 2002年7月10日

*1 三菱重工業(株)技術本部長崎研究所ターボ機械研究室

〒851-0392 長崎県長崎市深堀町 5-717-1

トの設計、遠心圧縮機のディフューザとボリュートの段落性能への影響、ラジアルタービンと遠心圧縮機の流動現象の4つで、発表論文は20編 (内キャンセル2編)、更に、最適設計で1編、圧縮機CFDで1編、小形ターボ機械の開発で2編の計24編であり、昨年の18編を上

回った。一部セッションが重なる不便はあったものの、参加者も多く、活発な質疑が行われ、盛況であった。

全24編中、遠心圧縮機19編、ラジアル及び斜流タービン3編、ポンプ2編であった。遠心圧縮機の構成要素別では、インペラ4編、インペラとの干渉問題も含めてディフューザ11編、ボリュート2編、入口案内羽根1編、戻り流路1編であった。動静翼・静止流路の干渉問題、非定常現象に関する解析、実験の取り組みが多く、レーザ計測と解析の比較も目を引いた。また、逆解法や最適設計が遠心ターボ機械の分野でも盛んになりつつある印象を受けた。

遠心圧縮機のインペラでは、衝撃波を伴う遷音速インペラの詳細LDV計測と渦同定法を用いたCFDの可視化により、複雑流れ場の構造を考察したもの(GT-30374)、遷音速インペラの出口幅、入口角を修正し、高性能化を達成した例(GT-30394)、3次元粘性解析を駆使し、遷音速インペラの効率と作動範囲を改良した例(GT-30393)が紹介された。また、実験計画法により性能に効く形状パラメータの感度解析を行った遷音速インペラの最適設計(GT-30619)が報告された。

ディフューザでは小弦節比ディフューザの性能、内部流動(GT-30371, 30386, 30388)が報告され、GT-30371は遷音速インペラとの干渉を定常及び非定常計算で解析し、実験との良好な一致を示すと共に、二次流れの詳細挙動を考察した。また、翼入口径、入口角の異なる複数のディフューザの性能比較と圧力プローブ及びL2Fでの詳細計測により、流動現象の解明を試みたもの(GT-

30381, 30382)、インペラとディフューザの干渉を考慮できるストールモデルを構築し、ディフューザの翼入口部の空気注入でサージマージンの拡大に成功した例(GT-30379)、逆解法で設計した3次元ディフューザで圧力面のコーナ剥離を抑制した例(GT-30621)が報告された。更に、チャンネルディフューザの性能(GT-30387)、産業用圧縮機高圧段のベーンレスディフューザの形状と性能の関係(GT-30389, 30390)、パイプディフューザを模擬した曲がり管のパルス流れを熱線で詳細計測した例(GT-30455)が紹介された。

他の構成要素では、ニューラルネットワークを用いた産業用圧縮機戻り流路の最適化(GT-30392)、インペラ、吸込み管及びボリュート一体の高時間精度非定常解析(GT-30385)、CFDによるボリュートとコレクタの性能比較(GT-30375)、インペラと吸込みエルボ、入口案内羽根の一体解析で、入口案内羽根の開度によりインペラ直前の偏流が低減される例(GT-30376)が紹介された。

タービンでは、CFDで斜流タービンの内部流動をラジアルタービンと比較し、高性能化の可能性を示唆したもの(GT-30372)、ラジアルタービンの2つ口スクロールの性能推定モデルを構築し、実験結果と比較した例(GT-30576)が発表された。また、60kWのガスタービンについて動翼とノズルレススクロールの設計法(GT-30578)が紹介された。

ポンプでは、インペラとボリュートの準非定常解析を行い、インペラ荷重を実測と比較検証した例(GT-30377, 30378)が紹介された。

5.3 非定常流れと数値流体力学

渡辺 和徳*1

WATANABE Kazunori

ターボ機械における非定常流れに関しては、5つのセッションが設けられ、計24件の論文が発表された。テーマとしては、翼列通過により発生する後流と翼との干渉問題が多く取り上げられており、PIVを用いた詳細な計測による実験検討(GT-30664, GT-30667)、遷音速2.5段圧縮機を対象とした動翼-動翼、静翼-静翼の干渉問題とクロッキングの影響(GT-30355)、多段翼列に対してNavier-Stokes方程式を用いた3次元数値解析による検討(GT-30309)などが発表されていた。また、翼端や翼根からの流れ漏れがターボ機器性能に及ぼす影響について議論した報告も多く見られた(GT-30358, GT-30360, GT-30437)。そのほか、遷音速圧縮機に対

象とした上流側への衝撃波伝播についての数値解析的な検討(GT-30356)、低速軸流圧縮機を対象に安定性を向上させるため微量空気を翼列に注入し、注入量や注入角度など様々なファクターに対する非定常応答性について検討した研究(GT-30361)、高負荷圧縮機における後流通過の非定常性の影響(GT-30354)、などがTransactionに採用された報告であった。

数値流体力学(CFD)に関しては、3つのセッションが設けられ、計15件の論文が発表された。もっとも、CFDを用いた研究はこのセッション以外のターボ機械のセッションを始め、伝熱や燃焼などにおいても多く報告されており、CFDはますます重要な役割を果たしている印象が強く感じられた。発表内容としては、解析手法、非構造格子の適用可能性、圧縮性N-S解析など、CFD技術に関連する発表が多い中、多変数のパラメー

原稿受付 2002年7月1日

*1 財電力中央研究所横須賀研究所

〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂2-6-1

回った。一部セッションが重なる不便はあったものの、参加者も多く、活発な質疑が行われ、盛況であった。

全24編中、遠心圧縮機19編、ラジアル及び斜流タービン3編、ポンプ2編であった。遠心圧縮機の構成要素別では、インペラ4編、インペラとの干渉問題も含めてディフューザ11編、ボリュート2編、入口案内羽根1編、戻り流路1編であった。動静翼・静止流路の干渉問題、非定常現象に関する解析、実験の取り組みが多く、レーザ計測と解析の比較も目を引いた。また、逆解法や最適設計が遠心ターボ機械の分野でも盛んになりつつある印象を受けた。

遠心圧縮機のインペラでは、衝撃波を伴う遷音速インペラの詳細LDV計測と渦同定法を用いたCFDの可視化により、複雑流れ場の構造を考察したもの(GT-30374)、遷音速インペラの出口幅、入口角を修正し、高性能化を達成した例(GT-30394)、3次元粘性解析を駆使し、遷音速インペラの効率と作動範囲を改良した例(GT-30393)が紹介された。また、実験計画法により性能に効く形状パラメータの感度解析を行った遷音速インペラの最適設計(GT-30619)が報告された。

ディフューザでは小弦節比ディフューザの性能、内部流動(GT-30371, 30386, 30388)が報告され、GT-30371は遷音速インペラとの干渉を定常及び非定常計算で解析し、実験との良好な一致を示すと共に、二次流れの詳細挙動を考察した。また、翼入口径、入口角の異なる複数のディフューザの性能比較と圧力プローブ及びL2Fでの詳細計測により、流動現象の解明を試みたもの(GT-

30381, 30382)、インペラとディフューザの干渉を考慮できるストールモデルを構築し、ディフューザの翼入口部の空気注入でサージマージンの拡大に成功した例(GT-30379)、逆解法で設計した3次元ディフューザで圧力面のコーナ剥離を抑制した例(GT-30621)が報告された。更に、チャンネルディフューザの性能(GT-30387)、産業用圧縮機高圧段のベーンレスディフューザの形状と性能の関係(GT-30389, 30390)、パイプディフューザを模擬した曲がり管のパルス流れを熱線で詳細計測した例(GT-30455)が紹介された。

他の構成要素では、ニューラルネットワークを用いた産業用圧縮機戻り流路の最適化(GT-30392)、インペラ、吸込み管及びボリュート一体の高時間精度非定常解析(GT-30385)、CFDによるボリュートとコレクタの性能比較(GT-30375)、インペラと吸込みエルボ、入口案内羽根の一体解析で、入口案内羽根の開度によりインペラ直前の偏流が低減される例(GT-30376)が紹介された。

タービンでは、CFDで斜流タービンの内部流動をラジアルタービンと比較し、高性能化の可能性を示唆したもの(GT-30372)、ラジアルタービンの2つ口スクロールの性能推定モデルを構築し、実験結果と比較した例(GT-30576)が発表された。また、60kWのガスタービンについて動翼とノズルレススクロールの設計法(GT-30578)が紹介された。

ポンプでは、インペラとボリュートの準非定常解析を行い、インペラ荷重を実測と比較検証した例(GT-30377, 30378)が紹介された。

5.3 非定常流れと数値流体力学

渡辺 和徳*¹

WATANABE Kazunori

ターボ機械における非定常流れに関しては、5つのセッションが設けられ、計24件の論文が発表された。テーマとしては、翼列通過により発生する後流と翼との干渉問題が多く取り上げられており、PIVを用いた詳細な計測による実験検討(GT-30664, GT-30667)、遷音速2.5段圧縮機を対象とした動翼-動翼、静翼-静翼の干渉問題とクロッキングの影響(GT-30355)、多段翼列に対してNavier-Stokes方程式を用いた3次元数値解析による検討(GT-30309)などが発表されていた。また、翼端や翼根からの流れ漏れがターボ機器性能に及ぼす影響について議論した報告も多く見られた(GT-30358, GT-30360, GT-30437)。そのほか、遷音速圧縮機に対

象とした上流側への衝撃波伝播についての数値解析的な検討(GT-30356)、低速軸流圧縮機を対象に安定性を向上させるため微量空気を翼列に注入し、注入量や注入角度など様々なファクターに対する非定常応答性について検討した研究(GT-30361)、高負荷圧縮機における後流通過の非定常性の影響(GT-30354)、などがTransactionに採用された報告であった。

数値流体力学(CFD)に関しては、3つのセッションが設けられ、計15件の論文が発表された。もっとも、CFDを用いた研究はこのセッション以外のターボ機械のセッションを始め、伝熱や燃焼などにおいても多く報告されており、CFDはますます重要な役割を果たしている印象が強く感じられた。発表内容としては、解析手法、非構造格子の適用可能性、圧縮性N-S解析など、CFD技術に関連する発表が多い中、多変数のパラメー

原稿受付 2002年7月1日

*1 財電力中央研究所横須賀研究所

〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂2-6-1

タサーバイを通じた機器性能評価や最適設計などを目的とする検討例 (GT-30433, GT-30445, GT-30596) などは、設計ツールとしての CFD の可能性を示すものであった。また、産業用ガスタービンの排気ディフューザを対象とした検討など (GT-30597), 実プラントを意識した周辺機器への適用例の発表もあった。

最後に、本章の報告範囲とは直接関係ないが、筆者が参加したオランダ航空宇宙技術研究所 (NLR) へのテクニカルツアーに関して、簡単に紹介したい。訪問したのは、アムステルダムから北東約 100 km に位置する Flevoland 州 Emmeloord にある Structures and Material Division で、34 名の参加者があった。ここは、エンジンの寿命評価研究に取り組んでおり、関連施設の見学では、SEM 装置、高温クリーブ試験装置、燃焼ガス流曝露に

よる熱疲労試験装置、GSP (Gas Turbine Simulation Program) などについて説明を受けた。このうち、GSP は NLR が開発した Windows 上で動作するガスタービンの性能評価プログラムであり、下記 URL より標準版のみ無償でダウンロードできる。

<http://www.nlr.nl/public/hosted-sites/gsp/download/program.shtml>

更に、ドイツ航空宇宙技術研究所と共同で設立された、世界最大級の大型低速風洞設備 (DNW-LLF) も見学した。試験部の断面積は最大で 9.5 m × 9.5 m、試験流速は最高 150 m/s 程度まで可能である。全ヨーロッパ内での活用が図られており、また、航空機のみならず陸用交通車両の空力性能テストにも供するなど、利用率も高い。普段なかなか見ることができない設備であり、貴重な経験となった。

6. 伝 熱 関 係

船崎 健一*¹

FUNAZAKI Ken-ichi

伝熱関係を一人でカバーすることは不可能であり、今回は IHI の大北氏の協力を得ながら、会場の臨場感をお伝えしたいと思う。今回の会議を通じてのキーワードとしては、高乱れ度、非定常性、剥離、より実際に近い形状・試験条件、膜冷却の CFD・実験、冷却システムの大規模な実験・CFD、となるであろう。特に、CFD は解析フェーズから、設計・最適化フェーズへの利用が拡大している。市販コードの利用も一層進んでいる。

境界層遷移関係では、高揚力低圧タービン直線翼列上流に後流発生器を設置し、後流の非定常性、calm 効果について、翼表面の非定常熱伝達率計測結果に基づいて検討した研究がある (227)。剥離泡の間欠的な抑制は空力損失を低下させ、境界層遷移はストローハル数が低い場合には効果があること、などが明らかにされた。Calm 効果は存在するが、その効果は限定的であることなども示された。CFD の結果も示されている (228)。移動円柱列後流の影響を受ける低圧タービン翼列の低レイノルズ数効果に対する数値解析が紹介された (367)。乱流モデルは、境界層遷移を予測するべく Drela モデルを組込んだ Spalart-Allmaras モデルである。剥離と円柱列からの wake との干渉に関する状況は再現されている。

膜冷却関係に関しては、フィルム孔が矩形及び台形の出口形状を有する場合のフィルム効率及び熱伝達率を実験 (感温液晶) 及び CFD で調べている (168)。台形の

場合の正味熱流束低減効果は、スロットによる効果に匹敵し、高噴き出し比でもその効果は低下しない。移動円柱列を用いたタービン前縁膜冷却に関する実験も示されている (202)。後流通過の効果は、負圧面側で冷却空気噴流が消滅し、一方正圧面側で kidney 型の渦構造が強まる。470, 613, 522, 521 は Leylek らによる HP タービンでの膜冷却に関する一連の研究である。円形断面のフィルム孔の Compound 角, shape hole の効果, Compound+shape hole について調べている。ユニークな点としては、フィルム孔を放電加工で開け、それを X 線写真の画像処理し、3 次元的に再構築することにより 3 次元形状データを取得している点である。数値計算の結果としては、噴き出し比が低い場合には CFD は平均フィルム効率をかなりの精度で予測するが、噴き出し比が大きくなり二次空気が主流を貫く状態になると途端に精度が劣化する。

内部/外部熱伝達に関しては、Thermal NDE という面白い文句の研究がある (199)。試験では、薄肉の楕円型モデル翼内部にインピンジ板を挿入し、翼を加熱し、その後内面からインピンジ冷却する。その温度変化をサーモカメラで観測し、温度の時間的変化から熱伝達率を測定する方法である。3 次元熱伝導解析での評価の方が良好な結果を与えている。212, 213 は、タービン動翼後縁部冷却流路内の熱伝達に関する実験及び CFD である。動翼後縁では流路のアスペクト比は大きく、その形も必ずしも矩形ではなく、このような複雑な流路における熱伝達率の CFD による予測精度はベストでも ±25% 程度

原稿受付 2002 年 7 月 15 日

* 1 岩手大学工学部機械工学科

〒020-8551 岩手県盛岡市上田 4-3-5

タサーバイを通じた機器性能評価や最適設計などを目的とする検討例 (GT-30433, GT-30445, GT-30596) などは、設計ツールとしてのCFDの可能性を示すものであった。また、産業用ガスタービンの排気ディフューザを対象とした検討など (GT-30597), 実プラントを意識した周辺機器への適用例の発表もあった。

最後に、本章の報告範囲とは直接関係ないが、筆者が参加したオランダ航空宇宙技術研究所(NLR)へのテクニカルツアーに関して、簡単に紹介したい。訪問したのは、アムステルダムから北東約100kmに位置するFlevoland州 Emmeloordにある Structures and Material Divisionで、34名の参加者があった。ここは、エンジンの寿命評価研究に取り組んでおり、関連施設の見学では、SEM装置、高温クリーブ試験装置、燃焼ガス流曝露に

よる熱疲労試験装置、GSP (Gas Turbine Simulation Program) などについて説明を受けた。このうち、GSPはNLRが開発したWindows上で動作するガスタービンの性能評価プログラムであり、下記URLより標準版のみ無償でダウンロードできる。

<http://www.nlr.nl/public/hosted-sites/gsp/download/program.shtml>

更に、ドイツ航空宇宙技術研究所と共同で設立された、世界最大級の大型低速風洞設備(DNW-LLF)も見学した。試験部の断面積は最大で9.5m×9.5m、試験流速は最高150m/s程度まで可能である。全ヨーロッパ内での活用が図られており、また、航空機のみならず陸用交通車両の空力性能テストにも供するなど、利用率も高い。普段なかなか見ることができない設備であり、貴重な経験となった。

6. 伝熱関係

船崎 健一*¹

FUNAZAKI Ken-ichi

伝熱関係を一人でカバーすることは不可能であり、今回はIHIの大北氏の協力を得ながら、会場の臨場感をお伝えしたいと思う。今回の会議を通じてのキーワードとしては、高乱れ度、非定常性、剥離、より実際に近い形状・試験条件、膜冷却のCFD・実験、冷却システムの大規模な実験・CFD、となるであろう。特に、CFDは解析フェーズから、設計・最適化フェーズへの利用が拡大している。市販コードの利用も一層進んでいる。

境界層遷移関係では、高揚力低圧タービン直線翼列上流に後流発生器を設置し、後流の非定常性、calm効果について、翼表面の非定常熱伝達率計測結果に基づいて検討した研究がある(227)。剥離泡の間欠的な抑制は空力損失を低下させ、境界層遷移はストローハル数が低い場合には効果があること、などが明らかにされた。Calm効果は存在するが、その効果は限定的であることなども示された。CFDの結果も示されている(228)。移動円柱列後流の影響を受ける低圧タービン翼列の低レイノルズ数効果に対する数値解析が紹介された(367)。乱流モデルは、境界層遷移を予測するべくDrelaモデルを組み込んだSpalart-Allmarasモデルである。剥離と円柱列からのwakeとの干渉に関する状況は再現されている。

膜冷却関係に関しては、フィルム孔が矩形及び台形の出口形状を有する場合のフィルム効率及び熱伝達率を実験(感温液晶)及びCFDで調べている(168)。台形の

場合の正味熱流束低減効果は、スロットによる効果に匹敵し、高噴き出し比でもその効果は低下しない。移動円柱列を用いたタービン前縁膜冷却に関する実験も示されている(202)。後流通過の効果は、負圧面側で冷却空気噴流が消滅し、一方正圧面側でkidney型の渦構造が強まる。470, 613, 522, 521はLeylekらによるHPタービンでの膜冷却に関する一連の研究である。円形断面のフィルム孔のCompound角, shape holeの効果, Compound+shape holeについて調べている。ユニークな点としては、フィルム孔を放電加工で開け、それをX線写真の画像処理し、3次元的に再構築することにより3次元形状データを得ている点である。数値計算の結果としては、噴き出し比が低い場合にはCFDは平均フィルム効率をかなりの精度で予測するが、噴き出し比が大きくなり二次空気が主流を貫く状態になると途端に精度が劣化する。

内部/外部熱伝達に関しては、Thermal NDEという面白い文句の研究がある(199)。試験では、薄肉の楕円型モデル翼内部にインピンジ板を挿入し、翼を加熱し、その後内面からインピンジ冷却する。その温度変化をサーモカメラで観測し、温度の時間的変化から熱伝達率を測定する方法である。3次元熱伝導解析での評価の方が良好な結果を与えている。212, 213は、タービン動翼後縁部冷却流路内の熱伝達に関する実験及びCFDである。動翼後縁では流路のアスペクト比は大きく、その形も必ずしも矩形ではなく、このような複雑な流路における熱伝達率のCFDによる予測精度はベストでも±25%程度

原稿受付 2002年7月15日

* 1 岩手大学工学部機械工学科

〒020-8551 岩手県盛岡市上田4-3-5

であると指摘されている。212 では定常法による熱伝達率計測, 213 では数値計算が示されている。圧力損失はかなりよく一致しており, 熱伝達率も定性的にはほぼ一致している。インピンジ板と翼内面との間のような狭隘流路に離散的な突起 (凸面) を設けた場合の熱伝達及び圧力損失に関する研究もある (476)。突起が対抗面に接する場合に最大熱伝達及び最大圧力損失が得られる。突起パターン, 間隙率などで伝熱特性, 圧力損失をコントロールできる可能性がある。532 は, 感温液晶による熱伝達率計測法に関する研究である。液晶法では, 3つの異なる温度がある場合は, unknown が2つになる。例えば主流に対し, フィルム冷却などの噴出がある場合などが3温度問題になる。新しい方法は, 3つの異なる試験をシーケンシャルに行い, 精度の向上を図っている。

燃焼器の効果については, 触媒燃焼器と低 NOX 型燃焼器下流の NZL vane 上の熱伝達が調べられている (524)。燃焼器による乱れ度は燃焼器毎に変わり, 例えば mock-up による試験で Allison 製の場合は 40%, GE 製で 33% という報告もある。一方, 触媒燃焼の場合は, 原理的な違いから燃焼器出口での乱れ度は小さい熱伝達率の推定には STAN7 を用い, それに主流乱れ効果モデル (Ames モデル) 及び遷移モデル (Mayle モデル) を用いている。Mayle モデルは正圧面側では有効であったが, 負圧面ではあまり機能していない。よどみ点での熱伝達の予測は, 相関式の若干の修正を要したが, かなり予測されている。525 では, 航空エンジン派生型燃焼器がエンドウォール上熱伝達に与える影響を検討してい

る。高 Tu, 低 Tu での熱伝達率分布の変化が観測されている。高 Tu では二次流れの効果は不明瞭になっている。燃焼器出口からの全圧分布がエンドウォール上のフィルム効率に与える影響を調べられている (526)。モデルは実機の 9 倍。燃焼器での希釈空気や冷却空気の増加によりノズルエンドウォールへの冷却空気が減ることが示された。

エンドウォール上の伝熱については, 185 で, cavity 流れがタービンの空力・伝熱に与える影響を実験的に調べている (単段の回転試験機+Blow down 風洞での試験)。非定常計測用センサはプラットフォーム及び 15% スパン位置に設置されている。15% 以下で wake 通過の効果は見られるが, 衝撃波との干渉が最も顕著に現れていた。Leakage 流量の増加は衝撃波通過による熱伝達率の変動を低減した。186 は, タービン動翼の先端部, シュラウド部の熱伝達を各種パラメータを変化させて計測している。185 と同様に単段回転試験機+short duration での試験である。知見としては 1) 負圧面よりも正圧面での熱伝達が高いこと, また再層流化と見られる現象が現れたこと 2) 翼先端やシュラウドでの熱伝達がよどみ点でのそれと同程度になることなどが示された。

二次空気システム, ディスク冷却については, EU 内の企業及び大学が共同研究として取組んでいるプロジェクトが紹介された (479)。構造の複雑さ, 現象の複雑さ故に問題をいくつかの部分に break down し, それぞれに企業, 大学連合が取組んでいる。

7. 燃焼および燃料関係

都留 智子*1

TSURU Tomoko

1. 全般

Combustion & Fuels committee が主催あるいは共催する燃焼及び燃料関係のセッションとしては, ペーパーセッションが 11, パネルセッションが 2, チュートリアルセッションが 1 の計 14 セッションが催された。発表件数としては論文発表が 57 件, パネル講演が 10 件の計 67 件で, 昨年度に比べて減少している。論文発表の国別の内訳としては, アメリカの 28 編が最も多く, ドイツ 12 編, イギリス 6 編, オランダ・日本がそれぞれ 3 編と続いている。テーマを大まかに分類すると, 燃焼の不安定性およびその制御に関するものが 16 編, 燃焼器の開発や設計に関するものが 12 編, 数値モデリングに

関するものが 10 編, 燃料ノズルや噴霧に関するものが 10 編, NOx を主としたエミッション低減に関するものが 4 編となっており, 低 NOx 燃焼器における課題の一つである燃焼振動や火炎の安定化について活発に研究が行われていることがわかる。また, どの分野においても CFD を適用した論文が多く見られた。

2. 燃焼の不安定性およびその制御

燃焼不安定性に関する研究発表では質疑応答が活発に行われ立ち見の聴講者も多く, 関心の高さが窺えた。発表の内容としては, 燃焼振動の制御に関しては大小 2 種類の予混合燃焼器 (GT-30068) において燃料供給部の流路などを調節してアクティブ制御する研究 (GT-30607) や旋回流内部に燃料を噴射して火炎を安定化する手法 (GT-30462) について紹介されていたが, 燃焼器内の諸

原稿受付 2002 年 7 月 2 日

* 1 川崎重工工業(株)ガスタービン開発センター要素開発部
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町 1-1

であると指摘されている。212 では定常法による熱伝達率計測, 213 では数値計算が示されている。圧力損失はかなりよく一致しており, 熱伝達率も定性的にはほぼ一致している。インピンジ板と翼内面との間のような狭隘流路に離散的な突起 (凸面) を設けた場合の熱伝達及び圧力損失に関する研究もある (476)。突起が対抗面に接する場合に最大熱伝達及び最大圧力損失が得られる。突起パターン, 間隙率などで伝熱特性, 圧力損失をコントロールできる可能性がある。532 は, 感温液晶による熱伝達率計測法に関する研究である。液晶法では, 3つの異なる温度がある場合は, unknown が2つになる。例えば主流に対し, フィルム冷却などの噴出がある場合などが3温度問題になる。新しい方法は, 3つの異なる試験をシーケンシャルに行い, 精度の向上を図っている。

燃焼器の効果については, 触媒燃焼器と低 NOX 型燃焼器下流の NZL vane 上の熱伝達が調べられている (524)。燃焼器による乱れ度は燃焼器毎に変わり, 例えば mock-up による試験で Allison 製の場合は 40%, GE 製で 33% という報告もある。一方, 触媒燃焼の場合は, 原理的な違いから燃焼器出口での乱れ度は小さい熱伝達率の推定には STAN7 を用い, それに主流乱れ効果モデル (Ames モデル) 及び遷移モデル (Mayle モデル) を用いている。Mayle モデルは正圧面側では有効であったが, 負圧面ではあまり機能していない。よどみ点での熱伝達の予測は, 相関式の若干の修正を要したが, かなり予測されている。525 では, 航空エンジン派生型燃焼器がエンドウォール上熱伝達に与える影響を検討してい

る。高 Tu, 低 Tu での熱伝達率分布の変化が観測されている。高 Tu では二次流れの効果は不明瞭になっている。燃焼器出口からの全圧分布がエンドウォール上のフィルム効率に与える影響を調べられている (526)。モデルは実機の 9 倍。燃焼器での希釈空気や冷却空気の増加によりノズルエンドウォールへの冷却空気が減ることが示された。

エンドウォール上の伝熱については, 185 で, cavity 流れがタービンの空力・伝熱に与える影響を実験的に調べている (単段の回転試験機+Blow down 風洞での試験)。非定常計測用センサはプラットフォーム及び 15% スパン位置に設置されている。15% 以下で wake 通過の効果は見られるが, 衝撃波との干渉が最も顕著に現れていた。Leakage 流量の増加は衝撃波通過による熱伝達率の変動を低減した。186 は, タービン動翼の先端部, シュラウド部の熱伝達を各種パラメータを変化させて計測している。185 と同様に単段回転試験機+short duration での試験である。知見としては 1) 負圧面よりも正圧面での熱伝達が高いこと, また再層流化と見られる現象が現れたこと 2) 翼先端やシュラウドでの熱伝達がよどみ点でのそれと同程度になることなどが示された。

二次空気システム, ディスク冷却については, EU 内の企業及び大学が共同研究として取組んでいるプロジェクトが紹介された (479)。構造の複雑さ, 現象の複雑さ故に問題をいくつかの部分に break down し, それぞれに企業, 大学連合が取組んでいる。

7. 燃焼および燃料関係

都留 智子*1

TSURU Tomoko

1. 全般

Combustion & Fuels committee が主催あるいは共催する燃焼及び燃料関係のセッションとしては, ペーパーセッションが 11, パネルセッションが 2, チュートリアルセッションが 1 の計 14 セッションが催された。発表件数としては論文発表が 57 件, パネル講演が 10 件の計 67 件で, 昨年度に比べて減少している。論文発表の国別の内訳としては, アメリカの 28 編が最も多く, ドイツ 12 編, イギリス 6 編, オランダ・日本がそれぞれ 3 編と続いている。テーマを大まかに分類すると, 燃焼の不安定性およびその制御に関するものが 16 編, 燃焼器の開発や設計に関するものが 12 編, 数値モデリングに

関するものが 10 編, 燃料ノズルや噴霧に関するものが 10 編, NOx を主としたエミッション低減に関するものが 4 編となっており, 低 NOx 燃焼器における課題の一つである燃焼振動や火炎の安定化について活発に研究が行われていることがわかる。また, どの分野においても CFD を適用した論文が多く見られた。

2. 燃焼の不安定性およびその制御

燃焼不安定性に関する研究発表では質疑応答が活発に行われ立ち見の聴講者も多く, 関心の高さが窺えた。発表の内容としては, 燃焼振動の制御に関しては大小 2 種類の予混合燃焼器 (GT-30068) において燃料供給部の流路などを調節してアクティブ制御する研究 (GT-30607) や旋回流内部に燃料を噴射して火炎を安定化する手法 (GT-30462) について紹介されていたが, 燃焼器内の諸

原稿受付 2002 年 7 月 2 日

* 1 川崎重工工業(株)ガスタービン開発センター要素開発部
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町 1-1

量と燃焼不安定性との関係について調べている論文が多く、例えば予混合火炎の逆火特性(GT-30075)や、燃焼器の作動条件下でのノイズが燃焼不安定に及ぼす影響(GT-30062)、また当量比の変動と燃焼不安定性やNOx排出との関係(GT-30060)を実験により調べた研究結果などが報告された。また、数値計算を適用した燃焼不安定性の予測に関する研究については、線形波動方程式と有限要素法を用いた流れ計算コードをカップリングさせて燃焼振動の計算を行ったもの(GT-30063)や、三重スワラの流れについて Realizable $k-\epsilon$ モデルを用いて計算し、実験と比較した結果(GT-30069)が報告された。

3. 燃焼器の開発および設計ツール

最近の傾向としてCFDを開発あるいは設計ツールとして適用する例が増加しているが、ここでもCFDを用いた開発、設計に関する研究発表が多く、例えば低NOx燃焼器の燃料ノズルの性能検討をCFDで行った研究(GT-30409)や、ガスタービンの負荷が火災および燃焼器出口温度に与える影響を解析した例(GT-30105)が報告された。設計ツールの開発としては、圧縮機出口からタービン静翼入口までの燃焼器全体を計算するコードの開発について紹介された(GT-30090)が、実験結果等を用いた検証はこれからということであった。また、燃料を多点噴射した燃焼器(GT-30089)やエマルジョン燃料を用いてNOxを低減させる研究(GT-30104)等、低NOx化技術についても報告された。

4. 数値モデリング

CFDにおけるモデリングの研究では、乱流と化学反応の相互作用や反応そのものの計算と実験との検証が多く行われていた。LESに確率論に基づいた噴霧モデルを組み合わせて燃料の蒸発や空気との混合と燃焼反応に

よる熱の生成との相互作用を計算した例(GT-30091)、市販の流れ解析コードにFlameletモデル等を組み合わせて燃焼器内流れを計算し実験結果と検証した例(GT-30096)などが報告された。化学反応のモデリングについては効率よく詳細な反応機構まで計算する手法として、遺伝的アルゴリズムを用いて反応速度のパラメータを求める手法(GT-30092)やニューラルネットワークを反応の計算に適用する手法(GT-30608)が報告された。

5. 燃料ノズル

NOxを低減する上で燃料と空気の混合に関する研究は重要であり、レーザー計測により噴霧特性(GT-30072)や空気と燃料の混合(GT-30102)を調べた事例に加えて、触媒燃焼器における燃料ノズルの最適化(GT-30098)やマクロラミネーション技術を適用した燃料ノズル(GT-30100)などといった研究について発表された。また、小型のジェットエンジンを対象として低圧下での微粒化性能を比較した例(GT-30586)や、すす軽減を目的とした燃料の脱酸素化(GT-30071)といった内容についても報告された。

6. その他

新型の燃焼器に関するセッションでは、予混合管を多段化した燃焼器(GT-30081)やパイロットバーナを触媒燃焼方式にする手法(GT-30083)などが発表され、聴講者の関心を集めていた。その中で幅約20mm×高さ約4mmという超小型のガスタービンにおける燃焼器について希釈領域がある場合、ない場合の2種類の構造を試作・試験した結果(GT-30082)について報告があり、一般的なガスタービンと全く異なる構造であるだけでなく、小さい容量で高い出口温度の燃焼器であることに驚くと同時に大変興味深かった。

8. 制御と診断

黒崎 正大^{*1}

KUROSAKI Masahiro

高橋 克行^{*1}

TAKAHASHI Katsuyuki

CDI(Controls, Diagnostics & Instrumentation)のセッションでは、パネルディスカッションが1、論文発表が8、合計9のセッションが開かれた。パネルディスカッションでは、次世代エンジンの計装(Instrumentation for the Next Generation Engines)について8人のパネリストから発表された。論文発表のセッション数は診断3、計測3、制御1、制御と診断1で、一つのセッション

原稿受付 2002年7月12日

*1 石川島播磨重工業株式会社航空宇宙事業本部技術開発センター
〒190-1297 東京都西東京市瑞穂町殿ヶ谷229

で5~6編の発表があり、発表件数はCDIセッションで36件だった。全般的な傾向として、昨年と同様、診断の人气が高く、逆に制御は低調である。計測については例年通りであろうか。

診断では、昨年ニューロネットワークやファジィ制御の応用に関する発表が目立ったが、今年はその反動か、エンジンモデルを用いて、構成コンポーネントの性能劣化を求める発表が目立った。量産エンジンなど実際に使用されているGTの診断を行う場合、開発エンジンと異なり、同定すべきパラメータの数に比べてエンジンに装

量と燃焼不安定性との関係について調べている論文が多く、例えば予混合火炎の逆火特性(GT-30075)や、燃焼器の作動条件下でのノイズが燃焼不安定に及ぼす影響(GT-30062)、また当量比の変動と燃焼不安定性やNO_x排出との関係(GT-30060)を実験により調べた研究結果などが報告された。また、数値計算を適用した燃焼不安定性の予測に関する研究については、線形波動方程式と有限要素法を用いた流れ計算コードをカップリングさせて燃焼振動の計算を行ったもの(GT-30063)や、三重スワラの流れについて Realizable $k-\epsilon$ モデルを用いて計算し、実験と比較した結果(GT-30069)が報告された。

3. 燃焼器の開発および設計ツール

最近の傾向としてCFDを開発あるいは設計ツールとして適用する例が増加しているが、ここでもCFDを用いた開発、設計に関する研究発表が多く、例えば低NO_x燃焼器の燃料ノズルの性能検討をCFDで行った研究(GT-30409)や、ガスタービンの負荷が火災および燃焼器出口温度に与える影響を解析した例(GT-30105)が報告された。設計ツールの開発としては、圧縮機出口からタービン静翼入口までの燃焼器全体を計算するコードの開発について紹介された(GT-30090)が、実験結果等を用いた検証はこれからということであった。また、燃料を多点噴射した燃焼器(GT-30089)やエマルジョン燃料を用いてNO_xを低減させる研究(GT-30104)等、低NO_x化技術についても報告された。

4. 数値モデリング

CFDにおけるモデリングの研究では、乱流と化学反応の相互作用や反応そのものの計算と実験との検証が多く行われていた。LESに確率論に基づいた噴霧モデルを組み合わせて燃料の蒸発や空気との混合と燃焼反応に

よる熱の生成との相互作用を計算した例(GT-30091)、市販の流れ解析コードにFlameletモデル等を組み合わせて燃焼器内流れを計算し実験結果と検証した例(GT-30096)などが報告された。化学反応のモデリングについては効率よく詳細な反応機構まで計算する手法として、遺伝的アルゴリズムを用いて反応速度のパラメータを求める手法(GT-30092)やニューラルネットワークを反応の計算に適用する手法(GT-30608)が報告された。

5. 燃料ノズル

NO_xを低減する上で燃料と空気の混合に関する研究は重要であり、レーザー計測により噴霧特性(GT-30072)や空気と燃料の混合(GT-30102)を調べた事例に加えて、触媒燃焼器における燃料ノズルの最適化(GT-30098)やマクロラミネーション技術を適用した燃料ノズル(GT-30100)などといった研究について発表された。また、小型のジェットエンジンを対象として低圧下での微粒化性能を比較した例(GT-30586)や、すす軽減を目的とした燃料の脱酸素化(GT-30071)といった内容についても報告された。

6. その他

新型の燃焼器に関するセッションでは、予混合管を多段化した燃焼器(GT-30081)やパイロットバーナを触媒燃焼方式にする手法(GT-30083)などが発表され、聴講者の関心を集めていた。その中で幅約20mm×高さ約4mmという超小型のガスタービンにおける燃焼器について希釈領域がある場合、ない場合の2種類の構造を試作・試験した結果(GT-30082)について報告があり、一般的なガスタービンと全く異なる構造であるだけでなく、小さい容量で高い出口温度の燃焼器であることに驚くと同時に大変興味深かった。

8. 制御と診断

黒崎 正大^{*1}

KUROSAKI Masahiro

高橋 克行^{*1}

TAKAHASHI Katsuyuki

CDI(Controls, Diagnostics & Instrumentation)のセッションでは、パネルディスカッションが1、論文発表が8、合計9のセッションが開かれた。パネルディスカッションでは、次世代エンジンの計装(Instrumentation for the Next Generation Engines)について8人のパネリストから発表された。論文発表のセッション数は診断3、計測3、制御1、制御と診断1で、一つのセッション

原稿受付 2002年7月12日

*1 石川島播磨重工業株式会社航空宇宙事業本部技術開発センター
〒190-1297 東京都西東京市瑞穂町殿ヶ谷229

で5~6編の発表があり、発表件数はCDIセッションで36件だった。全般的な傾向として、昨年と同様、診断の人气が高く、逆に制御は低調である。計測については例年通りであろうか。

診断では、昨年ニューロネットワークやファジィ制御の応用に関する発表が目立ったが、今年はその反動か、エンジンモデルを用いて、構成コンポーネントの性能劣化を求める発表が目立った。量産エンジンなど実際に使用されているGTの診断を行う場合、開発エンジンと異なり、同定すべきパラメータの数に比べてエンジンに装

備されている計測センサーの数が少ないという壁があるが、この問題を重み付最小 2 乗法によりクリアしているのが GT-2002-30025 および-30026。GEAE や PW では、10 数年前からすでにオーバーホールエンジンの受領試験時の性能推定に実用化しているという。未知パラメータの数が関係式の数よりも多いため解が一意に定まらないが可能なすべての組み合わせについて計算し、それらの平均値を求める強引なやり方を試みたのが-30031。センサー数の不足を補うため、設計点以外の作動点での計測データを利用する場合の可同定性についての研究が-30020 など実用化に向けての研究が進展しているように見受けられる。また、実エンジンを運転しデータを取得しながらエンジンモデルの結果および過去のデータに基づき故障診断をし、エンジンのトラブルシュートできるように軍用のエンジンテストセルを改修し、現在運用しているという発表もあった (-30034)。CDI 以外の委員会主催のセッションでも診断について発表が見受けられたようだがここでは省略する。

制御関係では、集中的に研究されているテーマがなく、発表論文も少ない状態。実時間エンジンモデルを用いたモデルベースコントローラの民間機への応用について PW から発表があった。センサーで計測できない推力、サージマージンなどをモデルから推定しながらエンジン制御を行うもので、要求マージンの大小により加速時間が変化することがシミュレーションで示されていた (-30041)。その他、燃焼不安定のアクティブ制御用高応答性燃料システムの開発 (-30042)、NO_x、CO 低減を目的とした燃焼器ステージング制御 (-30040)、圧縮機とタービンが直結されていない新しいシステム (CAES)

の制御とシミュレーション (-30036) などが目に付いた。

計測関係でも集中的に研究されているテーマはないようである。テレメトリシステム、過渡特性も考慮した高精度の熱電対、ニューマチックプローブ、燃焼器内部の火炎の挙動計測、パイロメータのパーティシステムなどに関する発表があった。

パネルディスカッションでは、無線自力センサー (Wireless Self-powered Sensors) について研究所、エンジンメーカー、システムメーカー、機器メーカーなどから発表された。これは、信号用およびパワー用を含め、エンジンまわりの配線をすべて無くしたシステムを目指しており、重量およびコストの低減、システムの柔軟性および整備性の向上などのメリットが期待される。まずはモニタリング等クリティカルでない用途を想定している。確かに測定したいところに発信器と自己電源を有するセンサーを取り付けるだけで計測できるならば非常に便利である。技術課題としては耐環境性 (エンジン上の厳しい温度、振動、音響、加速度等の下で作動しなければならない)、電磁適合性 (EMI/EMC)、エネルギー収穫 (Energy Harvesting: エンジンの振動、温度環境等を利用して自己用のパワーを得る)、データ安全性 (セキュリティ、データレート) などがあげられていた。高温半導体としては 500°C くらいまで動作可能なシリコンカーバイト製を想定して、導線なしのコネクタを開発しシリコンインテグレートドセンサーを目指しているとのこと。シリコンカーバイト製の半導体は高価すぎる、周囲からエネルギーを取り出すためには高温だけでは不十分で温度差が必要など会場から厳しいコメントが寄せられていたが今後とも注目する必要がある。

9. 材料・構造および製造技術

藤井 智晴*¹

FUJII Tomoharu

Manufacturing Materials & Metallurgy (MMM) Committee が主催する「材料および製造技術」のセッションでは、パネルおよびチュートリアル形式のユーザーシンポジウムが 5 件、論文講演のセッションが 3 件 (論文数 12 編) であった。もともと MMM が主催するセッションは論文を伴わないユーザーシンポジウム形式での発表が大部分であるが、昨年と比較して、論文数は半分近くに減少していた。

ユーザーシンポジウムは、そのほとんどが、高温部品の補修に関わる内容であり、多数の高温部品の損傷事例

を紹介し、それぞれに対する補修、設計変更、運転方法の変更等のアプローチを示すというパターンの発表が大部分であった。一般的な損傷解析の方法として、①現場データの収集、②材料データの取得、③実験的検討、④シミュレーション、⑤コンディションモニタリング、⑥同機種の事例調査を組み合わせた方法が有効であると複数のパネリストから共通して示されていた。また、複数のガスタービンメーカーから、単結晶動翼のチップ部に対する肉盛り溶接補修、静翼のクーパーン補修等、新材料や複雑な構造の部品に対応した新しい補修法について発表されていた。さらに、補修に対する初心者向けと思われる解説的なセッションも 1 件あった。欧米では、ガスタービンの製造メーカーではない第 3 者による部品補修

原稿受付 2002 年 6 月 26 日

* 1 財電力中央研究所横須賀研究所

〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂 2-6-1

備されている計測センサーの数が少ないという壁があるが、この問題を重み付最小 2 乗法によりクリアしているのが GT-2002-30025 および-30026。GEAE や PW では、10 数年前からすでにオーバーホールエンジンの受領試験時の性能推定に実用化しているという。未知パラメータの数が関係式の数よりも多いため解が一意に定まらないが可能なすべての組み合わせについて計算し、それらの平均値を求める強引なやり方を試みたのが-30031。センサー数の不足を補うため、設計点以外の作動点での計測データを利用する場合の可同定性についての研究が-30020 など実用化に向けての研究が進展しているように見受けられる。また、実エンジンを運転しデータを取得しながらエンジンモデルの結果および過去のデータに基づき故障診断をし、エンジンのトラブルシュートできるように軍用のエンジンテストセルを改修し、現在運用しているという発表もあった(-30034)。CDI 以外の委員会主催のセッションでも診断について発表が見受けられたようだがここでは省略する。

制御関係では、集中的に研究されているテーマがなく、発表論文も少ない状態。実時間エンジンモデルを用いたモデルベースコントローラの民間機への応用について PW から発表があった。センサーで計測できない推力、サージマージンなどをモデルから推定しながらエンジン制御を行うもので、要求マージンの大小により加速時間が変化することがシミュレーションで示されていた(-30041)。その他、燃焼不安定のアクティブ制御用高応答性燃料システムの開発(-30042)、NO_x、CO 低減を目的とした燃焼器ステージング制御(-30040)、圧縮機とタービンが直結されていない新しいシステム(CAES)

の制御とシミュレーション(-30036)などが目に付いた。

計測関係でも集中的に研究されているテーマはないようである。テレメトリシステム、過渡特性も考慮した高精度の熱電対、ニューマチックプローブ、燃焼器内部の火炎の挙動計測、パイロメータのパーティシステムなどに関する発表があった。

パネルディスカッションでは、無線自力センサー(Wireless Self-powered Sensors)について研究所、エンジンメーカー、システムメーカー、機器メーカーなどから発表された。これは、信号用およびパワー用を含め、エンジンまわりの配線をすべて無くしたシステムを目指しており、重量およびコストの低減、システムの柔軟性および整備性の向上などのメリットが期待される。まずはモニタリング等クリティカルでない用途を想定している。確かに測定したいところに発信器と自己電源を有するセンサーを取り付けるだけで計測できるならば非常に便利である。技術課題としては耐環境性(エンジン上の厳しい温度、振動、音響、加速度等の下で作動しなければならない)、電磁適合性(EMI/EMC)、エネルギー収穫(Energy Harvesting: エンジンの振動、温度環境等を利用して自己用のパワーを得る)、データ安全性(セキュリティ、データレート)などがあげられていた。高温半導体としては 500°C くらいまで動作可能なシリコンカーバイト製を想定して、導線なしのコネクタを開発しシリコンインテグレートドセンサーを目指しているとのこと。シリコンカーバイト製の半導体は高価すぎる、周囲からエネルギーを取り出すためには高温だけでは不十分で温度差が必要など会場から厳しいコメントが寄せられていたが今後とも注目する必要があるだろう。

9. 材料・構造および製造技術

藤井 智晴*1

FUJII Tomoharu

Manufacturing Materials & Metallurgy (MMM) Committee が主催する「材料および製造技術」のセッションでは、パネルおよびチュートリアル形式のユーザーシンポジウムが 5 件、論文講演のセッションが 3 件(論文数 12 編)であった。もともと MMM が主催するセッションは論文を伴わないユーザーシンポジウム形式での発表が大部分であるが、昨年と比較して、論文数は半分近くに減少していた。

ユーザーシンポジウムは、そのほとんどが、高温部品の補修に関わる内容であり、多数の高温部品の損傷事例

を紹介し、それぞれに対する補修、設計変更、運転方法の変更等のアプローチを示すというパターンの発表が大部分であった。一般的な損傷解析の方法として、①現場データの収集、②材料データの取得、③実験的検討、④シミュレーション、⑤コンディションモニタリング、⑥同機種の事例調査を組み合わせた方法が有効であると複数のパネリストから共通して示されていた。また、複数のガスタービンメーカーから、単結晶動翼のチップ部に対する肉盛り溶接補修、静翼のクーパーン補修等、新材料や複雑な構造の部品に対応した新しい補修法について発表されていた。さらに、補修に対する初心者向けと思われる解説的なセッションも 1 件あった。欧米では、ガスタービンの製造メーカーではない第 3 者による部品補修

原稿受付 2002 年 6 月 26 日

* 1 財電力中央研究所横須賀研究所

〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂 2-6-1

が少なからず行われており、我が国ではとても考えられないような補修の失敗例や、ユーザー独自の判断による補修結果が示された点などが非常に興味深かった。

論文発表の分野別内訳は、補修技術に関する発表が4件、コーティングに関する発表が3件、材料強度に関する発表が3件、製造加工技術に関する発表が2件であった。内容を紹介すると、高温部品の補修技術に関する発表として、In 738 製の動翼に対する再生熱処理が強度や材料組織に及ぼす影響についての発表 (GT-2002-30536)、リコーティングの際のクリーニング法とロウ付け補修法についての発表 (GT-2002-30535)、単結晶動翼の Z ノッチ部に対する耐磨耗用ロウ付けについての発表 (GT-2002-30661)、In 738 や MarM 247 製の部品に対するロウ付け補修法に関する発表 (GT-2002-30537) があった。コーティングに関する発表のうち、TBC については、昨年の TURBO EXPO では全体で僅かに1件のみの発表であったが、今年は TBC の熱物性変化を利用した使用温度推定法の開発についての発表 (GT-2002-30274)、TBC の組織、厚み、界面温度がはく離寿命に及ぼす影響についての検討結果 (GT-2002-30273) の2件であった。ただし、TBC に関しては Ceramics Committee が主催するセッションでも数件発表されていた。また、航空用および事業用ガスタービンの動翼内部冷却孔表面のコーティングについてのレビュー (GT-2002-30591) があった。材料強度評価に関わる発表としては、CMSX-486 の機械的特性についての発表 (GT-2002-30487)、Ti

-22 Al-26 Nb に対する Mo の添加によるクリープ強度の増加についての発表 (GT-2002-30660)、Haynes 230 に対する粘塑性モデルを用いた熱機械疲労寿命評価についての発表 (GT-2002-30659) があった。また、製造加工技術に関わる発表として、インペラのスプライン加工に関する発表 (GT-2002-30485)、カービックカップリングの設計のための数学的モデルと CAD システムについての発表 (GT-2002-30486) があった。なお、余談であるが、MMM 主催のセッションでは、発表者1人1人に対して発表証明書が手渡されるというパフォーマンスが行われ、会場全体が盛り上がっていた。

「構造」に関しては Structure & Dynamics Committee が主催するセッションで発表されていた。この分野は MMM と対照的に論文発表が圧倒的に多く、ユーザーシンポジウムが0件、論文講演のセッションが13件(論文数66編)であった。この中で、筆者が特に興味深いと感じた論文発表の内容を数例以下に紹介する。

高温部品(特に初段静翼)を対象に、実際のき裂検査データを基にしたワイブル統計解析手法によるき裂進展傾向の分析法について MHI (GT-2002-30296) および GE (GT-2002-30302) が発表を行っていた。また、EPRI から動翼寿命管理に関する包括的プラットフォームについての発表 (GT-2002-30301) があり、GE の FA 型ガスタービン初段動翼を対象にした解析結果は、パイロメータによる実際の翼表面温度測定結果や損傷状況と良く一致したとの報告があった。

10. 展 示

水木 新平*¹
MIZUKI Sinpei

展示は会議会場の入口にある EXPO HALL で6月3日から5日まで行われ、会議最終日には撤去されていた。展示会場の入口で参加登録を受け、その裏には ASME の出版物の販売コーナーが設けられていた。参加者は布製のバッグ、プログラムおよび前刷の CD-ROM を受け取るので Paper セールスはなかった(写真1)。筆者は十数回参加しているが、今回の展示は規模も参加者も少なく、時代の移り変りに驚かされた。展示の会社数は2000年が約640社、2001年が約250社で今回が約80社であり、急激に縮小していることが解る。代表的なガスタービンメーカーは ALSTOM, Orenda, P & W, Siemens などだけで、他は部品、CFD 等の設計、解析、計測、制御、燃料、油圧、動力伝達装置などが大部分で教育、

出版関係も見られた。OEM を含めたコジェネやマイクロガスタービンのコンサルティングやメンテナンス、運転操作などユーザーサービス関係の展示も行われていた。さらに IGTI のブースが設けられ(写真2右側)、入会申し込みなどのサービスをしており、ASME 副会長の Prof. Okiishi, Prof. Langston に加え Treasurer の Dr. Opdyke が交代で座っていたのにも驚かされた。日本からの展示はアイコクアルファ社のみで(写真3)、日本の関係では Advanced Design Technology 社(写真4)とオリンパス社が展示を設けていた。また、Orenda 社にはウクライナから軍艦用を転用した産業用ガスタービンの展示があったのが印象に残った(写真5)。空気軸受使用のターボチャージャーなどを展示していた Mohawk Innovative Technology 社にも時折、かなりの参加者が集まっていた(写真6)。この他、台湾のおもちゃメーカーが掌サイズのジェットエンジンを展示しており、

原稿受付 2002年7月4日

*1 法政大学工学部機械工学科

〒184-8584 東京都小金井市梶野町 3-7-2

が少なからず行われており、我が国ではとても考えられないような補修の失敗例や、ユーザー独自の判断による補修結果が示された点などが非常に興味深かった。

論文発表の分野別内訳は、補修技術に関する発表が4件、コーティングに関する発表が3件、材料強度に関する発表が3件、製造加工技術に関する発表が2件であった。内容を紹介すると、高温部品の補修技術に関する発表として、In 738 製の動翼に対する再生熱処理が強度や材料組織に及ぼす影響についての発表 (GT-2002-30536)、リコーティングの際のクリーニング法とロウ付け補修法についての発表 (GT-2002-30535)、単結晶動翼の Z ノッチ部に対する耐磨耗用ロウ付けについての発表 (GT-2002-30661)、In 738 や MarM 247 製の部品に対するロウ付け補修法に関する発表 (GT-2002-30537) があった。コーティングに関する発表のうち、TBC については、昨年の TURBO EXPO では全体で僅かに1件のみの発表であったが、今年は TBC の熱物性変化を利用した使用温度推定法の開発についての発表 (GT-2002-30274)、TBC の組織、厚み、界面温度がはく離寿命に及ぼす影響についての検討結果 (GT-2002-30273) の2件であった。ただし、TBC に関しては Ceramics Committee が主催するセッションでも数件発表されていた。また、航空用および事業用ガスタービンの動翼内部冷却孔表面のコーティングについてのレビュー (GT-2002-30591) があった。材料強度評価に関わる発表としては、CMSX-486 の機械的特性についての発表 (GT-2002-30487)、Ti

-22 Al-26 Nb に対する Mo の添加によるクリープ強度の増加についての発表 (GT-2002-30660)、Haynes 230 に対する粘塑性モデルを用いた熱機械疲労寿命評価についての発表 (GT-2002-30659) があった。また、製造加工技術に関わる発表として、インペラのスプライン加工に関する発表 (GT-2002-30485)、カービックカップリングの設計のための数学的モデルと CAD システムについての発表 (GT-2002-30486) があった。なお、余談であるが、MMM 主催のセッションでは、発表者1人1人に対して発表証明書が手渡されるというパフォーマンスが行われ、会場全体が盛り上がっていた。

「構造」に関しては Structure & Dynamics Committee が主催するセッションで発表されていた。この分野は MMM と対照的に論文発表が圧倒的に多く、ユーザーシンポジウムが0件、論文講演のセッションが13件(論文数66編)であった。この中で、筆者が特に興味深いと感じた論文発表の内容を数例以下に紹介する。

高温部品(特に初段静翼)を対象に、実際のき裂検査データを基にしたワイブル統計解析手法によるき裂進展傾向の分析法について MHI (GT-2002-30296) および GE (GT-2002-30302) が発表を行っていた。また、EPRI から動翼寿命管理に関する包括的プラットフォームについての発表 (GT-2002-30301) があり、GE の FA 型ガスタービン初段動翼を対象にした解析結果は、パイロメータによる実際の翼表面温度測定結果や損傷状況と良く一致したとの報告があった。

10. 展 示

水木 新平*¹
MIZUKI Sinpei

展示は会議会場の入口にある EXPO HALL で6月3日から5日まで行われ、会議最終日には撤去されていた。展示会場の入口で参加登録を受け、その裏には ASME の出版物の販売コーナーが設けられていた。参加者は布製のバッグ、プログラムおよび前刷の CD-ROM を受け取るので Paper セールスはなかった(写真1)。筆者は十数回参加しているが、今回の展示は規模も参加者も少なく、時代の移り変りに驚かされた。展示の会社数は2000年が約640社、2001年が約250社で今回が約80社であり、急激に縮小していることが解る。代表的なガスタービンメーカーは ALSTOM, Orenda, P & W, Siemens などだけで、他は部品、CFD 等の設計、解析、計測、制御、燃料、油圧、動力伝達装置などが大部分で教育、

出版関係も見られた。OEM を含めたコジェネやマイクロガスタービンのコンサルティングやメンテナンス、運転操作などユーザーサービス関係の展示も行われていた。さらに IGTI のブースが設けられ(写真2右側)、入会申し込みなどのサービスをしており、ASME 副会長の Prof. Okiishi, Prof. Langston に加え Treasurer の Dr. Opdyke が交代で座っていたのにも驚かされた。日本からの展示はアイコクアルファ社のみで(写真3)、日本の関係では Advanced Design Technology 社(写真4)とオリンパス社が展示を設けていた。また、Orenda 社にはウクライナから軍艦用を転用した産業用ガスタービンの展示があったのが印象に残った(写真5)。空気軸受使用のターボチャージャーなどを展示していた Mohawk Innovative Technology 社にも時折、かなりの参加者が集まっていた(写真6)。この他、台湾のおもちゃメーカーが掌サイズのジェットエンジンを展示しており、

原稿受付 2002年7月4日

*1 法政大学工学部機械工学科

〒184-8584 東京都小金井市梶野町 3-7-2

展示自体が大型のガスタービンを展示するという方向から大きく変化したとの印象を強く受けた。また、今回、この展示をやめようとの意見も出たが展示がないとASME-IGTIの会議ではなくなるとの反対意見もでたと

の話を聞いたが、来年の展示に注目したい。以上、おおまかな報告で申し訳ないが、何故、このように急激に縮小したのかというのが未だ疑問である。



写真1 展示会場（参加登録受付側より）



写真2 SiemensとASMEのBooth



写真3 アイコアルファエンジニアリングのBooth



写真4 Advanced Design Technology社のBooth



写真5 Orenda社のBooth



写真6 Mohawk Innovative Technology社のBooth

300 kW 級セラミックガスタービン CGT 301

佐々 正*¹

SASA Tadashi

1. はじめに

1988年度から、通商産業省工業技術院(当時)において、既存の金属製ガスタービンよりもはるかに高効率で環境適合性に優れた産業用小型ガスタービンを開発するプロジェクトが開始され、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)により研究開発が推進されてきた。この計画の中で、石川島播磨重工業(株)は、日本碍子(株)、日本特殊陶業(株)と共に、300 kW 級コージェネレーション用再生式1軸セラミックガスタービン(略称CGT 301)の研究開発を推進する機会を得た。1998年度をもって終了したプロジェクトの開発成果概要を紹介したい。

2. CGT 301 の基本構造

CGT 301 は、300 kW 級に留まらずより幅広い展開を可能とするために、耐熱性に優れたセラミックスを高温部に、他の部分には歪を許容する金属を使用した構造(ハイブリッド方式)を全体的に採用した。特にタービン回転系は、セラミック動翼を金属ディスクに植込むハイブリッドロータ方式の2段軸流式とした。タービン静止部に関しては、タービンスクロールのような大型のセラミック部品の採用を避け、また、予測困難な熱変形等の

発生を避けるために、静止部品をできるだけ軸対称に配置する構造とし、単筒缶型の燃焼器をタービンと同軸上に配置する構造とした。

CGT301のシステム全体の概念図を図1に示す。また、中間目標としての基本型エンジン、および最終目標としてのパイロットエンジンにおける目標性能を表1に示す。

3. 要素開発

3.1 タービン・圧縮機

タービンは、図2に示す軸流式2段とした。タービン回転系には、セラミック動翼を金属ディスクに植込むハイブリッドロータ方式(図3)を採用した。セラミック動翼/金属ディスク植込部には、金属箔の緩衝材を挿入して応力集中の緩和を図った。その結果、TIT 1350℃、定格回転数にて十分な信頼性を得るに至った。

タービン静止部の内、高・低圧段静翼はシュラウド付き単翼の外周をリングにより固定する方式とした(図4)。圧縮機には軸流段と遠心段との組合せ方式を採用した。タービン並びに圧縮機は、要素試験にて、ほぼ目標性

表1 CGT 301 エンジンおよび要素目標性能

項目		中間目標	最終目標
		基本型エンジン	パイロットエンジン
エンジン	タービン入口温度	1200℃	1350℃
	熱効率	30%	42%
要素	圧縮機	圧力比	7.3
		断熱効率	81.5%
熱交換器	温度効率	84%	84.5%
		燃焼器	燃焼効率
タービン	断熱効率	70ppm	35ppm
		83%	87.5%

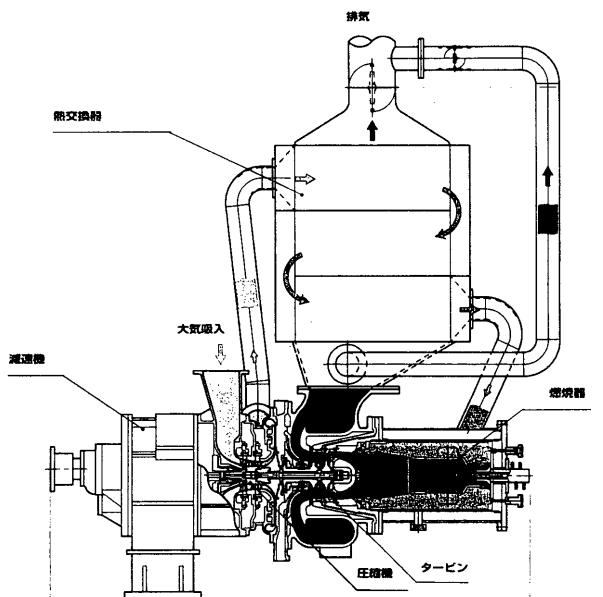


図1 CGT 301 のシステム全体概念図

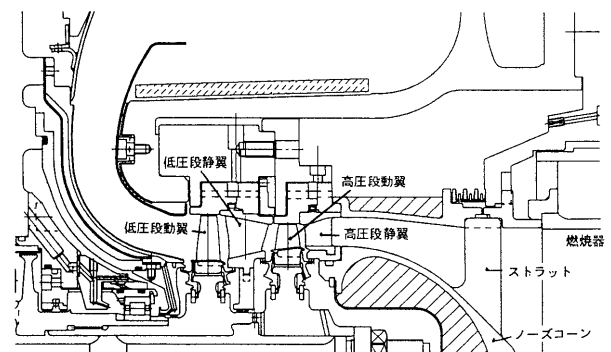


図2 CGT 301 のタービン高温部構造(パイロットエンジン)

原稿受付 2002年7月4日

*1 石川島播磨重工業株式会社技術開発本部
〒235-8501 横浜市磯子区新中原町1

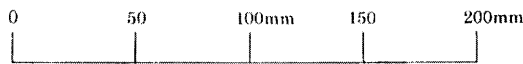
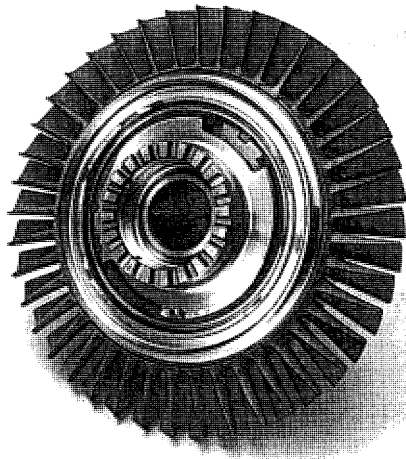


図3 ハイブリッド方式タービンロータ

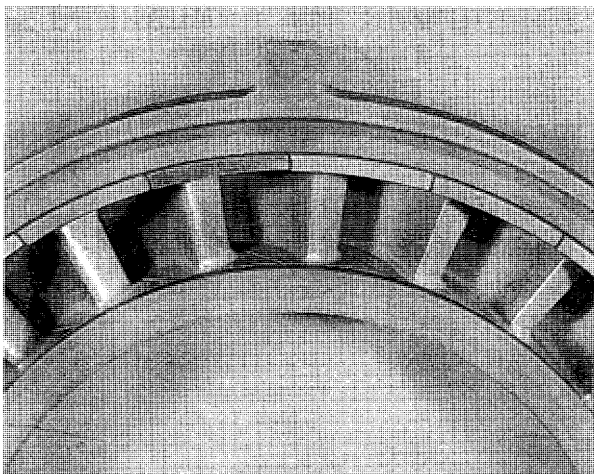


図4 タービン静翼

能を達成することを確認した。

3.2 燃焼器

燃焼器はセラミックライナを用いた単筒缶型とし、NO_x 排出濃度低減のために予混合希薄燃焼方式を採用し、部分負荷に対応するために図5に示すように希釈空気孔開度可変機構を設けた。その結果、燃焼を最適に制御した状態において、TIT 1350℃におけるNO_x 濃度最終目標値 35 ppm に対して、その1/6以下の5.6 ppmの値を得た。

3.3 熱交換器

熱交換器は、シェル・チューブ式の熱交換器ブロックを3段に積み重ねた3回流方式とした(図6)。比較的低温である上2段は金属製U字管とし、高温の下段を直管のセラミック伝熱管群からなる構造とした要素試験において、温度効率目標値 84.5% に対して86%を、圧損目標値 4.5% に対して2.9%をそれぞれ達成した。

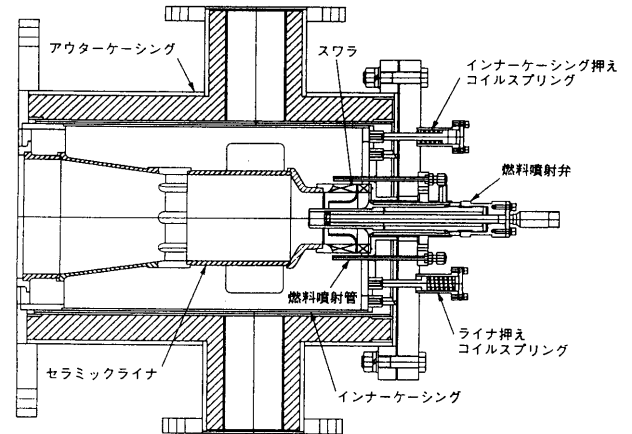


図5 パイロットエンジン用可変機構付燃焼器

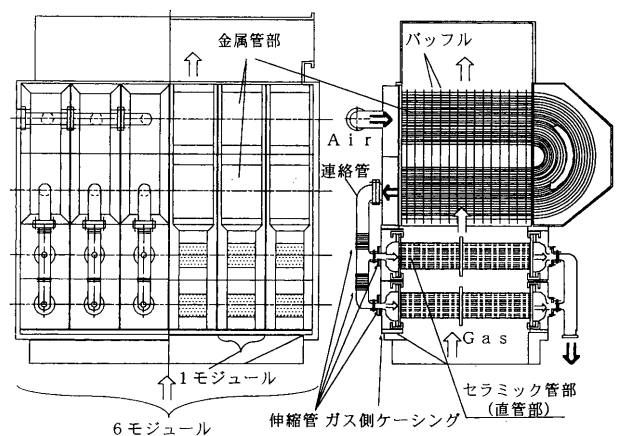


図6 モジュール構造セラミック熱交換器

4. エンジンシステム

まず中間段階としてTIT 1200℃の基本型エンジンを開発し、その経験を踏まえてTIT 1350℃のパイロットエンジンの開発へと進めた。最終的に、定格運転条件にて、エンジンが構造的信頼性を有することを検証し、また、TIT 1350℃においてエンジン熱効率 35%を得た。

5. まとめ

本開発を通じて、ハイブリッド方式のセラミックガスタービン技術を、今後、中・大型のガスタービンに適用していくための多くの知見が得られたと考える。但し、この方式の技術を実用化レベルまでもっていくには、未だ多くの技術課題が残されていると言わざるを得ない。

最後に、研究開発推進に当たり、ご指導ご鞭撻を頂いた、通商産業省工業技術院、新エネルギー・産業技術総合開発機構、学識経験者各位、また、困難な開発のパートナーであった日本碍子(株)、日本特殊陶業(株)の研究開発担当者の方々に心から感謝の意を表する。

第8回ガスタービン教育シンポジウム報告

武田淳一郎*

TAKEDA Junichiro

2002年7月4、5日の2日間にわたり、第8回ガスタービン教育シンポジウムが川崎市川崎区の富士電機(株)エネルギー製作所にて開催された。

参加者の内訳は、社会人39名、学生32名の計71名と若手技術者が多く、例年に比較して学生の参加割合が多かった。

本シンポジウムは、我が国の技術の将来を担う若者に、ガスタービンに関心を持ってもらう目的で、実際のガスタービンを見学してもらうと共に、第一線で活躍する各専門家による講義を併せて、年1回開催している企画である。

今回は1日目に講義2テーマ及び見学会、2日目に講義4テーマとした。講義はこれまで2年毎に実施してきた、材料工学と制御工学も組み込みガスタービンの基礎技術が一通り理解できるよう配慮した。

1日目は、企画委員会の井口理事による開会の挨拶に引き続き、(1)ガスタービン概論(竹矢一雄氏)及び(2)ガスタービンと流体工学(川池和彦氏)の講義が行われた。講義終了後、ガスタービン研究設備及び富士電機(株)エネルギー製作所の概要説明後、4班に分れて見学した。ガスタービン研究設備では日本で1台しかないドイツ・シーメンス社製のV64.3形ガスタービン(69 MW)を間近で見ることが出来た。本ガスタービンは表面を保温材で覆い、防音カバーを省略しており、ガスタービン本体の構造が良く理解できた。又、ガスタービン建屋に併設されたコンテナ形の制御電気室では、ガスタービン制御装置の精密性と建屋の代わりにコンテナを使用した簡易性に、合理的な設計思想を垣間見た。

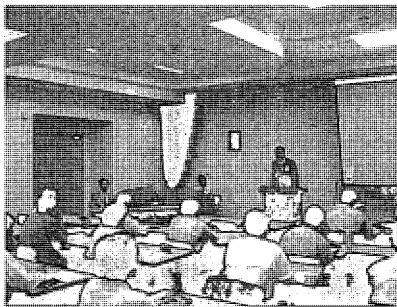
蒸気タービン及び発電機製造工場は1998年に完成した最新鋭の火力機器専用工場である。工場内は一貫生産ラインと高度な機械化が図られており、蒸気タービン及び発電機の製造過程が良く理解できた。働いている人の数が少なく整然と大きな機械が製作されている印象を受けた。

2日目は、前日に引き続きガスタービン関連の4テーマの講義、(3)ガスタービンと材料工学(新田明人氏)、(4)ガスタービンと燃焼工学(前田福夫氏)、(5)ガスタービンと伝熱工学(吉田豊明氏)、(6)ガスタービンと制御工学(木村敏春氏)が行われた。今回の6テーマともガスタービンの基礎だけではなく、最新の技術動向も専門家の立場からの説明が含まれ、若手技術者にとっては、ハードな内容もあったかもしれないが、参加者は皆熱心に耳を傾けていた。

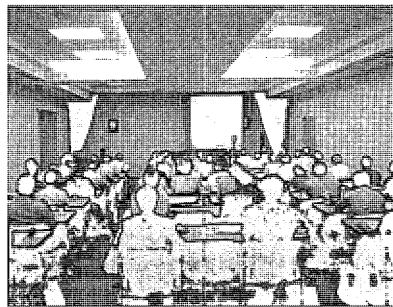
本年は例年実施してきた懇親会の代わりに、2日目の午後ティータイムと銘打って、先生方及び参加者同士の交流の場を設けた。30分と短い時間であったが、各所で議論の輪が出来、真剣な議論や相互交流が図られた。また、参加者の方々にアンケートの協力をいただき、今回の企画に反映したいと考えている。

最後に、講義、資料等の準備に貴重な時間をさいて頂いた講師の方々に感謝すると共に、会場の提供、昼食の手配と見学会について十分な対応を頂いた富士電機(株)エネルギー製作所 林田所長はじめ関係者各位に深く感謝する。

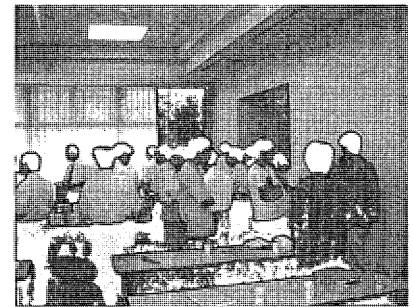
(日本ガスタービン学会、企画委員)



開会の挨拶



講義の様子



ティータイム風景

GTSJ 第 27 期委員名簿 (順不同)

《総務委員会》

太田 有(早大) 古賀 勉(三菱重工) 水谷智昭(IHI) 御法川 学(法大)
山本 誠(東理大)

《企画委員会》

大久保陽一郎(豊田中研) 川久保知己(IHI) 木村武清(川崎重工) 杉森洋一(東芝)
武田淳一郎(富士電機) 橋本良作(航技研) 長谷川武治(電中研) 松沼孝幸(産総研)
三嶋英裕(日立) 若原剛人(新潟鐵工) 渡邊康司(三菱重工)

《編集委員会》

飯島活巳(日立) 伊東正雄(東芝タービンサービス) 刑部真弘(東京商船大) 加藤千幸(東大)
木下茂樹(ダイハツ) 合田真琴(川崎重工) 佐々木直人(田エアロスペース) 真保正道(東京電力)
辻田星歩(法大) 中村修三(荏原) 西村英彦(三菱重工) 狭間隆弘(IHI)
服部学明(三井造船) 山本政彦(IHI) 横井隆幸(東邦ガス)

《学術講演会委員会》

野崎 理(航技研) 井亀 優(海技研) 壹岐典彦(産総研) 今成邦之(IHI)
岩井保憲(東芝) 白鳥敏正(都立科技大) 園田豊隆(本田技研) 丸井英史(荏原)
圓島信也(日立)

《地方委員会》

橋本正孝(神戸商船大) 安部利男(三井造船) 伊藤吉幸(ヤンマー) 井上梅夫(タクマ)
一本松正道(大阪ガス) 大庭康二(日立造船) 香月正司(大阪大学) 竹野忠夫(名城大)
辻川吉春(大阪府立大) 辻本良信(大阪大) 中西章夫(九州電力) 西 亮
橋本啓介(川崎重工) 長谷川好道(ダイハツ) 速水 洋(九大) 樋口新一郎(田村エレクトロニクス)
前川 篤(三菱重工) 三宅 裕(福井工大) 吉田治彦(関西電力)

《ガスタービン統計作成委員会》

西原昭義(ヤンマー) 秋田 隆(カネシマエレクトロニクス) 今井則和(ヤンマー) 江田武司(川崎重工)
加藤千幸(東大) 榊 純一(IHI) 田中泰久(東芝) 中村 直(NKK)
原 浩之(三菱重工) 御子神 隆(三菱重工) 渡辺 豊(日立)

《ガスタービン技術情報センター運営委員会》

山本 誠(東理大) 太田 有(早大) 加藤千幸(東大) 辻田星歩(法大)
戸田和之(東理大)

《国際交流委員会》

坂田公夫(航技研) 荒川忠一(東大) 榎本俊治(航技研) 大田英輔(早大)
武石賢一郎(三菱重工) 中村良也(IHI) 本阿弥眞治(東理大)

《調査研究委員会(ガスタービンの極小化に関する調査・研究)》

吉識晴夫(東大) 青木照幸(中興エンジニアリング) 石濱正男(神奈川工科大) 伊藤 優(東工大)
内田誠之(三菱重工) 内田竜朗(東芝) 大田英輔(早大) 太田 有(早大)
緒方 寛(トヨタ自動車) 小保方富夫(群馬大) 柏原康成(神奈川工科大) 加藤千幸(東大)
金子成彦(東大) 川口 修(慶大) 高橋厚史(九大) 辻田星歩(法大)
筒井康賢(産総研) 寺本 進(東大) 長尾進一郎(東芝) 長崎孝夫(東工大)
中澤則雄(筑波技術短期大) 長島利夫(東大) 濱武久司(日立) 松尾栄人(日本技術戦略研究所)

水木新平(法大) 御法川学(法大) 森建二(川崎重工) 山根敬(航技研)
 湯浅三郎(都立科技大) 吉田豊明(航技研) 渡辺康之(IHI)

《調査研究委員会(CGT出版委員会)》

伊藤高根(東海大) 佐々木正史(北見工大) 佐々正(IHI) 島森融(日本特殊陶業)
 巽哲男(川崎重工) 筒井康賢(産総研) 鶴藺佐蔵(京セラ) 中澤則雄(筑波技術短期大)
 西山園 山本力(日本ガイシ) 吉識晴夫(東大)

《30周年記念事業実行委員会》

酒井俊道(東理大) 飯島活巳(日立) 和泉敦彦(東芝) 遠藤征紀(航技研)
 大田英輔(早大) 太田有(早大) 川口修(慶大) 塚越敬三(三菱重工)
 西澤敏雄(航技研) 野崎理(航技研) 平岡克英(海技研) 山本誠(東理大)
 渡辺紀徳(東大)

《30周年写真集出版小委員会》

渡辺紀徳(東大) 和泉敦彦(東芝) 江田武司(川崎重工) 遠藤征紀(航技研)
 大田英輔(早大) 川上雅由(新潟鐵工) 河田修(富士電機ガスタービン研究所) 塚越敬三(三菱重工)
 西原昭義(ヤンマー) 平岡克英(海技研) 水谷智昭(IHI) 山本誠(東理大)

○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第16回数値流体力学シンポジウム	H14/12/16-18 国立オリンピック記念 青少年総合センター	第16回数値流体力学シンポジウム実行委員長 中橋和博(東北大学工学部) TEL: 022-217-6978 FAX: 022-217-6979
凝固および結晶成長 - 理論・シミュレーション	H14/11/21-22 石川島播磨重工業 豊洲総合事務所	日本金属学会 TEL: 022-223-3685
循環型社会における環境・リサイクル技術	H14/12/2 日本私立学校振興・共済 事業団 5階講堂	日本金属学会 TEL: 022-223-3685
第43回航空原動機・宇宙推進講演会	H15/1/30-30 東京大学工学部 2号館	日本航空宇宙学会 TEL: 03-3501-0463 FAX: 03-3501-0464

▷ 入会者名簿 ◁

〔正会員〕 小田 豊(京大) TANUSREE GOLDR(慶大) 中西啓太郎(東大)
 馬越龍太郎(三菱重工) 岩瀬 識(航技研) 岩泉大介(慶大) 明連千尋(東大)
 伊東孝彦(雪ヶ谷制御研究所) 内田澄生(三菱重工) 室田慎介(慶大) 春日俊相(東電大)
 滝口充彦(防衛庁) 佐藤 渉(IHI) 杉山涼太(慶大) 高橋恭平(都立科技大)
 中川靖之 〔学生会員〕 長谷川 健(慶大) 〔賛助会員〕
 山田和豊(岩手大) 鎌田雅哉(岩手大) 道田英明(慶大) 榎荏原エリオット

第30回ガスタービン定期講演会（富山市）・見学会のお知らせ

日本ガスタービン学会と日本機械学会の共催による第30回ガスタービン定期講演会・見学会を富山市の後援で以下のように開催します。会員の皆様多数ご参加下さい。

開催日：

- ・講演会 2002年10月9日(休), 10日(休)
- ・見学会 2002年10月11日(金)

開催場所：

- ・富山国際会議場
〒930-0084 富山市大手町1番2号
TEL：076-424-5931, FAX：076-493-7170
<http://www.ticc.co.jp/>

講演会：

- ・一般講演
空力、燃焼・燃焼器、材料、伝熱、システム
- ・特別講演
「AMGにおける空力・燃焼要素の試験研究について」
弘松幹雄氏(先進材料利用ガスジェネレータ研究所)
「美しい富山」奥野達夫氏(福光美術館長)
- ・オーガナイズドセッション「技術伝承」
「技術伝承-ジェットエンジンを中心として(仮題)」
今井兼一郎(ガスタービン学会名誉会員)
「ガスタービンと大学教育
-ガスタービンの動特性に関する研究を通じて-」
葉山眞治(東京大学・富山県立大学 名誉教授)

参加登録費：

- ・共催学会正会員 13,000円
 - ・学生会員 4,000円
 - ・会員外 18,000円
- ただし学生に限り、論文集無しで1,000円(会員)、4,000円(非会員)

懇親会：

- ・第1日目の講演会終了後、講演会場にて開催致します。
なお、懇親会参加費として2,000円を徴収させていただきます。

見学会：

- ・日時：10月11日(金)
- ・見学先：北陸電力技術開発研究所を予定しています。
- ・定員：45名程度、先着順、講演会登録者に限ります。
- ・参加費：6,000円
- ・17:00頃富山空港、17:30頃富山駅 解散の予定

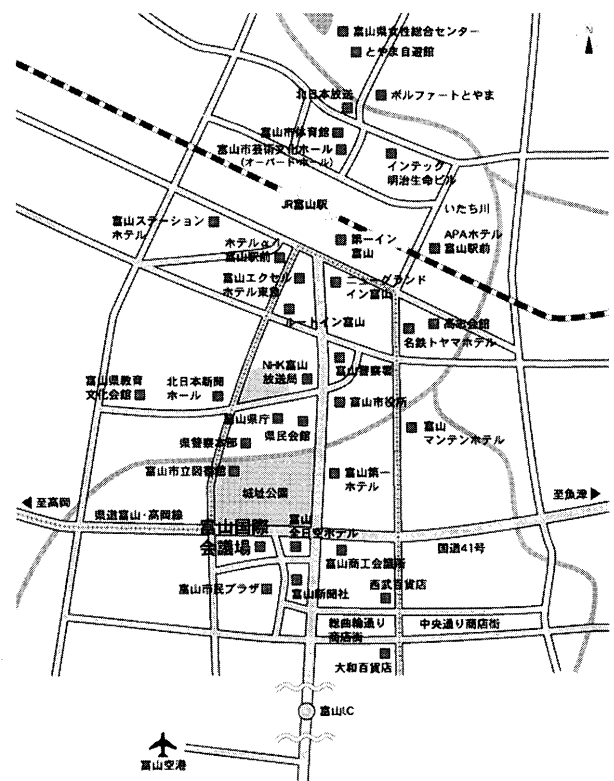
参加申込方法：

講演会、見学会に参加をご希望の方は、参加申込書に必要事項をご記入の上、学会事務局宛お申込み下さい。参加登録は、受付の混乱を避けるため、事前登録をお願いします。講演者も参加登録をお願いします。

講演会場への交通等：

- ・JR富山駅より徒歩約10分、富山空港より車で15分。

富山国際会議場案内図



第 30 回ガスタービン定期講演会 (2002 年 10 月 9, 10 日)

参加申込書

(社) 日本ガスタービン学会 行

FAX:03-3365-0387 TEL:03-3365-0095

会社/大学等名称	
所在地	〒
TEL	
FAX	

参加者名 (所在地、連絡先が所属により異なる場合には、本用紙をコピーして別シートにご記入ください。)

フリガナ 氏 名	所 属	TEL FAX	所属学協会 (GTSJは会員番号)	会員 資格	見学会 (6千円)	懇親会 (2千円)
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席

【事務局への連絡事項】

払込方法(○印をつけてください) 参加費等入金予定日 月 日

- 銀行 (みずほ銀行 新宿西口支店 普通 1703707)
- 郵便振替 (00170-9-179578)
- 現金書留

送金金額 _____ 円(内訳: _____)

当日支払いは原則として受け付けません。(当日不参加の場合でも参加費はお支払いいただきます。)

*請求書の発行について

- 要 宛名()
- 不要

*領収書の発行について

- 要 宛名()
- 不要

日本ガスタービン学会見学会のご案内

下記の要領で見学会を開催いたしますので、参加要領に従い、お申込みください。

記

1. 日 時

平成 14 年 11 月 8 日(金)13:00-17:00

2. 見 学

- (1) マイクロタービン発電機のパッケージ工場の見学
場所 株式会社タクマ京都工場
(京都市南区久世殿城町 600-1)
- (2) バイオガス化プラントとマイクロタービン発電機の見学
場所 「バイオガス化技術実証研究プラント」
(京都市伏見区下鳥羽)

3. スケジュール

- 13:20 タクマ京都工場 正門集合
13:30 挨拶, スケジュール紹介
13:45 (株)タクマ, 京都工場とマイクロタービン紹介

14:15 工場見学 (第1工場)

15:30 質 疑

15:40 タクシーにて下鳥羽バイオガス化プラントへ移動

16:00 プラントの見学

16:30 タクシーにて京都駅へ

17:00 JR 京都駅で解散

4. 参加要領

- (1) 定 員 50 名 (定員超過の場合は抽選)
- (2) 申込方法: 10 月 28 日(月)までに下記の申込書または HP 掲載の申込書に必要事項ご記入の上 fax・郵送・e-mail にて学会事務局宛お送り下さい。
- (3) 参 加 費: 4000 円 (見学場所移動及び帰路駅までのタクシー代含む) 当日お支払い下さい

5. (株)タクマ京都工場へのアクセス

東海道線「向日町」下車, タクシー 5 分

見学会参加申込書

申込締切日 (2002 年 10 月 28 日)

開 催 日 (2002 年 11 月 8 日)

(社)日本ガスタービン学会 行

FAX : 03-3365-0387 TEL : 03-3365-0095 E-mail : gtsj@pluto.dti.ne.jp

氏 名			GTSJ 会員番号	
勤 務 先				
勤 務 先 住 所	〒			
T E L			F A X	
連 絡 先	〒			
E-mail				

第30回ガスタービン定期講演会(富山国際会議場)プログラム

— 第1日 —

(一般講演 講演時間15分 討論5分、*印 講演者、連名者の所属が省略されている場合は後者と同じです)

第1室		第2室	
12:30	<p>《一般講演》燃焼・燃焼器具 I</p> <p>座長：井亀優 (海技研)</p> <p>A-1 噴霧ノズルの微粒化特性に関する研究 * 平田義隆、吉田正平、小林成嘉、井上洋 (日立)</p> <p>A-2 油焚き触媒燃焼に関する研究 * 吉田正平、平田義隆、小林成嘉、井上洋 (日立)</p> <p>A-3 燃焼ガス中に噴射された気化燃料-空気予混合気の燃焼とNOx生成 * 會田直樹 (本大院)、西島智樹 (航技研)、川上忠重 (法政大)</p> <p>A-4 液体燃料焚き小型ガスタービン用低NOx燃焼器の開発 * 山田秀志、林茂、牧田光正 (航技研)</p>	12:30	<p>《一般講演》空力 I</p> <p>B-1 PIV による超高負荷タービン翼列内の流れの可視化 (トリッピングワイヤによる2次流れの制御) * 井深孝彦 (法大院)、佐藤浩二 (スタンレー電気)、辻田星歩 (法大)、山本孝正 (航技研)、水木新平 (法大)</p> <p>B-2 選音速ファンの低騒音化における空力性能の改善に関する研究 * 煤山亮、今成邦之 (石川島播磨)</p> <p>B-3 低レイノルズ数条件下における出口案内翼の多目的空力最適化 * 山口義博、園田豊隆、有馬敏幸 (本田技術研究所)</p> <p>B-4 ポリユート形状が圧縮機性能の安定化に及ぼす影響 * 一宮武史 (東京理科大学)、宮永邦彦 (三菱重工)、酒井俊道 (東京理科大)</p>
13:50	<p>《一般講演》燃焼・燃焼器具 II</p> <p>座長：壹岐典彦 (産総研)</p> <p>A-5 "Flameless 燃焼" によるガスタービン燃焼器の超低NOx作動範囲の拡大 * 林茂、山田秀志 (航技研)</p> <p>A-6 霧吹きガス化中カロリー燃料用ガスタービン燃焼器のフェュエル/サーマル NOx 同時低減燃焼技術 * 長谷川武治、田丸卓、佐藤幹夫 (電中研)</p> <p>A-7 軸方向に覆蓋の火炎配置を有するガスタービン用低NOx燃焼器の排ガス特性 * 前田福夫、岩井保憲 (東芝)</p> <p>A-8 LPP 低NOx燃焼器のメインバーナの高温高压条件における自己着火特性 小田剛生、柏原宏行、* 木下康裕 (川崎重工)、林茂、山田秀志、下平一雄 (航技研)</p>	13:50 14:00	<p>《一般講演》空力 II</p> <p>座長：丸井英史 (荏原製作所)</p> <p>B-5 ハウ翼タービンの静動翼列干渉に関する数値解析 * 渡辺紀徳 (東大)、西川智史 (東大院)、堤雅徳、平野雄一郎 (三菱重工)</p> <p>B-6 振動翼列の空力特性に及ぼす衝撃波の影響に関する三次元数値解析 * 加藤善己 (東大院)、渡辺紀徳 (東大)</p> <p>B-7 スマート構造による翼列フラッタ能動制御の可能性 * 賀澤順一 (東大院)、渡辺紀徳 (東大)</p> <p>B-8 高転向角圧縮機翼流れに及ぼす前方スワイプの影響 * 坂本大智、永田篤志 (早大院)、加藤大 (石川島播磨)、大田英輔 (早大)</p>
15:20	<p>《一般講演》燃焼・燃焼器具 III</p> <p>座長：岩井保憲 (東芝)</p> <p>A-9 CMC 燃焼器ライナの支持構造の開発 吉村孝信、松田善宏、* 宮本裕晶、有吉和夫 (川崎重工)</p> <p>A-10 バイロット火炎を伴う円錐形保炎器の燃焼特性 * 山本武、黒澤要治、立花繁、下平一雄、鈴木和雄 (航技研)</p> <p>A-11 予混合 DLE 燃焼器をベースとする蒸気噴射対応型燃焼器の開発 * 吉田智昭、藤秀寒、細井潤 (石川島播磨)</p> <p>A-12 DME 用ガスタービン燃焼器の開発 (ロバスト設計手法によるバーナー構造の検討) * 小泉浩美、井上洋、小林成嘉 (日立)、渡邊朋子 (石油公団)</p>	15:20 15:30	<p>《一般講演》材料 I</p> <p>座長：吉田博夫 (産総研)</p> <p>B-9 機能性材料としての逆対称積層FRPの強度試験結果 * 小河昭紀、橋本良作、祖父江靖、陳錦祥 (航技研)</p> <p>B-10 実機運転に供した単結晶動翼CMSX2の組織解析 * 吉岡洋明、斎藤大蔵、福山佳孝、伊藤勝康 (東芝)</p> <p>B-11 1400℃級仮想タービンノズルの熱応力解析 * 陳錦祥、小河昭紀、橋本良作、吉田博夫 (航技研)</p> <p>B-12 インコネル738LCの熱疲労特性に及ぼすCoNiCrAlY系耐食コーティングの影響 * 根岸睦、香川裕之 (関西電力)</p>
16:50	<p>《特別講演》</p> <p>「美しい富山」 講演者：奥野達夫氏 (福光美術館長)</p>	16:50	
17:00			
18:00			

第2日

(一般講演 講演時間 15分 討論 5分 *印 講演者、連名者の所属が省略されている場合は後者と同じです)

第1室		第2室	
9:00	《一般講演》燃焼・燃焼器Ⅳ 座長：前田福夫（東芝） A-13 超小型ガスタービン用セクタ燃焼器の燃焼特性に及ぼすスワラー形状の影響 *上原麻美子（都立科技大院）、湯浅三郎（都立科技大） A-14 UMG/T用 Flat-Flame 型極微小燃焼器の燃焼特性 *押味加奈（都立科技大院）、湯浅三郎（都立科技大） A-15 火炎発光による燃焼状態診断に関する研究 *柏原宏行、小田剛生、木下康裕（川崎重工） A-16 赤外線吸収法による点火栓先端の混合気濃度計測 大久保陽一郎、*井戸田芳典、畦上修（豊田中研）	9:00	《一般講演》材料Ⅱ 座長：小河昭紀（航技研） B-13 タービン用セラミック材料の衝撃特性 *吉田博夫（産総研）、李銀生（富士総研） B-14 セラミックタービン翼の粒子衝突強度向上に関する研究 伊藤高根、*長尾誠（東海大）、松村真史（東海大院）、 MGC 部材を適用したタービン静翼の熱応力低減に関する研究 *田村崇、山脇栄道（石川島播磨） B-15 B-16 MGC 超効率ガスタービン技術の研究開発 *小林健児、藤原賢治、中川成人、横井信哉 (ガスタービン実用性能向上技術研究組合)
10:20	《一般講演》燃焼・燃焼器Ⅴ 座長：湯浅三郎（都立科技大） A-17 燃料流量が脈動する層流拡散火炎の音響特性 *春海一佳、平岡克英、井亀優、岸武行、岡秀行（海技研） A-18 2連バーナの燃焼振動特性 *佐藤公美、加藤壮一郎、藤森俊郎（石川島播磨） A-19 燃焼振動の低減法に関する研究（第四報） *山中矢、前田福夫、塩田和則、岩渕一徳（東芝）、土屋利明、 岡本正範（東京電力） A-20 燃焼振動の低減法に関する研究（第五報） *塩田和則、山中矢、前田福夫、岩渕一徳（東芝）、土屋利明、 岡本正範（東京電力） A-21 燃焼振動自動調整システムの開発 野村真澄、*前川明寛、森村弘一、射場博之、外山浩三（三菱重工）	10:20	《一般講演》伝熱 座長：寒河江勝彦（日立） B-17 ガスタービン用大型再生熱交換器の開発 *秋吉亮、今井究、塩田達也、堀政義（石川島播磨） B-18 タービン翼周り流れと翼部材熱伝導の連成数値解析について *山根敬、山本一臣、三村富福雄、吉田豊明（航技研） B-19 高温タービン用複合型インピンジ冷却構造の伝熱特性に関する数値シミュレーション (ピン・孔配置の効果) *船崎健一（岩手大）、工藤俊光（アルバック東北）、八屋和規（岩手大院） B-20 仮想タービンへ適用する冷却効率データベースの構築 *松下政裕、吉田豊明（航技研） B-21 三次元タービン翼列の多列隔冷却に関するCFD解析 *西澤敏雄、才木一寿、野崎理、菊地一雄（航技研）
12:10		12:10	

13:00	《特別講演》 「AMGにおける空力・燃焼要素の試験研究について」 講演者：弘松幹雄氏（先進材料利用ガスジェネレータ研究所） 座長：児玉秀和（石川島播磨）		
14:00			
14:10	《オーガナイゼドセッション》「技術伝承」 「技術伝承—ジェットエンジンを中心として」 「ガスタービンと大学教育—ガスタービンの動特性に関する研究を通じて—」	今井兼一郎（日本ガスタービン学会 名誉会員） 葉山眞治（東京大学・富山県立大学 名誉教授）	
15:30		オーガナイザー・座長：渡辺紀徳（東大）、船崎健一（岩手大）	
15:40	《一般講演》システムI A-22 SOFC ガスタービンコンバインドサイクルの検討 * 高橋徹、幸田栄一（電中研）、稲垣享、佐々木常久（関西電力） A-23 CO ₂ 回収対応クローズド型高効率ガスタービンシステムの研究 * 幸田栄一、高橋徹（電中研）、上松一雄（三菱重工）、山下勝也（東芝） A-24 スチーム再生サイクルの検討 * 古谷博秀、Nikolaj Uzunow、壹岐典彦（産総研）	座長：圓島信也（日立）	《一般講演》空力Ⅲ B-22 遷音速圧縮機翼列の翼面近傍における翼間衝撃波変動と翼面圧力変動 * 森山哲（拓大院）、平野孝典（拓大）、田中英徳（東大）、藤本一朗（拓大） B-23 遷音速ファン動静翼干渉に対する静翼前縁頂角の影響 * 星野元亮、寺村実、高堂純治（本田技術研究所） B-24 CFDを用いたファン動静翼干渉による静翼面非定常圧力の研究 * 山方章弘、児玉秀和、土屋直木（石川島播磨）、野崎理、西澤敏雄、山本一臣（航技研）
16:40			座長：園田豊隆（本田技術研究所）
16:50	《一般講演》システムII A-25 機械工学実験のためのミニターボジェットエンジン実機試験装置の製作 * 渡辺高幸（日工大） A-26 M701G2形ガスタービンの開発と検証結果 前川篤、馬越龍太郎、* 岩崎洋一（三菱重工） A-27 既設ガスタービンの改良について 有村久登、赤城弘一、* 安部克彦（三菱重工）	座長：古谷博秀（産総研）	《一般講演》空力IV B-25 剥離を伴う二重円弧振動翼列の非定常空力特性 — 高亜音速流の場合 — * 青塚瑞穂（石川島播磨）、渡辺紀徳、町田保男（東大） B-26 2重反転式超高負荷タービン内非定常流動 * 山本孝正（航技研）、大田英輔（早大）、小川悟史（東大院） B-27 タービン静・動翼列内における流動現象に関する非定常数値解析 * 才木一寿、西澤敏雄、野崎理（航技研）、松本秀樹（NEC 情報システムズ）
17:50			

第31回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第31回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催いたします。

今回は、「ガスタービンの最新技術と分散電源への展開」をテーマとしています。

一日目は、最前線で活躍されている方々の講演により、航空用、事業用等各種用途のガスタービンの最新の技術開発動向をご紹介します。二日目には、分散電源への展開が期待されているマイクロガスタービンに焦点を当て、要素技術を紹介した後で、マイクロガスタービンのメーカー、パッケージャーに加えて、レシプロエンジンの関係者もパネラーとして「マイクロガスタービンの開発状

況と将来展望」と題したパネルディスカッションを行います。(詳細につきましては、11月号学会誌、ホームページ等で後日お知らせいたします)

1. 日 時：2003年1月16日(木)、17日(金)
9:30~17:45
2. 場 所：東京ガス(株) 本社2階大会議室
3. テー マ：「ガスタービンの最新技術と分散電源への展開」
4. 参加要領：11月号学会誌・ホームページに掲載いたします。

(<http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/>)

本会名による勧誘にご注意

最近、会員名簿から連絡先を入手し、日本ガスタービン学会からの紹介と偽って、マンションの購入、会員権の販売、投資商品への勧誘が横行しております。

当学会とはいっさい関係ございませんので、会員各位におかれましても被害にあわないよう、十分ご注意ください。

当学会では会員データの管理は厳重に致しておりますと共に、会員名簿は会員以外の方にはお頒けいたしておりませんので、会員名簿のお取り扱いにはお気をつけいただきますようお願いいたします。

取引銀行支店統合について

日本ガスタービン学会の取引銀行支店が下記のように変更になりましたので、お知らせいたします。

みずほ銀行 西新宿支店 → みずほ銀行 新宿西口支店

第31回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第31回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催いたします。

今回は、「ガスタービンの最新技術と分散電源への展開」をテーマとしています。

一日目は、最前線で活躍されている方々の講演により、航空用、事業用等各種用途のガスタービンの最新の技術開発動向をご紹介します。二日目には、分散電源への展開が期待されているマイクロガスタービンに焦点を当て、要素技術を紹介した後で、マイクロガスタービンのメーカー、パッケージャーに加えて、レシプロエンジンの関係者もパネラーとして「マイクロガスタービンの開発状

況と将来展望」と題したパネルディスカッションを行います。(詳細につきましては、11月号学会誌、ホームページ等で後日お知らせいたします)

1. 日 時：2003年1月16日(木)、17日(金)
9:30~17:45
2. 場 所：東京ガス(株) 本社2階大会議室
3. テー マ：「ガスタービンの最新技術と分散電源への展開」
4. 参加要領：11月号学会誌・ホームページに掲載いたします。

(<http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/>)

本会名による勧誘にご注意

最近、会員名簿から連絡先を入手し、日本ガスタービン学会からの紹介と偽って、マンションの購入、会員権の販売、投資商品への勧誘が横行しております。

当学会とはいっさい関係ございませんので、会員各位におかれましても被害にあわないよう、十分ご注意ください。

当学会では会員データの管理は厳重に致しておりますと共に、会員名簿は会員以外の方にはお頒けいたしておりませんので、会員名簿のお取り扱いにはお気をつけいただきますようお願いいたします。

取引銀行支店統合について

日本ガスタービン学会の取引銀行支店が下記のように変更になりましたので、お知らせいたします。

みずほ銀行 西新宿支店 → みずほ銀行 新宿西口支店

第31回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第31回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催いたします。

今回は、「ガスタービンの最新技術と分散電源への展開」をテーマとしています。

一日目は、最前線で活躍されている方々の講演により、航空用、事業用等各種用途のガスタービンの最新の技術開発動向をご紹介します。二日目には、分散電源への展開が期待されているマイクロガスタービンに焦点を当て、要素技術を紹介した後で、マイクロガスタービンのメーカー、パッケージャーに加えて、レシプロエンジンの関係者もパネラーとして「マイクロガスタービンの開発状

況と将来展望」と題したパネルディスカッションを行います。(詳細につきましては、11月号学会誌、ホームページ等で後日お知らせいたします)

1. 日 時：2003年1月16日(木)、17日(金)
9:30~17:45
2. 場 所：東京ガス(株) 本社2階大会議室
3. テー マ：「ガスタービンの最新技術と分散電源への展開」
4. 参加要領：11月号学会誌・ホームページに掲載いたします。

(<http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/>)

本会名による勧誘にご注意

最近、会員名簿から連絡先を入手し、日本ガスタービン学会からの紹介と偽って、マンションの購入、会員権の販売、投資商品への勧誘が横行しております。

当学会とはいっさい関係ございませんので、会員各位におかれましても被害にあわないよう、十分ご注意ください。

当学会では会員データの管理は厳重に致しておりますと共に、会員名簿は会員以外の方にはお頒けいたしておりませんので、会員名簿のお取り扱いにはお気をつけいただきますようお願いいたします。

取引銀行支店統合について

日本ガスタービン学会の取引銀行支店が下記のように変更になりましたので、お知らせいたします。

みずほ銀行 西新宿支店 → みずほ銀行 新宿西口支店

今年の東京はうだるような暑さでしたが、第29回国際燃焼シンポジウムが開催された7月の下旬の札幌は例年になく冷夏で寒いくらいでした。日本に限らず全世界的に見られた異常な気象も地球温暖化が原因かとの推測がなされています。ガスタービンが排出する二酸化炭素の量は、地球全体としてみれば、おそらく現在は決して多くはないでしょうが、航空機エンジンの大型化やマイクロガスタービンの普及など、特殊な環境下や身近なところで使われる機会が今後大幅に増加することも予想され、ガスタービンから排出される二酸化炭素やNO_x等の低減を図った燃焼器の設計がますます重要になってきます。一方、最近の計算機ハードウェアの発達や解析モデル並びに数値解析技術の進歩には目覚ましいものがあり、燃焼の数値シミュレーションは従来のような研究のための数値解析から実用設計のための有用なツールになりつつあります。そこで本号では、ガスタービン燃焼器の設計・開発現場において活用されている実地的な数値シミュレーションとその前提となる燃焼現象解明のための基礎研究としての数値シミュレーションの双方を紹介する「燃焼の数値シミュレーション」を特集企画しました。まだまだ環境対応の燃焼器を数値シミュレーションですべて設計するという段階ではないかもしれませんが、燃焼器設計の現状の課題や将来動向を展望する一助になればと思います。

ガスタービン学会は今年三〇周年を迎え、5月24日に創立三〇周年記念式典と記念講演会とが早稲田大学で開催されました。開催までの経緯やその事業内容の詳細な報告を実行委員会の方々に執筆して頂き、一つのまと

まった特集を組みました。ガスタービン学会の歩みや今後の取り組み、各方面からの期待が濃縮されていますのでご参考にして頂ければと思います。

また6月には第47回ASME国際ガスタービン会議がオランダのアムステルダムで開かれました。多岐の分野にわたる世界的な会議であり、内容も豊富なため、その見聞録を13人の方にご報告頂きました。

9月号はこのように特集記事が多く、盛りだくさんの内容でページ数がいつもより大幅に増えました。これも、夏の暑い時期にご多忙にもかかわらず執筆頂いた多くの方たちのおかげです。ここに厚くお礼申し上げます。なお、本号の企画・編集は加藤委員(東大生研)、佐々木委員(株)IHIエアロスペース、狭間委員(IHI株)、荒川前委員(東大)、湯浅(科技大)が担当しました。

〈表紙写真〉

300 kW 級セラミックガスタービン CGT 301

説明：この写真は、300 kW 級セラミックガスタービンプロジェクトにおいて石川島播磨重工業(株)が中心となって開発したコージェネレーション用再生式1軸エンジンCGT 301のガスタービン本体及び組み込まれている主な部品を示したものである。この開発では、世界に先駆けてTIT 1350℃のハイブリッド方式セラミックガスタービンを開発し、エンジン試験によって構造的信頼性と性能を実証した。

(提供：石川島播磨重工業株式会社)

だより

✿事務局 ✉ ✿

今年の夏も昨年同様全国的に猛暑が続き、今夏最高温度は毎日毎日更新で、この暑さも地球温暖化の為せることかと身をもって体験した夏でした。

しかし、お盆過ぎの台風の影響か、東京は日差しは照りつけるものの真夏のそれではなく、なんとなく秋の気配を感じるのは私だけでしょうか・・・

8月14、15、16日の3日間の夏休みもあっという間に終わり、またまた忙しい毎日が回転した事務局です。

さて、事務局より、夏休みに入る前に年会費未納の方に納入お願いの葉書をお出しました。お手元に葉書が届いた方で、まだお送りいただいていない方は速やかにお送り下さいますようお願いいたします。

口座引き落とし・銀行振込・郵便局の振替のほかクレジットカード(VISA, Master)でもお支払い出来るよ

うに致しましたので、ご利用ください。

また、学生さんで卒業したのにまだ、所属の変更をされていない方、また、卒業した学生さんの郵便物が届いている研究室の方、是非事務局まで、ご一報ください。

最近では銀行の支店統廃合が多く当学会の会費等の振込み先であるみずほ銀行西新宿支店も新宿西口支店となりました。学会誌7月号でもお知らせいたしておりますが、再度ご連絡いたします。

このようなご連絡や学会の行事などの動向は学会誌のみならず、HPにも逐次載せておりますので、秋の夜長、是非インターネットでガスタービン学会のHPをクリックしてみてください。

又、HPにバナー広告も載せはじめましたので、広告掲載ご希望の方は事務局へお問い合わせ下さい。 [A]

今年の東京はうだるような暑さでしたが、第29回国際燃焼シンポジウムが開催された7月の下旬の札幌は例年になく冷夏で寒いくらいでした。日本に限らず世界的に見られた異常な気象も地球温暖化が原因かとの推測がなされています。ガスタービンが排出する二酸化炭素の量は、地球全体としてみれば、おそらく現在は決して多くはないでしょうが、航空機エンジンの大型化やマイクロガスタービンの普及など、特殊な環境下や身近なところで使われる機会が今後大幅に増加することも予想され、ガスタービンから排出される二酸化炭素やNO_x等の低減を図った燃焼器の設計がますます重要になってきます。一方、最近の計算機ハードウェアの発達や解析モデル並びに数値解析技術の進歩には目覚ましいものがあり、燃焼の数値シミュレーションは従来のような研究のための数値解析から実用設計のための有用なツールになりつつあります。そこで本号では、ガスタービン燃焼器の設計・開発現場において活用されている実際的な数値シミュレーションとその前提となる燃焼現象解明のための基礎研究としての数値シミュレーションの双方を紹介する「燃焼の数値シミュレーション」を特集企画しました。まだまだ環境対応の燃焼器を数値シミュレーションですべて設計するという段階ではないかもしれませんが、燃焼器設計の現状の課題や将来動向を展望する一助になればと思います。

ガスタービン学会は今年三〇周年を迎え、5月24日に創立三〇周年記念式典と記念講演会とが早稲田大学で開催されました。開催までの経緯やその事業内容の詳細な報告を実行委員会の方々に執筆して頂き、一つのまと

まった特集を組みました。ガスタービン学会の歩みや今後の取り組み、各方面からの期待が濃縮されていますのでご参考にして頂ければと思います。

また6月には第47回ASME国際ガスタービン会議がオランダのアムステルダムで開かれました。多岐の分野にわたる世界的な会議であり、内容も豊富なため、その見聞録を13人の方にご報告頂きました。

9月号はこのように特集記事が多く、盛りだくさんの内容でページ数がいつもより大幅に増えました。これも、夏の暑い時期にご多忙にもかかわらず執筆頂いた多くの方たちのおかげです。ここに厚くお礼申し上げます。なお、本号の企画・編集は加藤委員(東大生研)、佐々木委員(株)IHIエアロスペース、狭間委員(IHI株)、荒川前委員(東大)、湯浅(科技大)が担当しました。

〈表紙写真〉

300 kW 級セラミックガスタービン CGT 301

説明：この写真は、300 kW 級セラミックガスタービンプロジェクトにおいて石川島播磨重工業(株)が中心となって開発したコージェネレーション用再生式1軸エンジンCGT 301のガスタービン本体及び組み込まれている主な部品を示したものである。この開発では、世界に先駆けてTIT 1350℃のハイブリッド方式セラミックガスタービンを開発し、エンジン試験によって構造的信頼性と性能を実証した。

(提供：石川島播磨重工業株式会社)

だより

✠事務局 ✉ ✠

今年の夏も昨年同様全国的に猛暑が続き、今夏最高温度は毎日毎日更新で、この暑さも地球温暖化の為せることかと身をもって体験した夏でした。

しかし、お盆過ぎの台風の影響か、東京は日差しは照りつけるものの真夏のそれではなく、なんとなく秋の気配を感じるのは私だけでしょうか・・・。

8月14、15、16日の3日間の夏休みもあっという間に終わり、またまた忙しい毎日が回転した事務局です。

さて、事務局より、夏休みに入る前に年会費未納の方に納入お願いの葉書をお出しました。お手元に葉書が届いた方で、まだお送りいただいている方は速やかにお送り下さいますようお願いいたします。

口座引き落とし・銀行振込・郵便局の振替のほかクレジットカード(VISA, Master)でもお支払い出来るよ

うに致しましたので、ご利用ください。

また、学生さんで卒業したのにまだ、所属の変更をされていない方、また、卒業した学生さんの郵便物が届いている研究室の方、是非事務局まで、ご一報ください。

最近では銀行の支店統廃合が多く当学会の会費等の振込み先であるみずほ銀行西新宿支店も新宿西口支店となりました。学会誌7月号でもお知らせいたしておりますが、再度ご連絡いたします。

このようなご連絡や学会の行事などの動向は学会誌のみならず、HPにも逐次載せておりますので、秋の夜長、是非インターネットでガスタービン学会のHPをクリックしてみてください。

又、HPにバナー広告も載せはじめましたので、広告掲載ご希望の方は事務局へお問い合わせ下さい。 [A]

学会誌編集規定

1996.2.8改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事(報告, 会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は, ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説, 講義, 技術論文, 速報(研究速報, 技術速報), 寄書(研究だより, 見聞記, 新製品・新設備紹介), 随筆, 書評, 情報欄記事, その他とする。刷り上がりページ数は原則として, 1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説, 講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書, 随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ
3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し, 編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は, 編集委員会が定める方法により審査され, 編集委員会の承認を得て, 学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては, 別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても, 編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は, 査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。
8. 著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を, 本学会誌に掲載されたことを明記したうえで, 転載, 翻訳, 翻案などの形で利用する場合, 本会は原則としてこれを妨げない。ただし, 著作者本人であっても学会誌を複製する形で全文を他の著作物に利用する場合は, 文書で本会に許諾を求めなければならない。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエブロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

1997.1.28改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で, ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は, 一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし, 要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし, 著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし, 1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について, 著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し, 正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し, 編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は, すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては, 学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.30 No.5 2002.9

発行日 2002年9月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 毛利邦彦
発行者 柘植綾夫
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエブロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2002, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は, (株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は, 著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は, 直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
学術著作権協会
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619
E-mail: naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp

学会誌編集規定

1996.2.8改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事(報告, 会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2. 依頼原稿および投稿原稿は, ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説, 講義, 技術論文, 速報(研究速報, 技術速報), 寄書(研究だより, 見聞記, 新製品・新設備紹介), 随筆, 書評, 情報欄記事, その他とする。刷り上がりページ数は原則として, 1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説, 講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書, 随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し, 編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は, 編集委員会が定める方法により審査され, 編集委員会の承認を得て, 学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては, 別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても, 編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は, 査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。
8. 著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を, 本学会誌に掲載されたことを明記したうえで, 転載, 翻訳, 翻案などの形で利用する場合, 本会は原則としてこれを妨げない。ただし, 著作者本人であっても学会誌を複製する形で全文を他の著作物に利用する場合は, 文書で本会に許諾を求めなければならない。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエブロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

1997.1.28改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で, ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は, 一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし, 要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし, 著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし, 1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について, 著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し, 正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し, 編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は, すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては, 学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.30 No.5 2002.9

発行日 2002年9月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 毛利邦彦
発行者 柘植綾夫
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエブロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2002, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は, (株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は, 著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は, 直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
学術著作権協会
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619
E-mail: naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp

学会誌編集規定

1996.2.8改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事(報告, 会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2. 依頼原稿および投稿原稿は, ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説, 講義, 技術論文, 速報(研究速報, 技術速報), 寄書(研究だより, 見聞記, 新製品・新設備紹介), 随筆, 書評, 情報欄記事, その他とする。刷り上がりページ数は原則として, 1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説, 講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書, 随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し, 編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は, 編集委員会が定める方法により審査され, 編集委員会の承認を得て, 学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては, 別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても, 編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は, 査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。
8. 著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を, 本学会誌に掲載されたことを明記したうえで, 転載, 翻訳, 翻案などの形で利用する場合, 本会は原則としてこれを妨げない。ただし, 著作者本人であっても学会誌を複製する形で全文を他の著作物に利用する場合は, 文書で本会に許諾を求めなければならない。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエブロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

1997.1.28改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で, ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は, 一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし, 要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし, 著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし, 1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について, 著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し, 正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し, 編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は, すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては, 学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.30 No.5 2002.9

発行日 2002年9月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 毛利邦彦
発行者 柘植綾夫
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエブロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2002, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は, (株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は, 著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は, 直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
学術著作権協会
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619
E-mail: naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp