

2) 多缶型産業用ガスタービン燃焼器内燃焼場の LES

川崎重工業 多缶型産業用ガスタービン燃焼器(8 缶、L30A-DLE、30MW 級)について内圧 2.4MPa におけるガス燃焼乱流場を対象に 1.4 億要素、20,000 コア並列の LES を実施した(リファイナ機能を利用した 12 億要素の計算も実施済み)。燃料と空気の供給管内流れも模擬している。また、乱流燃焼モデルとしては、拡張 flamelet/progress-variable 法を採用している。燃料はメタンであり、約 280 化学種、1,600 反応を考慮している。Fig.3-76 に 8 缶型産業用ガスタービン燃焼器内の瞬間等温度面分布を示す。また、Fig. 3-77 に各缶の出口ガス温度の断面平均値を示す。各缶の出口ガス温度にばらつきはほとんど見られず、燃料の供給口と燃焼器との距離の違いが各缶の燃焼特性に及ぼす影響は小さいことが分かる。

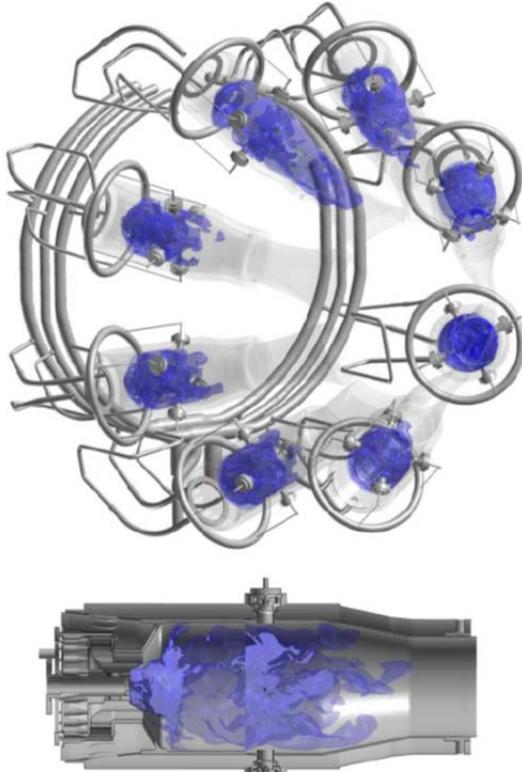


Fig.3-76 Instantaneous iso-surface of gas temperature for whole (top) and one (bottom) combustor.

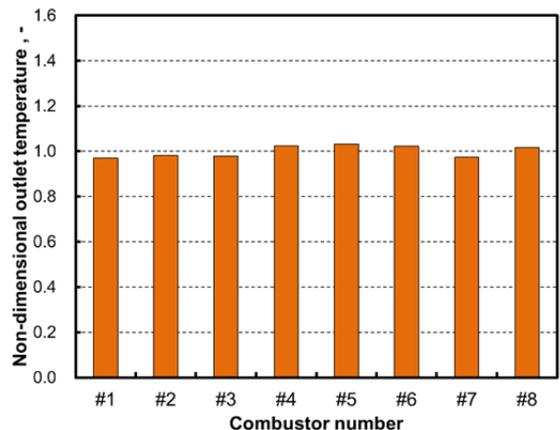


Fig. 3-77 Non-dimensional outlet gas temperature for each combustor.

(3-4-2) 噴霧燃焼の LES

1) 航空機用ガスタービンエンジン燃焼器(1/2 スケール)内噴霧燃焼場の LES

MHI (三菱重工業)ジェットエンジンサブスケール(1/2)燃焼器内の乱流噴霧燃焼場を対象に 750 万要素、128 並列の LES を実施した。油滴の挙動はラグランジュ的に解くことにより求めた。乱流燃焼モデルとしては、拡張 flamelet/progress-variable 法を採用している。燃料は Jet-A(航空燃料用ケロシン)とし、約 280 化学種、1,600 反応を考慮した。Fig. 3-78 に瞬間ガス温度の x-y, y-z 断面分布を燃料液滴分布(白プロット)と併せて示す。また、Fig.3-79 に温度および NO 濃度の中心軸上分布を出口における実験値と比較して示す。図より、本 LES は、燃焼器出口における温度および NO 濃度を精度良く予測できることが分かる。

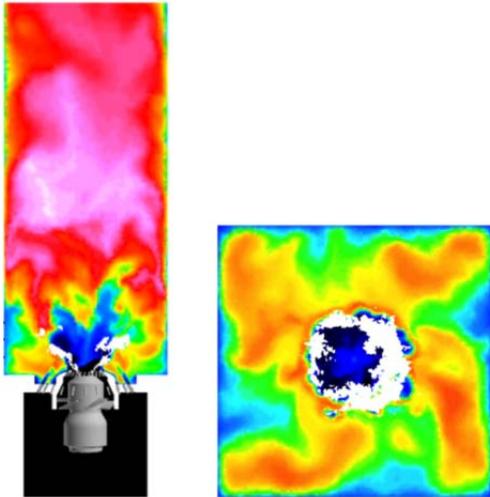


Fig. 3-78 Instantaneous gas temperature and droplets

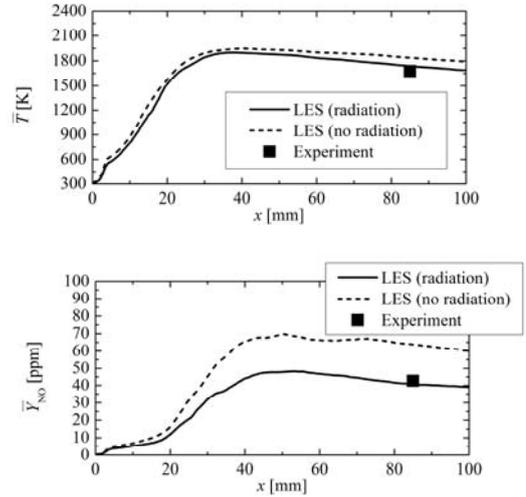


Fig.3-79 Comparisons of time-averaged gas temperature and NO concentration

2) 航空機用ガスタービンエンジン燃焼器(セクター)内噴霧燃焼場の LES

三菱重工業 航空エンジン研究開発用セクター燃焼器 (Fig.3-80) について内圧 2.1MPa における乱流噴霧燃焼場を対象に 2.4 千万要素, 512 コア並列の LES を実施した。乱流燃焼モデルとしては、拡張 flamelet/progress-variable 法を採用している。燃料は Jet-A (航空燃料用ケロシン) とし、約 280 化学種、1,600 反応を考慮した。計算は、ライナ冷却空気流の流出位置を変化させた 2 ケース、すなわち、一重壁ライナを適用した場合と二重壁ライナを適用した場合について実施し (Fig.3-81)、その NO_x 発生量に及ぼす影響について検討した。Fig.3-82 に燃焼器内の燃料噴霧分布 (青点)、および等ガス温度面の瞬間分布を示す。また、Fig.3-83 に燃焼器出口における NO 濃度の比較を示す。一重壁よりも二重壁を適用した場合の方が燃焼器出口における NO 濃度が低下する実験での結果を LES、RANS シミュレーション共に捉えているが、LES の方がその予測精度は高いことが確認できる。

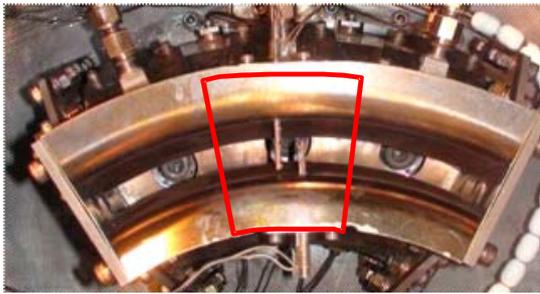


Fig. 3-80 Sector rig (3/18) combustor and the modeled part (1/18) sector marked with solid line.

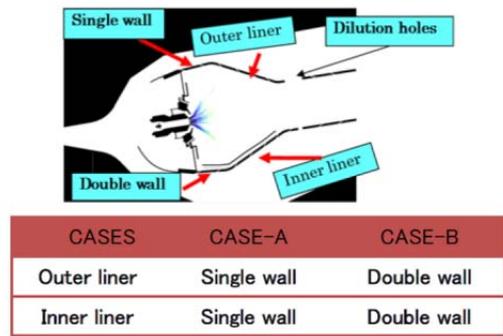


Fig. 3-81 Schematic of wall configuration.

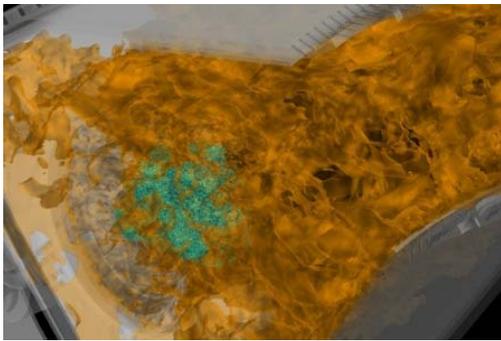


Fig.3-82 Instantaneous iso-surface of gas temperature and fuel sprays.

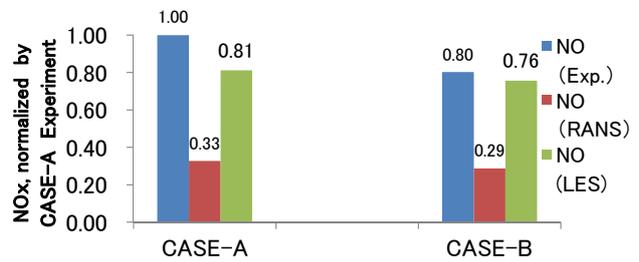


Fig. 3-83 Comparison of NO concentration at combustor exit between LES, RANS and experiments.

3) 航空機用ガスタービンエンジン燃焼器(フルアニューラ)内噴霧燃焼場の LES

JAXA 航空エンジン用アニューラ燃焼器内(16本バーナを具備, 推力 40kN)について内圧 0.74MPa における乱流噴霧燃焼場を対象に 1.2 億要素、9,216 コア並列の LES を実施した。乱流燃焼モデルとしては、拡張 flamelet/progress-variable 法を採用している。燃料は Jet-A(航空燃料用ケロシン)とし、約 280 化学種、1,600 反応を考慮した。Fig.3-84 に環状燃焼器内の瞬時燃焼場を示す。Jet-A 液体燃料の体積分率を水色の粒で、1300K 及び 2000K の温度等値面を示している。燃料ノズルから噴射された液体燃料は、旋回流れに乗り外向きに広がり、上流部で速やかに蒸発した後、ガス化した燃料が空気と混合し燃焼している様子が伺える。Fig.3-85 に出口温度分布の実験結果との比較を示す。実験による燃焼器出口温度は、各バーナ位置により若干の温度分布の相違が見られるが、概してノズル中心軸近傍で低温領域、各ノズル間で高温領域を有する温度分布を形成している。計算結果は、この実験で得られた温度分布の傾向を定性的に捉えていることが分かる。

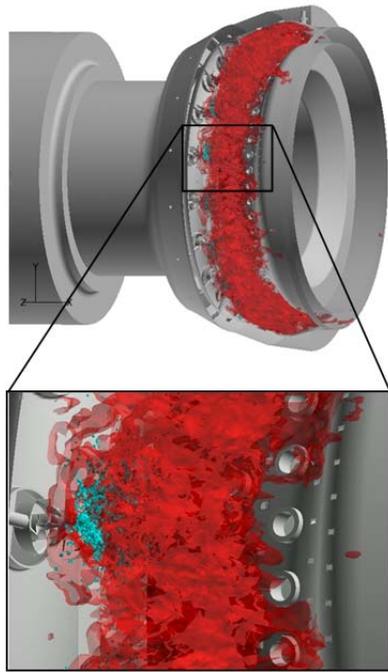


Fig. 3-84 Instantaneous iso-surfaces of gas temperature and fuel sprays.

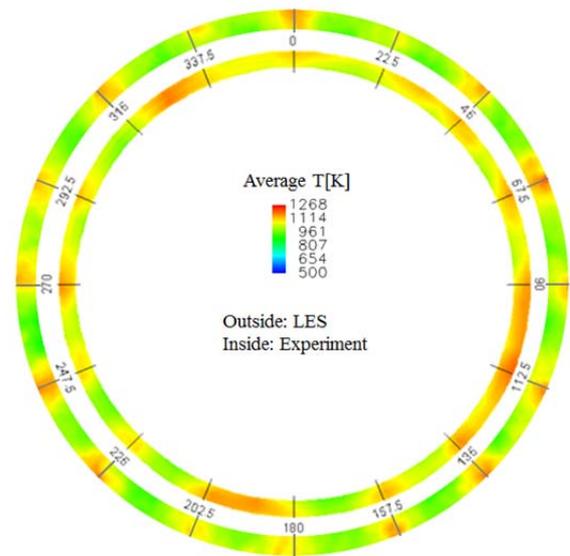


Fig. 3-85 Time-averaged profiles of gas temperature at combustor exit (outside: LES, inside: experiment).

4) 航空機用ガスタービンエンジン燃焼器(矩形型)内噴霧燃焼場の LES

JAXA 航空エンジン用矩形燃焼器 (Fig.3-86) 内について内圧 0.7MPa における乱流噴霧燃焼場を対象に 1 千万、512 コア並列の LES を実施した。本研究では、燃焼振動を捉えるため、圧縮性スキームを採用している。乱流燃焼モデルとしては、拡張 flamelet/progress-variable 法を採用している。燃料は Jet-A (航空燃料用ケロシン) とし、約 280 化学種、1,600 反応を考慮した。Fig.3-87 に燃焼器内の瞬時燃焼場の時間経過を、また、Fig.3-88 に圧力振動スペクトルを実験計測データと比較したものを示す。燃焼振動による圧力振動のピーク周波数は、実験の約 500Hz に対して LES 結果は約 590Hz となっている。実験装置における実際の音響境界条件を計測すること、および、LES においてそれを再現することには困難性が含まれること(例えば、実験装置の下流側ダクトでは水噴射冷却を行っている)を考慮すると、LES は実験の振動周波数を十分に捉えていると判断できる。

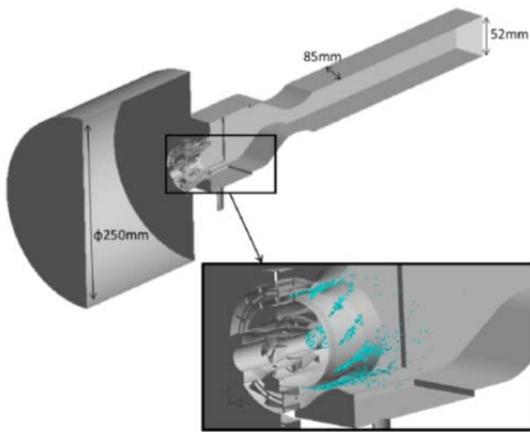


Fig. 3-86 Computational domain.

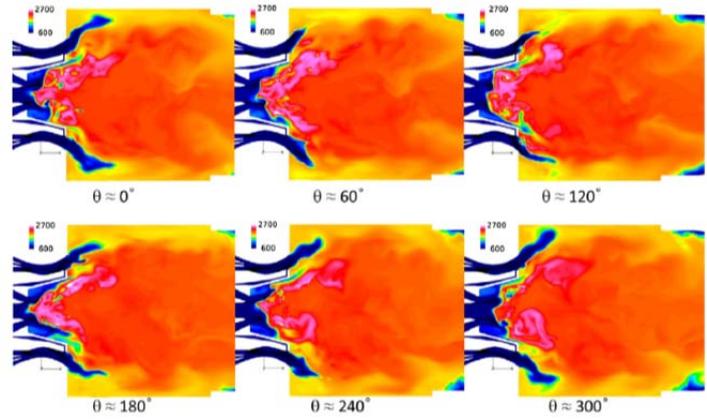


Fig. 3-87 Time variation of gas temperature.

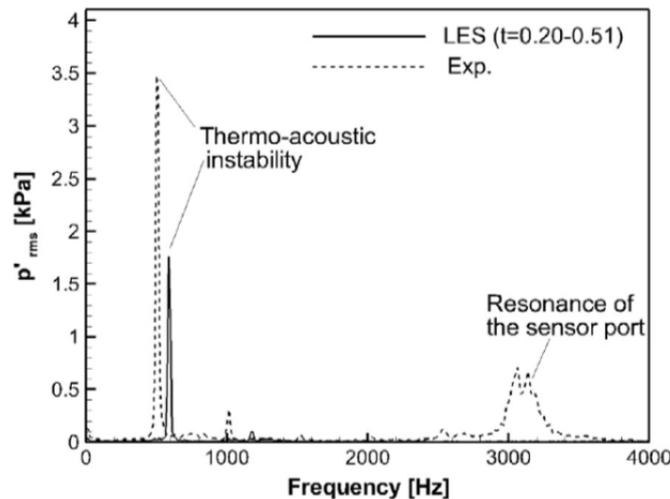


Fig. 3-88 Dynamic pressure characteristics.

5) 産業用ガスタービンエンジン燃焼器内噴霧燃焼場の LES

東芝 産業用ガスタービン燃焼器(燃料噴霧型開発試験用、125MW 級、内径 0.36m、燃焼器長さ約 1.5m)について内圧 0.76MPa における噴霧燃焼乱流場を対象に 4 千万要素、512 コア並列の LES を実施した。油滴の挙動はラグランジェ的に解くことにより求めている。乱流燃焼モデルとしては、拡張 flamelet/progress-variable 法を採用している。燃料は Jet-A(航空燃料用ケロシン)とし、約 280 化学種、1,600 反応を考慮している。また、本計算は、ある同一の燃焼条件に対して計算手法が異なる以下の 3 ケースに対して実施した(Case A: 非圧縮性解法、微粒化なし、Case B: 非圧縮性解法、微粒化あり、Case C: 圧縮性解法、微粒化なし)。Fig. 3-89 に各ケースの燃料噴霧、OH 濃度、およびガス温度の瞬間分布を示す。また、Table 3-5 に、燃焼器出口におけるガス温度の断面平均値と最高値、および NO 濃度の比較を示す。解法および微粒化モデル(WAVE モデル)の有無の違いにより、明確な差異が見られる。また、非圧縮性解法を採用し、微粒化モデルを使用しなかった Case A が最も良い結果を示していることも分かる。

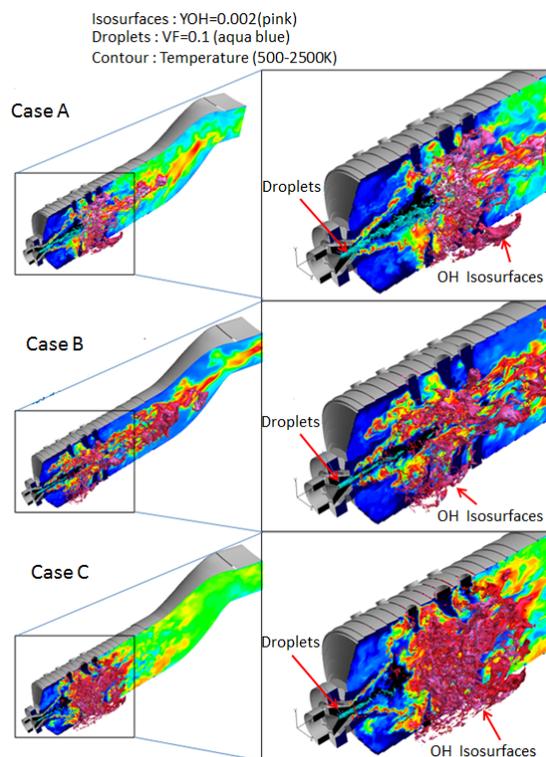


Fig.3-89 Instantaneous distributions of gas temperature (center), OH concentration (iso-surface) and fuel sprays.

Table3-5 Comparisons of gas temperature and NO concentration at combustor exit.

	Case A	CaseB	Case C	Exp.
Ave. Temp[K]	1398	1393	1409	1386
Max. Temp [K]	1615	1723	1497	1596
Average NO [-] (Relative Value)	0.87	1.48	1.29	1.00

(3-4-3) 石炭燃焼・ガス化の LES

1) 微粉炭旋回噴流火炎の LES

Cambridge 大学が有する給炭量 1.7kg/h のラボスケール微粉炭旋回噴流火炎の LES を実施した。Fig. 3-90 にバーナ部と計算格子の概略を示す。解析格子数は約 700 万要素、並列数は 1,024 である。Fig. 3-91 に LES による温度分布と粒子分布の解析結果を示す。微粉炭粒子の分散と着火に伴って、火炎が形成されている様子を確認することができる。なお参考のため、Fig. 3-92 に実験時に撮影された火炎写真を示す。詳細は省略するが、本計算により、投入酸素濃度の増大によって火炎形成領域のガス温度がより高温となり、NO 生成量分布が大きく異なることが分かった。

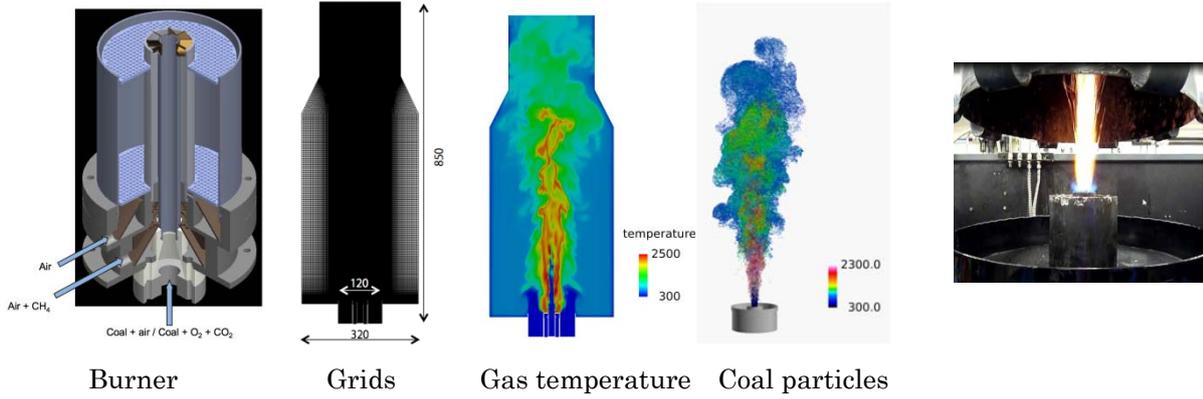


Fig. 3-90 Computational domain

Fig. 3-91 Results

Fig.3-92 Direct photo

2) 実微粉炭シングルバーナ火炉内燃焼場の LES

CRIEPI(電力中央研究所)が有する給炭量 100kg/h のベンチスケール微粉炭強旋回実用バーナ火炎の LES を実施した。Fig. 3-93 に燃焼炉の概略を示す。解析格子数は約 1 億要素、並列数は 1,024 である。Fig.3-94 に軸流速、温度、および NO 濃度の瞬間分布を示す。Fig. 3-95 に時間平均ガス温度分布と NO 濃度分布を測定値と比較したものをそれぞれ示す。図より、LES により得られた計算値は実験値と比較的良好一致することが確認できる。

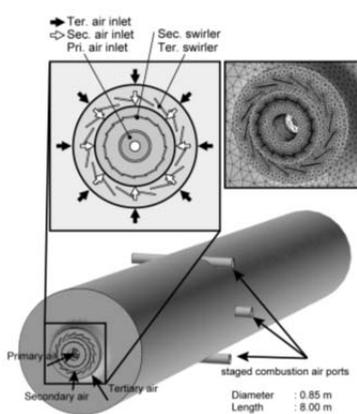


Fig. 3-93 Computational domain and grids

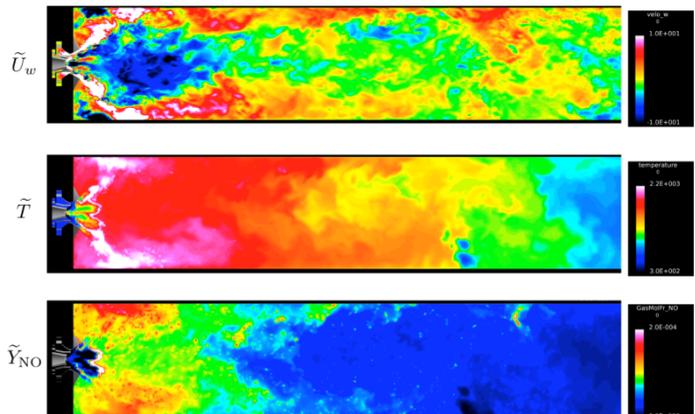
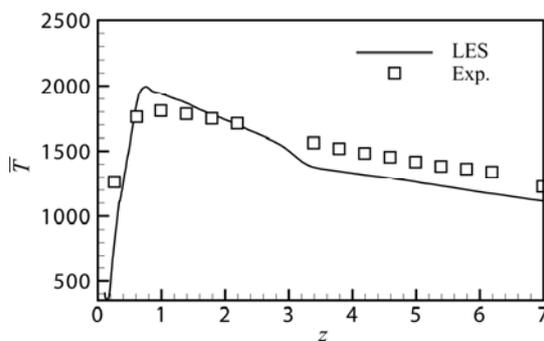
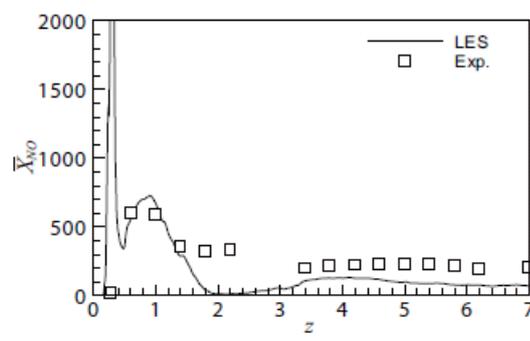


Fig. 3-94 Axial velocity, gas temperature and NO concentration



Gas temperature



NO concentration

Fig. 3-95 Comparisons of time-averaged gas temperature and NO concentration

3) 実微粉炭マルチバーナ火炉内燃焼場の LES

電力中央研究所が有する給炭量 300kg/h (2.28MWth) の微粉炭強旋回実用バーナ 3 本を有する実証スケールマルチバーナ微粉炭燃焼試験炉 (炉幅 0.9m、奥行き 1.9m、炉高 11m) を対象に、約 1 億要素、9,216 コア並列の LES を実施した。この燃焼炉には、極めて強い旋回流を形成することが可能な微粉炭バーナが鉛直方向に 3 段設置されており、その上方には二段燃焼用空気流入ポートが設置されている。微粉炭燃焼モデルとしては、揮発分放出に FLASHCHANE モデルを基にした 1 次反応モデル、ガス燃焼 (揮発分および固気反応生成物の二段総括反応) に SSFRRM を用い、燃料は豪州 NL 炭を対象とした。Fig.3-96 に炉内の微粉炭 (黒点) およびガス温度の瞬間分布、Fig. 3-97 にガス温度分布の実測値との比較をそれぞれ示す。3 段のバーナ近傍に高温の領域が形成されていることや、二段燃焼空気ポート下流において急速に温度が低下していく様子など、本 LES は実測値と定性的な一致を見ていることが分かる。また、Fig. 3-98 に NO 濃度分布の実測値との比較を示す。本 LES により予測された NO 濃度は、下段から中段のバーナに掛けて高い値を示すものの、上段バーナから二段燃焼空気ポートに掛けて還元雰囲気の影響により急速に低下し、その傾向は実験値と良く一致する。

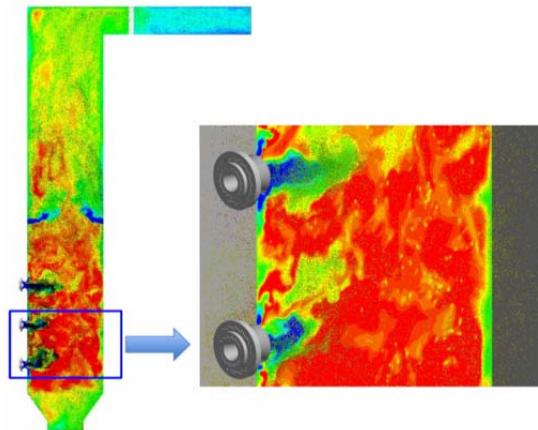


Fig. 3-96 Instantaneous distributions of gas temperature and coal particles.

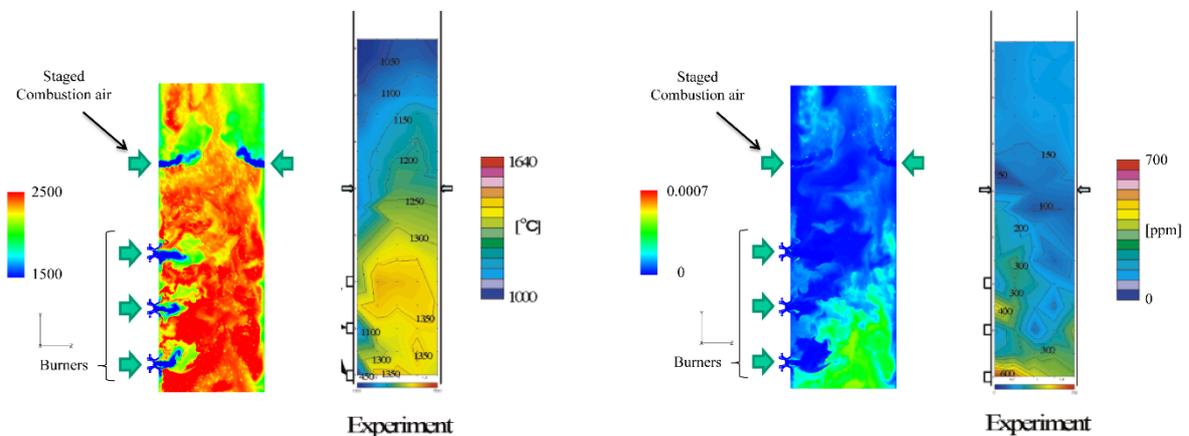


Fig. 3-97 Comparison of instantaneous distribution of gas temperature between LES and experiment.

Fig. 3-98 Comparison of instantaneous distribution of NO concentration between LES and experiment.

4) 石炭ガス化の LES

電力中央研究所が有する給炭量 100kg/h の二室二段噴流床方式の石炭ガス化研究炉を対象に、約1億要素、9,216コア並列のLESを実施した。本方式では、コンバスタ(直径0.3m、炉長0.4m)とリダクタ(直径0.3m、炉長約4m)と呼ばれる上下二つの容器各々に石炭バーナが設置される(二段方式)。揮発分組成は既存の実測値から決め、チャーガス化反応に部分共有モデルを、ガス反応(五段総括反応)にSSFRMを用いた。燃料にはインドネシアMN炭を、ガス化剤組成が異なる3条件(Case 1: $O_2/N_2/CO_2=0.25/0.75/0.00$ 、Case 2: $0.25/0.60/0.15$ 、Case 3: $0.25/0.50/0.50$)を検討した。Fig. 3-99 に Case 1 における速度ベクトル分布およびガス温度分布(コンバスタ~リダクタ下部を拡大表示)を示す。図より、ガス化炉内には強い旋回流が存在することや、これにより内壁面近傍を滞留する石炭粒子が揮発分を放出し着火していく過程でコンバスタ内にV字型の火炎面を形成することが観察できる。Fig. 3-100 に各条件の中心軸上ガス温度分布の実測値との比較を示す。図より、ガス化剤中の CO_2 濃度が高くなるに従い、コンバスタガス温度は低下する一方、リダクタについては条件間に差異はない。本 LES は、こうした定性的な傾向を捉えていることがわかる。

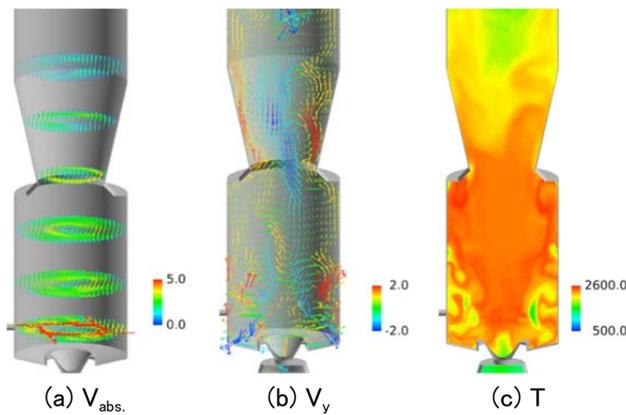


Fig.3-99 Instantaneous distributions of (a)velocity vectors on horizontal planes, (b) velocity vectors on vertical plane and (c) gaseous temperature.

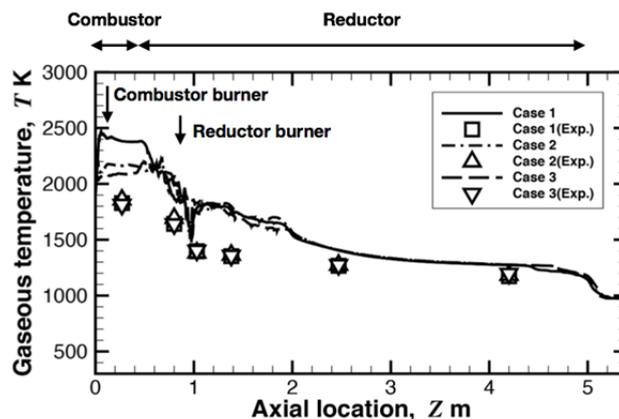


Fig. 3-100 Comparison of gaseous temperature for Cases 1 - 3.

(3-4-4) 乱流燃焼場の DNS

1) ガス燃焼フラッシュバックの DNS

近年注目されている水素は、フラッシュバック(逆火)を引き起こす危険性も持ち合わせており、水素を用いた燃焼器の開発を困難にする原因の一つとなっている。そこで、チャンネル乱流場におけるフラッシュバックの直接数値シミュレーション(DNS)を実施することにより、フラッシュバック特性に及ぼす圧力変動の影響について検討した。燃焼反応メカニズムには、9 化学種 20 段の詳細反応機構を用いた。計算格子数は約 4 億であり、1 ケースあたりの CPU 時間は最大 5.3 百万時間(10,240 cores)である。Fig. 3-101 に主流方向流速、温度等値面(1200 K) および速度勾配テンソルの第二不変量の等値面の瞬間分布を示す。なお、第二不変量の等値面については領域の下半分のみを可視化している。図より、火炎は壁面近傍から上流へと伝播することが分かる。また、火炎面には未燃側に凸の部分と、既燃側に凸の部分が存在する(以下、これらを既往研究に倣ってそれぞれ Bulge と Cusp と呼ぶ)。これらは未燃側壁近傍に現れる乱流組織構造に影響を受けることが分かる。すなわち、主流方向流速がスパン方向に分布をもつストリーク構造により、主流方向流速の小さい位置では Bulge が、大きい位置では Cusp が形成される。さらに火炎面近傍に着目すると、Bulge の上流には主流方向流速が負となる領域が存在することも分かる。このような傾向は既往研究においても観察されている。Fig.3-102 に圧力、主流方向流速、フラッシュバック速度の時間変化を示す。図より、主流方向速度およびフラッシュバック速度は、圧力の変動により大きく変動することが分かる。また、圧力変動により、平均フラッシュバック速度が増加することが分かる。

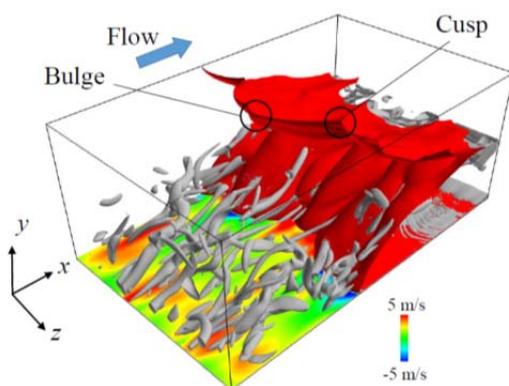


Fig.3-101 Instantaneous distributions of iso-surfaces of temperature at 1200 K and second invariant of velocity gradient tensor, and streamwise flow velocity on $x-z$ plane at $y^+ = 2.5, U_{wall}$.

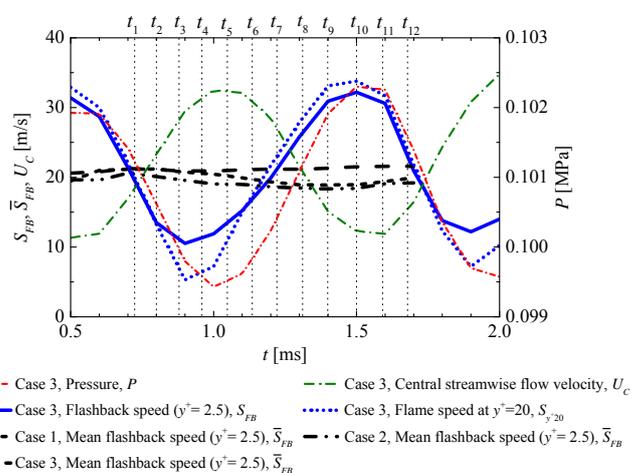


Fig.3-102 Time variations of pressure, P , central streamwise flow velocity, U_C , and flashback speed, S_{FB} and mean flashback speeds, \bar{S}_{FB} .

2) 微粉炭噴流火炎の DNS

石炭揮発分のための新しい気相反応モデルを構築し、構築したモデルを用いた直接数値シミュレーション(DNS)を実験室規模の微粉炭火炎に適用し、乱流中の粒子の運動および燃焼挙動を詳細に調べた。解析領域を約 1.7 億点の格子で空間解像し、不均一な粒径分布をもつ微粉炭粒子をラグランジュ的に追跡した。計算の結果、流れ場の強い乱れによる火炎内側の複雑な温度分布、それに伴う軸方向の揮発や粒子温度の詳細な変化の様子が捉えられた(Fig. 3-103)。また、Fig. 3-104 に示すように、微粉炭粒子は乱流渦の影響を受けて選択的挙動を示し、小径粒子については上流域、大径粒子については下流域においてその空間分布の粗密が顕著になることがわかった。さらに、Flame Index を調べることにより(図は省略)、火炎内側に見られる予混合燃焼領域では、主に噴流の中心部で放出された揮発分と石炭搬送用の空気に含まれる O_2 の反応が進行すること、および火炎外縁に見られる拡散燃焼領域では、主に火炎内側の反応により生じた CO と噴流周囲の空気に含まれる O_2 の反応が進行することがわかった。

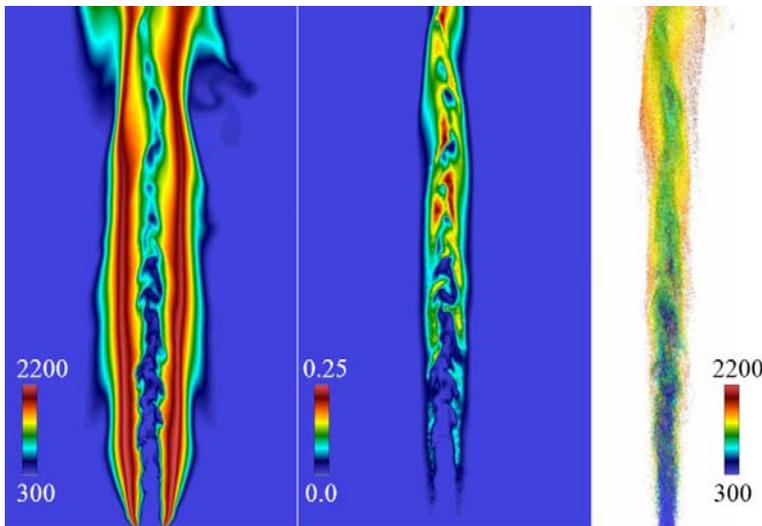


Fig. 3-103 Instantaneous distributions of gaseous temperature [K] (left), mass fraction of volatile matter [-] (center) and coal particle temperature [K] (right).

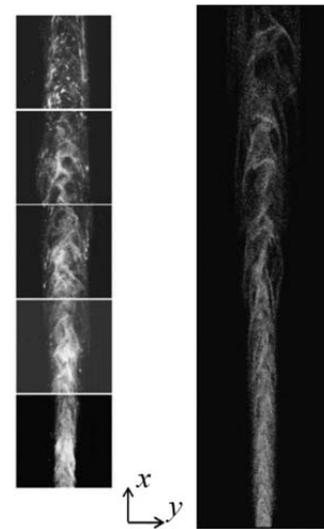


Fig. 3-104 Comparison of coal particle distribution between Exp. (left) and DNS (right).

3) バックステップ流れにおける燃焼振動の DNS (LES から DNS へ)

はじめに、バックステップ流れにおけるガス燃焼に LES を適用することによって燃焼振動を再現し、その挙動について詳細に調査した。燃料にはメタンを使用し、燃料と酸化剤の反応には 2 段総括反応を仮定している。乱流モデルには Dynamic Smagorinsky model を、乱流燃焼モデルには Dynamic thickened flame model を用いている。流入部から燃料と空気の混合気を流入し、流入部下流に設けたステップにより火炎を保持している。流入ガスの温度は、300 K、圧力は 0.1 MPa、当量比は 1.0 である(既往実験と同様)。Fig.3-105 に瞬間主流方向速度分布および温度の等値面(1600 K)を示す。ステップ後部の循環領域に火炎が保持されることが確認できる。Fig. 3-106 に圧力のスペクトルを既往実験値(破線)と比較して示す。図より、LES により得られた圧力のスペクトルは実験値と良く一致していることがわかる。この LES の結果を初期値として DNS を実施した。その温度分布の比較を Fig. 3-107 に示す。DNS により火炎の詳細構造が再現されていることが確認できる。

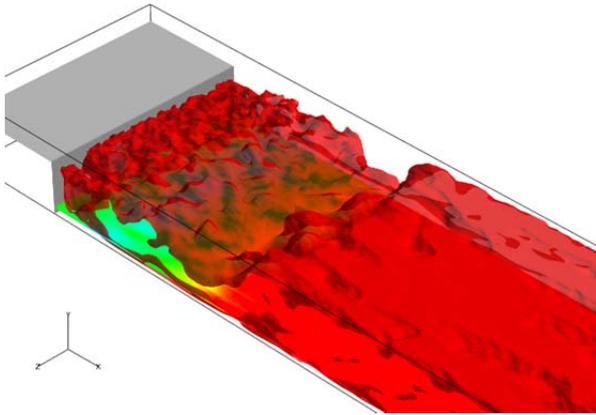


Fig.3-105 Instantaneous distributions of streamwise velocity and iso-surface of gas temperature.

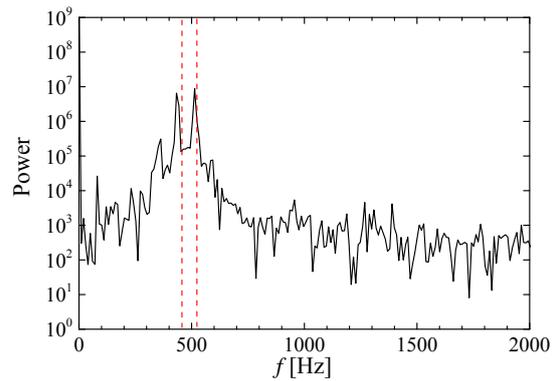
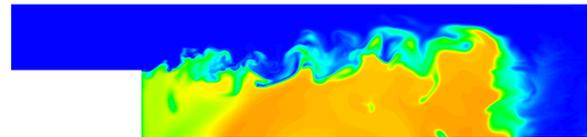
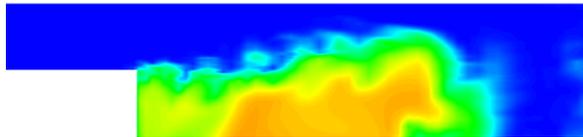


Fig.3-106 Pressure



LES (appproximately 0.02 billoin grids, 512 cores)

DNS(appproximately 6 billion grids, 65,536 cores)

Fig.3-107 Comparison of instantaneous distribution of gas temperature.

参考文献

- (1) H. Moriai, R. Kurose, H. Watanabe, Y. Yano, F. Akamatsu, S. Komori, "Large-eddy simulation of turbulent spray combustion in a subscale aircraft jet engine combustor - Predictions of NO and soot concentrations -", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol.135, 091503 (2013).
- (2) T. Hara, M. Muto, T. Kitano, R. Kurose, S. Komori, "Direct numerical simulation of a pulverized coal jet flame employing a global volatile matter reaction scheme based on detailed reaction mechanism", *Combustion and Flame*, Vol. 162, pp. 4391-4407 (2015).
- (3) T. Kitano, T. Tsuji, R. Kurose, S. Komori, "Effect of pressure oscillations on flashback characteristics in a turbulent channel flow", *Energy & Fuels*, Vol.29, pp.6815-6822 (2015).
- (4) S. Tachibana, K. Saito, T. Yamamoto, M. Makida, T. Kitano, R. Kurose, "Experimental and numerical investigation of thermo-acoustic instability in a liquid-fuel aero-engine combustor at elevated pressure: validity of large-eddy simulation of spray combustion", *Combustion and Flame*, Vol.162, pp.2621-2637 (2015).
- (5) M. Muto, H. Watanabe, R. Kurose, S. Komori, S. Balusamy, S. Hochgreb, "Large-eddy simulation of pulverized coal jet flame -effect of oxygen concentration on NOx generation-", *Fuel*, Vol.142, pp.152-163 (2015).
- (6) H. Moriai, K. Hori, R. Kurose, S. Komori, "Large-eddy simulation of spray combustion in a sector combustor for regional jet aircraft engine - effect of double-wall liner on NOx formation -", *In Proc. of Ninth International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP-9)*, The

- University of Melbourne, Australia, USB (2C-2, 6 pages), 2015.
- (7) K. Hirano, Y. Nonaka, Y. Kinoshita, M. Muto, R. Kurose, "Large-eddy simulation of turbulent combustion in multi combustors for L30A gasturbine engine", *In Proc. of ASME Turbo Expo 2015*, Palais des Congres, Montreal, Canada, GT2015-42545 (8 pages), 2015.
 - (8) T. Nishiie, M. Makida, N. Nakamura, R. Kurose, "Large-eddy simulation of turbulent spray combustion field of full annular combustor for aircraft engine", *In Proc. of International Gas Turbine Congress 2015 (IGTC2015)*, Toranomom Hills, Tokyo, Japan, CD-ROM (7 pages), 2015.
 - (9) M. Ito, Y. Iwai, T. Nishiie, H. Zhang, R. Kurose, "Large-eddy simulation of turbulent spray combustion field in a gas turbine combustor", *In Proc. of International Gas Turbine Congress 2015 (IGTC2015)*, Toranomom Hills, Tokyo, Japan, CD-ROM (7 pages), 2015.

(4) 多目的設計探索による設計手法の革新に関する研究開発

(4-1) 多目的設計探索のアルゴリズム・ソフトウェア開発

(4-1-1) 多目的設計最適化手法の開発

本研究開発課題では多数目的設計最適化問題を含む大規模設計最適化問題を効率的に解くことができる多目的設計最適化手法として、CHEbyshev-Epsilon opTimizer AlgoritHm(Cheetah) [1]、AεSεH[2]、多目的蟻コロニー最適化[3]、PSOを用いた2段階探索法[4]、などを開発した。ここでは、研究開発者が知る限り世界ではじめて並列計算が可能になった多数目的設計最適化アルゴリズムである Cheetah について述べる。

これまで、多目的設計最適化には NSGA-II[5]と呼ばれるアルゴリズムが使われることが多かった。このアルゴリズムは目的関数の数が2つあるいは3つの場合はよい性能を示すが、目的関数の数が4つ以上になるとパレート最適解を得ることが難しくなるという問題があった。そこで Cheetah では、2基準選好関係(Bicriteria Preference Relation)という手法を用い、設計者がより興味を持つであろうと考えられる領域(region of interest(ROI))とその外側でちがう選考基準で優劣をつけることを提案した(Fig.4-1)。

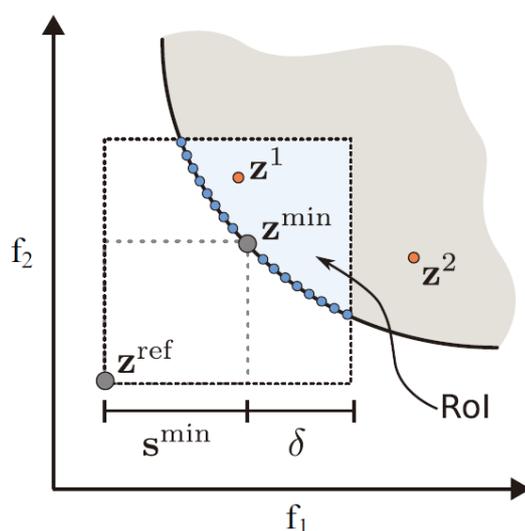


Fig.4-1 Idea of bicriteria preference Relation.

パレート面の中心付近では NSGA-II と同じ非優越ソート、外側では Chebyshev achievement function を用いて、3.4.2-5 節で後述する宇宙探査ミッション DESTINY の軌道設計最適化問題を解いた際の結果を Fig. 4-2 に示す。紺色が Cheetah の結果であり、赤が現在最も性能がよいと言われているアルゴリズムの1つである MOEA/D の結果である。左に示すのは GD と呼ばれる収束性を表す指標であり、小さいほど真のパレート面に近い解を得ていることを示している。右に示すのは IGD と呼ばれる指標であり、小さいほど収束性がよく、かつ、解の多様性にも優れていることを表している。これらの図から、ここで開発された多目的設計最適化アルゴリズム Cheetah は世界最先端の手法よりも性能が優れていることがわかる。

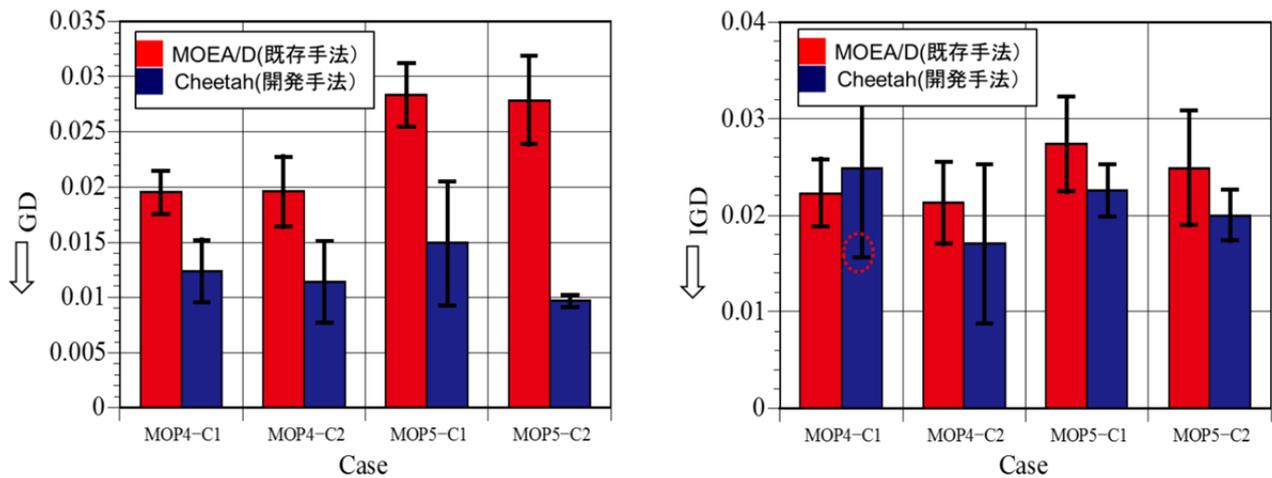


Fig.4-2 Comparison of performance of Cheetah and MOEA/D

さらに、NSGA-II 等の従来手法は解の優劣ソート計算が並列化できないため、大規模な集団サイズを用いることができないという課題があった。そこで、Cheetah では ROI の優劣判定に非優越ソートではなく、並列計算が可能な ϵ 指標ソートを用いることで大規模集団サイズの利用を可能にした。Fig.4-3 に DTLZ2 と呼ばれるテスト関数(4 目的および 8 目的)について、集団サイズを 100 から 1,000,000 まで変化させたときの IGD の履歴を比較する。横軸は多目的進化計算の世代数(反復数)である。この図より集団サイズを大きくすることで、得られるパレート最適解の収束性と多様性を示す IGD の指標が大きく改善されていることが分かる。

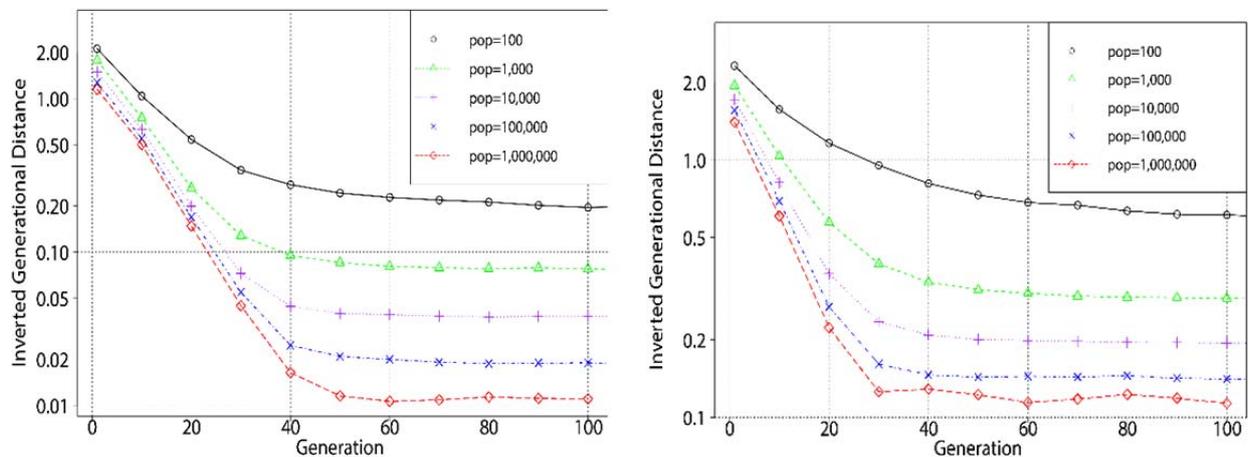
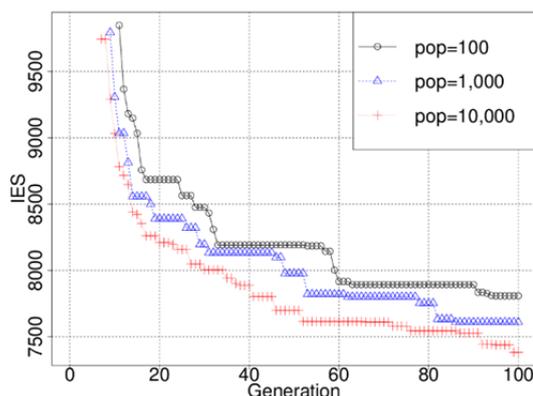
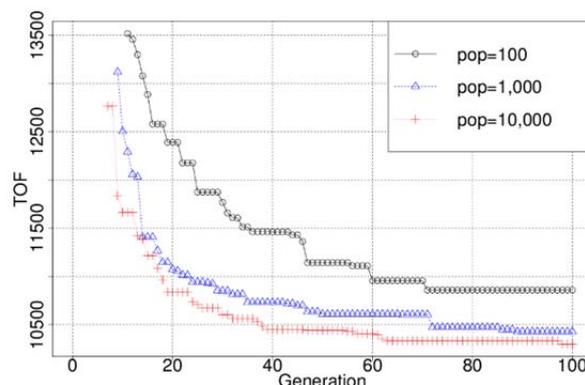


Fig. 4-3 Effect of increasing population size of multiobjective evolutionary computation (left: four objective optimization problem, right: eight objective optimization problem)

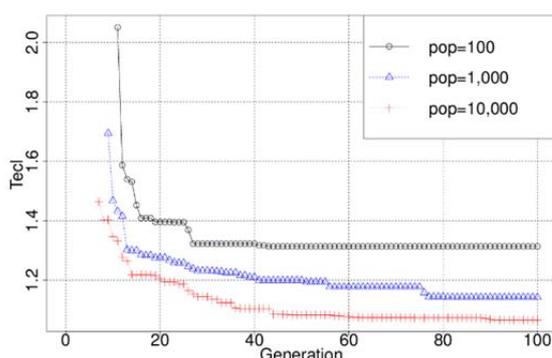
Fig.4-4 には、実設計問題の例として、DESTINY 軌道設計問題に適用した場合の結果を示す。DESTINY 問題においても、集団サイズを大きくすることで各目的関数の値が大きく改善されていることがわかる。



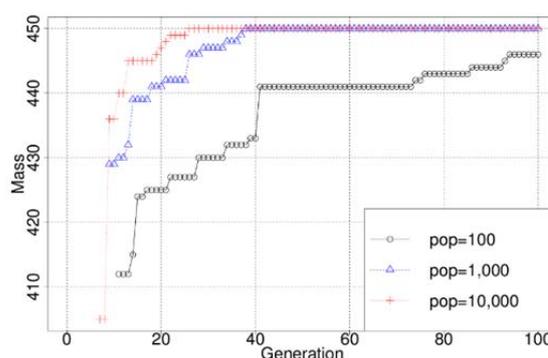
(a) イオンエンジン



(b) 飛行時間



(c) 最長日陰時間



(d) 初期重量

Fig.4-4 History of the best objective values

以上示したとおり、Cheetah は 2 基準選好関係を用い、ROI で非優越ソートまたは ε 指標ソート、その外側で Chebyshev achievement function を用いることで大規模集団サイズの利用を可能にし、多数目的設計最適化問題のパレート最適解を効率的に得ることができる手法である。Cheetah は HPC/PF 上に実装され、2015 年度より一般に公開されている。

(4-1-2) 多目的設計最適化問題のための応答曲面近似法の開発

応答曲面法は、限られたケースについて評価された目的関数値のサンプルデータから、目的関数を簡単な代数式として近似した上で、目的関数値が最小(もしくは最大)となる最適解を探索することで、目的関数の評価さらには最適化全体に要する計算時間を短縮するための手法である。昨今の設計・開発の現場に見られるように、大規模な数値シミュレーションを利用して性能(すなわち目的関数)を評価するような場合には、最適化の作業を現実的な時間内に終わらせるために、応答曲面法の利用が必須である。そこでは、設計空間全体に満遍なくサンプル点を配置して目的関数の全体像を近似するだけに留まらず、最適解のありそうな領域に重点的に新たなサンプル点を追加して、誤差を必然的に含む応答曲面上でなるべく精度良く最適解を探索することが理想とされる。

本研究では、非線形な目的関数の近似に強いと言われている応答曲面法の一つであるクリギング法を多目的設計最適化で効果的に利用するために、クリギング法で使用するサンプル点の追加指標 (Fig.4-5) の比較検討を行った。EST (Estimate) は一般的な応答曲面法で用いられる指標であり、近似曲面に含まれる誤差を無視して、近似曲面上で推定される目的関数値が最小となる位置を探

索して、そこに次のサンプル点を追加する。EI (Expected Improvement) はクリギング法で従来用いられる指標であり、現在のサンプル点中の目的関数の最小値からの改善量を、近似誤差を標準偏差とした正規確率分布上で期待値として推定した値である。この EI 値が最大となる位置を探索して、そこに次のサンプル点を追加する。EHVI (Expected Hypervolume Improvement) は今回提案する指標であり、目的関数空間において現在のサンプル点集合が成すパレート面から測った超体積 (Hypervolume: HV) の改善量を、EI 値と同様に、近似誤差を標準偏差とした正規確率分布上で期待値として推定した値である。EST および EI が目的関数毎に個別に(すなわち目的関数と同数個)定義される指標であるのに対し、EHVI は目的関数の数に依らず1個だけ定義される指標である。一般的に、目的関数の数が増えるに従い、最適化アルゴリズムの大半(例えば、遺伝的アルゴリズム)で最適解の探索効率が落ちることが知られている。そのため、単一指標として定義される EHVI の利用は、目的関数の数に関わらず、最適解の探索性能を悪化させないことが期待される。

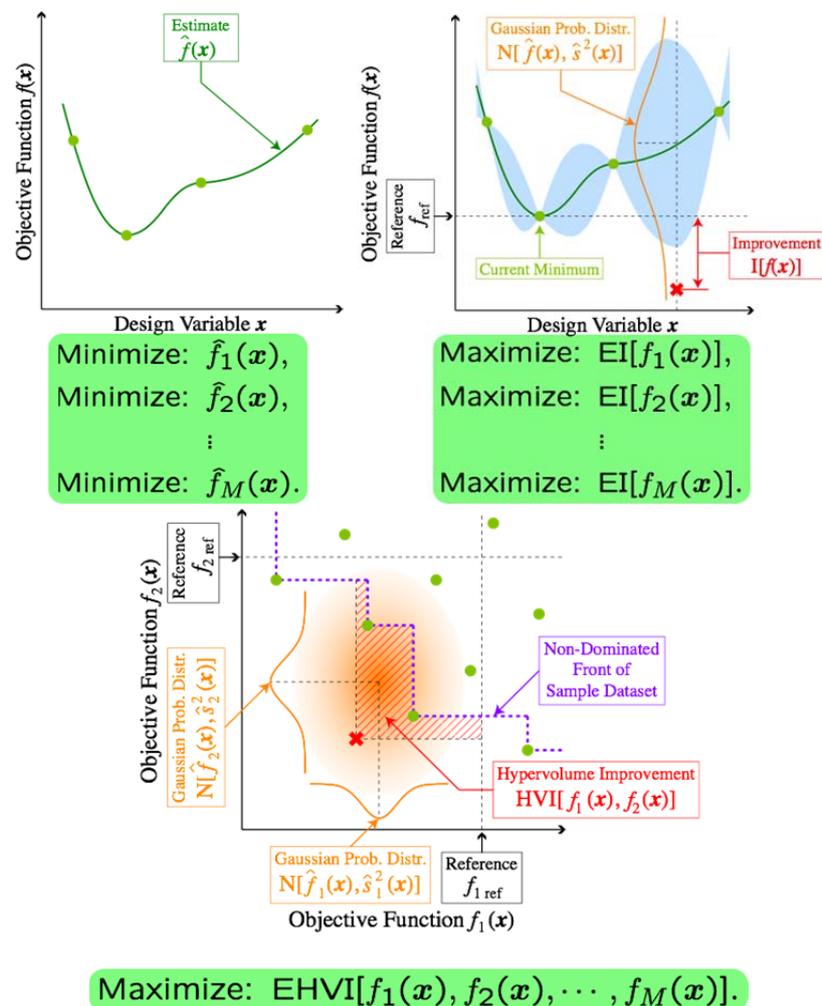


Fig. 4-5 Criteria for adding samples in the Kriging model (upper-left: EST, upper-right: EI, lower: EHVI).

これらの指標を溶接桁設計問題(2目的)に適用して得られた、目的関数空間におけるサンプル点の分布を Fig. 4-6 に示す。EST では近似曲面上に残る誤差の影響で、追加サンプル点(オレンジ色)のうちパレート解を成すもの(赤色)が、真のパレート面(灰色)に到達できていない。EI では追加サンプル点(オレンジ色)が真のパレート面に到達できているものの、その分布は局所的である。EHVI では追加サン

ル点が真のパレート面に到達し、かつその分布がパレート面全体にわたっている。以上の結果から、誤差を含む応答曲面上でパレート解を精度良くかつ多様に探索できる EHVI の有効性が確認された。

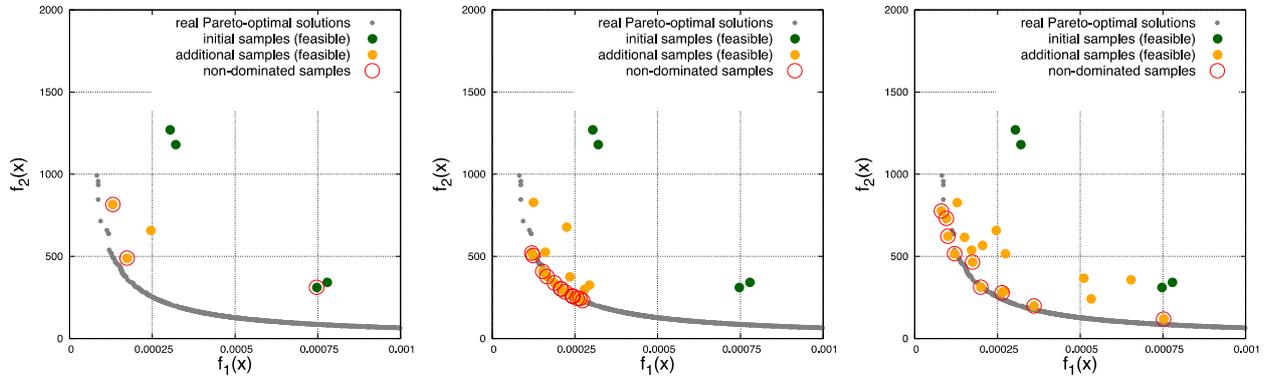


Fig.4-6 Sample points plotted in the objective function space of the welded beam problem (left: EST, middle: EI, right: EHVI).

次に、目的関数可変(3、5、8、10、12、15目的)のテスト問題 DTLZ7 に適用して得られた追加サンプル点までの真のパレート面から測った平均距離 IGD (20 試行の平均値)の履歴を Fig. 4-7 に示す。すべての指標について、サンプル点を追加していくにつれて IGD は次第に小さくなる(すなわち真のパレート面に近づく)。その中で、目的関数が増えるに従い EHVI が EST および EI に比べて真のパレート面に近づく速度が速いことがわかる。その他のテスト問題(DTLZ1、2、3、4、5、6)においても、目的関数が多い場合には全般的に EHVI は最も良い性能を示した。以上の結果から、多数目的問題においてもパレート解の探索性能を維持できる EHVI の有効性が実証された。

以上の成果は、昨今の複雑化(設計要求の多様化および使用する数値シミュレーションの大規模化)の一途を辿る設計・開発の現場において、作業の効率化に大きく貢献するものと考えられる。

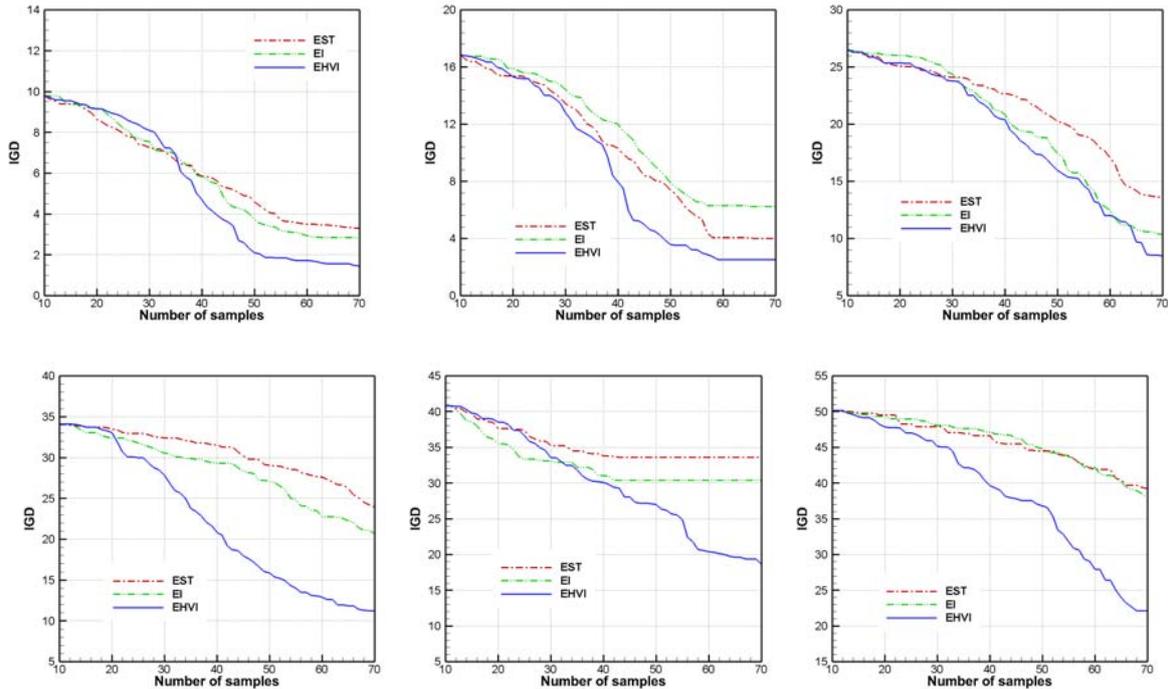


Fig. 4-7 IGD histories of the sample points in the DTLZ7 test problem

(upper-left: 3-objective, upper-middle: 5-objective, upper-right: 8-objective, lower-left: 10-objective, lower-middle: 12-objective, lower-right: 15-objective).

(4-1-3) パレート最適解からのデータマイニング手法の開発

大規模多目的設計最適化問題の多目的設計最適化の結果得られるパレート最適解データベースからの効率的知識抽出法として iSPM および ADVICE の2つのアプリを開発した。

散布図行列可視化ツール「iSPM」

多次元データの可視化手法の一つに、複数の散布図を並べて表示する散布図行列(Scatter Plot Matrix、SPM)がある。SPM はすべての変数の組み合わせについて、それぞれの散布図を行列の形式で表示する。SPM は複数の変数間の関係を直感的に理解しやすい可視化手法であり、R[6]などの既存ソフトウェアにも実装されている。しかしながら、従来の散布図行列では、データ数が多い場合に表示に時間がかかりすぎて実質使うことができなかつたり、可視化する変数の数が多くなった場合にそれぞれのプロットが細かくなりすぎて理解が難しくなつたりするため大規模多目的設計最適化問題のパレート解の可視化には適さなかつた。

そこで、データ数が多くても高速に描画でき、多数の変数や目的関数があつてもそれらの関係を把握できる windows マシン用の散布図行列可視化アプリ interactive scatter plot matrix (iSPM)を開発した。大規模データであつても高速に散布図行列を描画できるようにするため、GPU 側のハードウェアアクセラレーションを積極的に利用して、頂点バッファオブジェクト(Vertex Buffer Object, VBO)であらかじめサンプルデータを転送しておき、プロットの形状、色、サイズの処理を GPU 側で処理することとした。また、データリダクションをおこなうことでさらに高速に描画させることも可能である。

多数の変数や目的関数があつてもそれらの関係を把握できるようにするため、インタラクティブに可視化することを可能にしている。たとえば、マウスで自由に移動・ズームイン・ズームアウトさせたり、相関係数の値などに応じて変数を並べ替えることが可能である。そのほか、関連づけられた画像フ

ファイルを表示させたり、k-means 法を用いたクラスタリングを行せたりすることが可能である (Fig.4-8)。これらの機能により、これまでよりも大規模なデータから設計に役立つ知見を得ることが可能である。なお、iSPM は当研究開発課題のウェブサイト[7]から無償でダウンロード可能であり、2016 年 1 月 15 日現在、19 社 9 大学で利用されている。

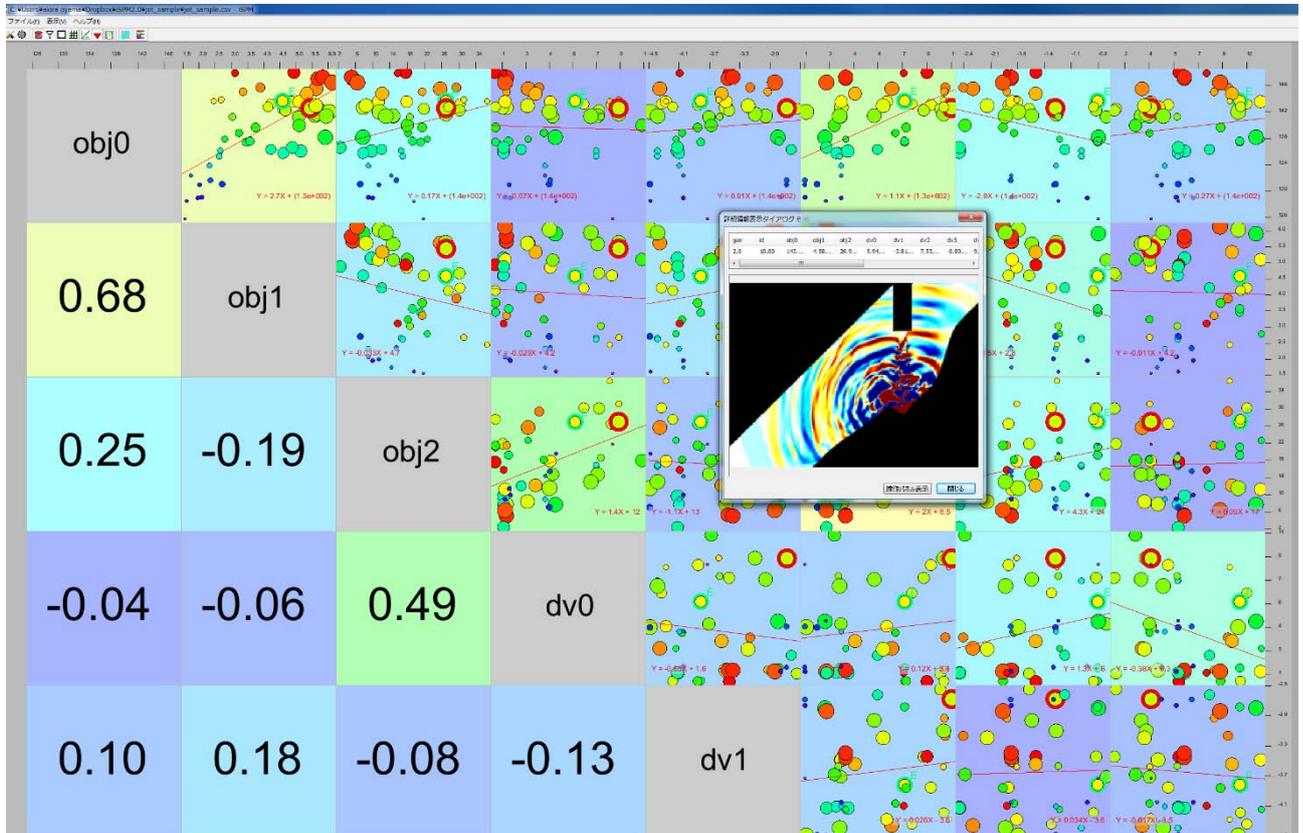


Fig. 4-8 screenshot of iSPM

パレート解析支援ツール「ADVICE」

ADVICE は、評価値空間における個体間の類似性を測地距離の概念を用いて設計変数空間における個体間距離に反映させ、Isomap を用いて可視化を行う windows マシン用アプリである。Isomap では、測地距離により定義されたデータ間の距離行列を求め、多次元尺度構成法 (Multi Dimensional Scaling: MDS) を用いてデータの類似性を可視化する。

Fig.4-9、Fig.4-10 に、ハイブリッドロケットエンジンの概念設計最適化問題[8]に本手法を適用し、得られたパレート解の解析を行った際の結果を示す。Fig.4-9 では、例えば、目的関数である全備重量 ($f1$) と設計変数である酸化剤流量 ($v1$) とに正の相関があること、目的変数どうしの全備重量 ($f1$: 最小化) と到達高度 ($f2$: 最大化) とに正の相関、すなわちトレードオフの関係があること、燃焼時間 (設計変数 $v4$) はそれらと直交する、すなわち独立な関係にあること、またそれにより、類似した評価値に対して $v4$ について複数の設計パターンが存在することなどを明らかにした。また Fig.4-10 では、本手法で得られた分岐構造 (Fig. 4-10 左図) に着目した解析を行い、図の上部の分岐領域は、パレート解にならなかった劣解が存在する領域であること、下部の分岐領域は、実行不可能解となる領域であることを解析により明らかにした。

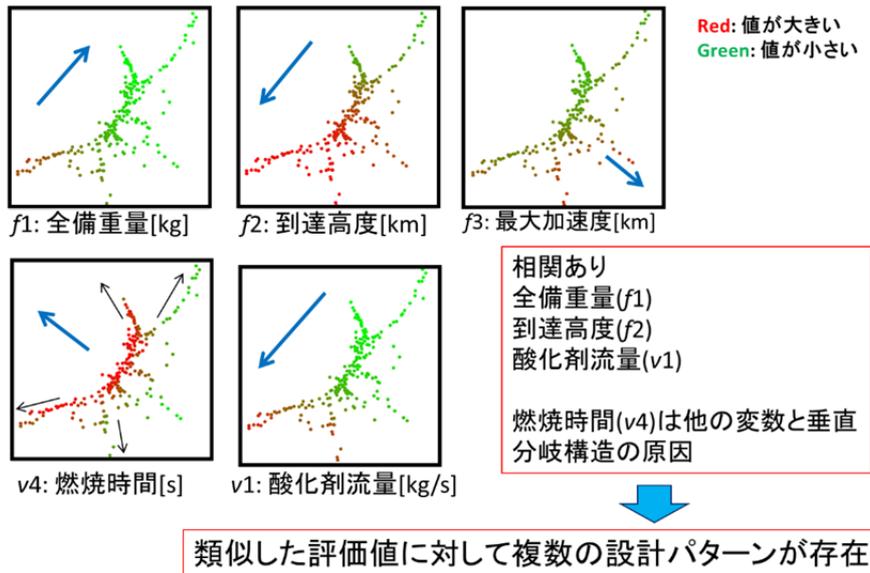


Fig. 4-9 Trade-offs among objective functions and design variables

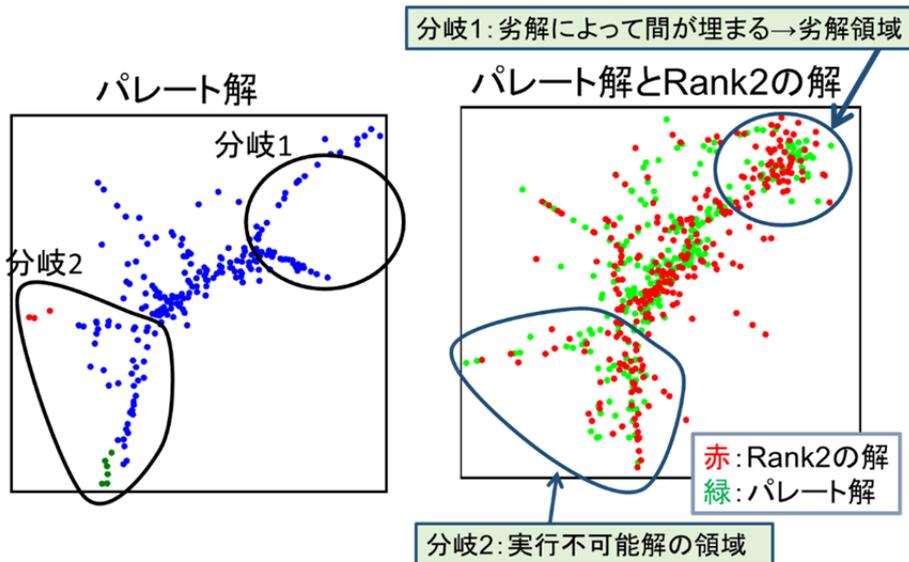


Fig. 4-10 Image of the analysis method of Pareto solutions based on geometric distance

(4-2) JAXA 問題での実証

(4-2-1) ロケット射点形状の空力音響設計

多目的設計探索の大規模設計最適化問題での有効性を実証するため、JAXA において課題となっているロケット射点の火炎偏光板の空力音響設計最適化問題に最初に取り組んだ。この設計最適化問題は空力音響が関連し音波を解析する必要があるため、計算機資源の観点からこれまでは実施することができなかった問題である。京を用いることによりはじめてこの計算が可能になった。

ロケットが打ち上げられる時、ノズルから噴出されるプルームから強い音響波が発生し、その音響波がロケット射点で反射するなどしてロケットフェアリング内にある衛星などの宇宙機を強く振動させてしまう問題がある。このため、宇宙機は高い耐振性を要求され、宇宙機の開発コスト増につながっている。

ここでは、ロケットの空力音響環境の改善にむけて射点形状設計に関する知見を得るために、

LES と多目的進化計算を用いて射点の火炎偏向板形状 (Fig.4-11) の空力音響多目的設計探査を行った (手法の詳細については文献[9]をご参照いただきたい)。

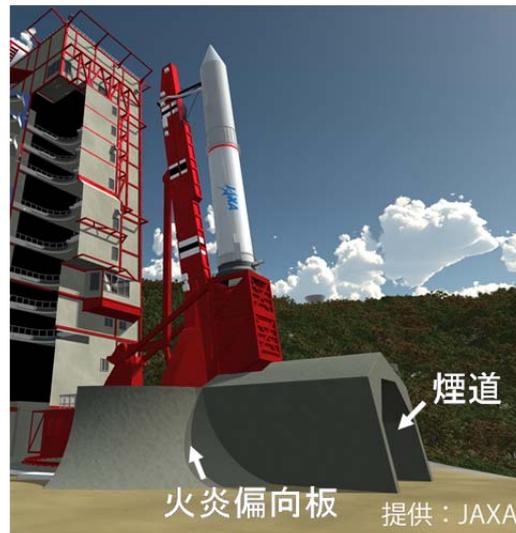


Fig.4-11 Flame deflector

ここでは、打ち上げ直後の音響環境を改善するための指針を得る事を目的として、ロケットが射点からロケット直径 D の5倍の距離にあると仮定する。設計目的は

- (1) ロケットフェアリング付近での全音域音圧レベルの最小化
- (2) 火炎偏向板壁面上の時間平均圧力値の最大値の最小化
- (3) 45度斜め平板からの形状変化量の最小化

の3つである。前述の通り、ロケットフェアリング付近の音圧レベルが低いほうが宇宙機の開発コストが低減できる。また、火炎偏向板壁面上の最大圧力を最小化すれば火炎偏向板の損傷が低減できる。また、3つめの目的関数は火炎偏向板形状がなるべく単純なほど、改修コストを小さくできることを意図している。火炎偏向板の形状は Fig.4-12 に示すように奥行き方向に一定の断面形状を持っていると仮定し、その断面形状を B スプライン曲線を使ってパラメータ化した。設計変数はこの B スプライン曲線の5つの制御点の座標値 (計 10 個) である。ここでは、火炎偏向板形状の音響環境改善への効果を見るため、煙道はないものと仮定する。

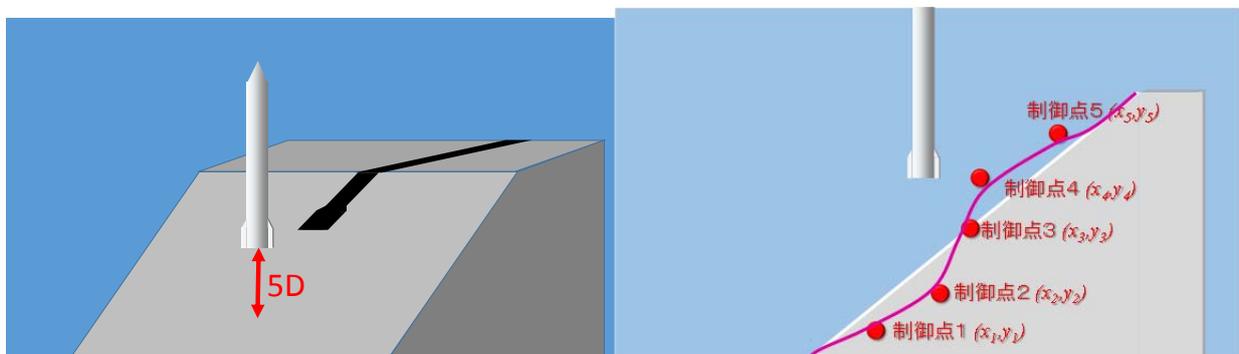


Fig.4-12 Flame deflector model (left) and design parameters (right)

この問題を解くため、50 個体 x 50 世代 = 2,500 の形状の目的関数値を評価した。それぞれの形状の音圧レベルと壁面最大圧力は研究開発課題1で開発された圧縮性流体コード LANS3D を用い、LANS 計算により評価した(Fig.4-13)。つまり、2,500 ケースの LES 計算を行った。高次精度スキームの導入により LES の高速化が図られたが、それでも京コンピュータの 6,500 ノード(京システムの7%)を利用して2週間以上の計算時間を要している。各設計候補の目的関数値評価に LES 計算を用いた多目的空力音響設計探索に成功したのは研究開発者が知る限り、世界で初めてである。

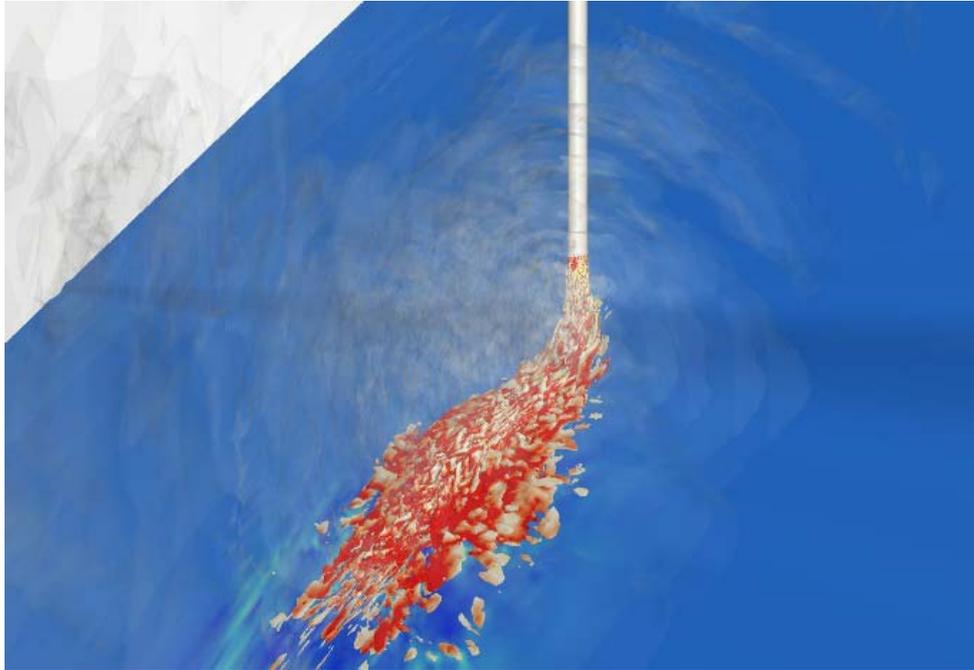


Fig.4-13 Flowfield of one of the Pareto-optimal designs

この計算により、147 個のパレート最適解が得られ、形状変化量最小化と他の2つの設計目的の間に強いトレードオフがあることがわかった。代表的なパレート最適解の形状とその全音域音圧レベルの分布を Fig.4-14 に示す。形状変化量が最小の形状(左上の図)は、ほぼ斜め平板になっており、形状は単純であるが、プルームジェットの衝突点付近から指向性を持った強い音波(i)、(ii)、(iii)が発生していることがわかる。これらはそれぞれ主流ジェットの剪断層から発生するマッハ波、衝突点周りに発生する音響波、衝突点から後流側の超音速流れの剪断層から発生するマッハ波である。全音域音圧レベル最小の形状(右下の図)は、衝突点付近に強い勾配をつけることで衝突点付近から発生する音波を抑制していることがわかる。また、全音域音圧レベルと形状変化量の両方がほどほどに小さい形状(右上の図)は下流側の形状をあまり変化させずに、上流側にバンプをつけることで衝突点付近に勾配をつけ、衝突点付近からの音波を弱めるとともにその指向方向を変えている。このことは、ロケットが比較的射点に近い時には、衝突点付近の勾配を大きくすることが全音域音圧レベルの低減に重要であり、下流側の壁面形状を工夫することでさらに音響環境を低減することができることを示唆している。この研究で得られた知見はイプシロンロケットの射点形状の改修や H-III ロケットの射点形状の設計に活かされていくと期待される。

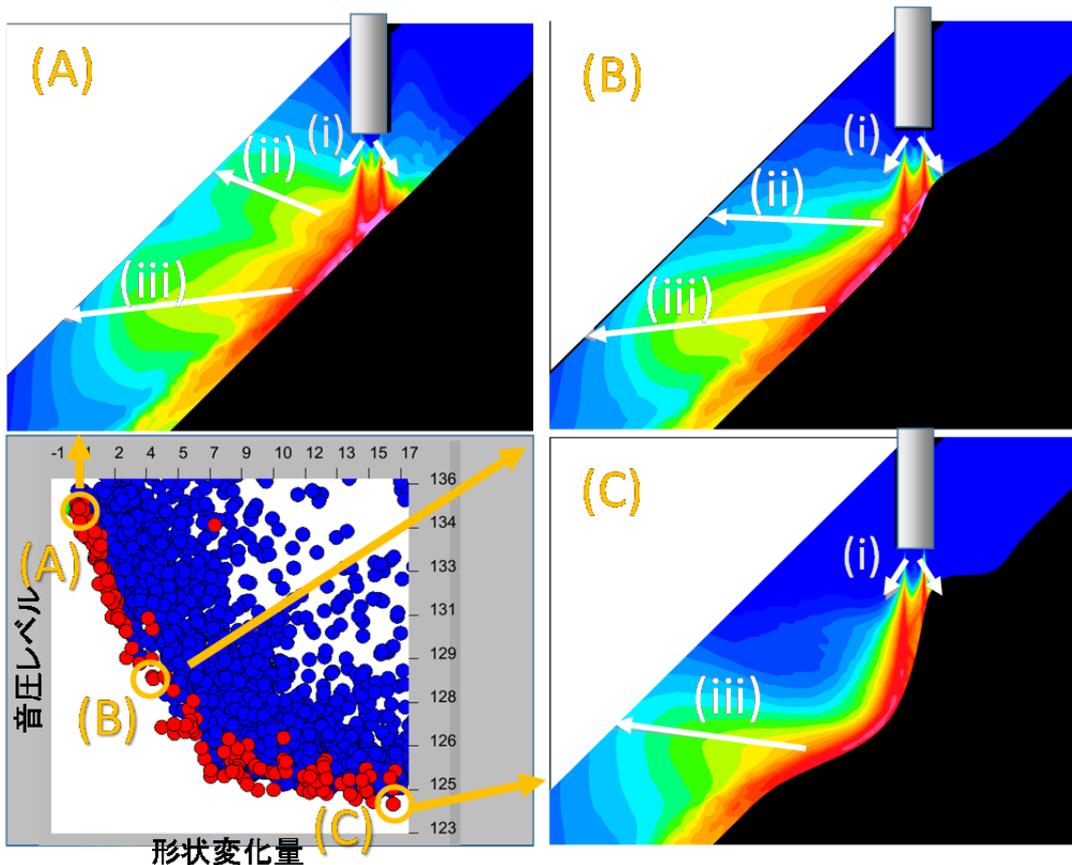


Fig. 4-14 Shape and sound pressure level distribution of some Pareto-optimal designs

(4-2-2) 深宇宙探査ミッション DESTINY の軌道設計

DESTINY ミッションは、将来の深宇宙探査技術の鍵となる大型イオンエンジン(large-scale Ion Engine System、IES)や薄膜軽量太陽電池パネル等の先端技術の工学実験を行うことを目的としたミッションである。DESTINY の一般的な軌道プロフィールを Fig.4-15 に示す。それぞれ、1) イプシロンロケットによる長楕円軌道投入、2) イオンエンジンによる月までの遷移(月遷移フェーズ)、3) ハロー軌道への投入を表す。ここでは2)の月遷移フェーズでの軌道プロフィールの最適化を考える。後述するように目的関数は月遷移フェーズのみでも 4 つ以上となるため、従来の多目的設計探査手法ではこの設計最適化問題をとくことは難しかった。ここでは、本研究開発課題で新たに開発した多目的進化計算アプリ Cheetah を適用し、その有効性の検証を行った。

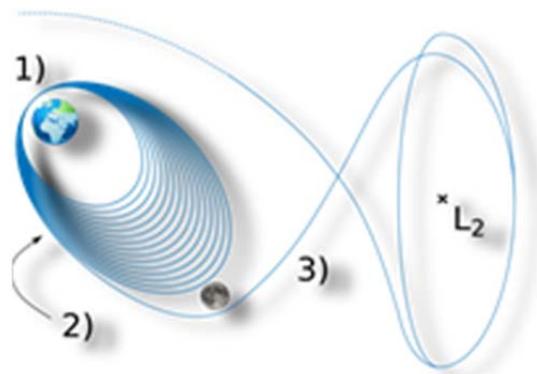


Fig. 4-15 DESTINY mission profile

月遷移フェーズにおいては、より少ない燃料で、かつ、なるべく短期間で月に到達するのが望ましい。一方、放射線環境が厳しいヴァンアレン帯を通過することによる太陽電池パネルの劣化を最低限に抑える必要がある。また、地球の影に入っている間は、電力をバッテリーでまかなわなければならないため、日陰時間もできるだけ短くする必要がある。よって、ここでの目的関数は次のように定義される。

1. イオンエンジンの噴射時間最小化(燃料を少なくする)
2. 飛行時間最小化(燃料を少なくする)
3. 近地点高度 5,000km への到達時間最小化 (ヴァンアレン帯の内帯を通過する)
4. 近地点高度 20,000km への到達時間最小化 (ヴァンアレン帯の外帯を通過する)
5. 最長日陰時間の最小化 (バッテリーサイズ、重量を小さくする)
6. 初期重量の最大化(搭載できるペイロード、装備を増やす)

ここでは、DESTINY の軌道プランを2つのフェーズに分ける。第一フェーズでは近地点高度を大きく上昇させヴァンアレン帯を早く通過させる。第二フェーズでは、遠地点高度を上昇させるための戦略をとる。このとき、軌道プロファイルは次の5つのパラメータで定義される(Fig.4-16)。

すなわち、

1. 伝播開始日時(s)
2. 近地点上昇から遠地点上昇への切替日(date)
3. 遠地点高度上昇のためにイオンエンジンを噴く真近点離角の範囲(deg.)
4. 近地点高度上昇のためにイオンエンジンを噴く真近点離角の範囲(deg.)
5. 宇宙機の初期質量(kg)

である。

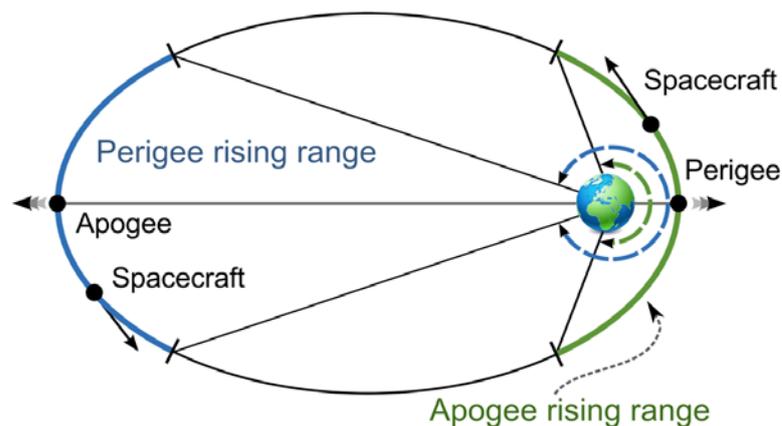


Fig. 4-16 Design parameters of DESTINY trajectory design optimization problem

軌道計算には内製のシミュレータを用いた。多目的進化計算には、Cheetah (ROI は非優劣ソート) を用いた。個体数を 960 とし、200 世代の計算を行った。総評価回数は 19,200 回である。1 評価にかかる時間は FX10 の 1 ノードを用いて約 5 分で、この計算で要した総計算時間は FX10 上で約 1,600 ノード時間積である。

最適化の結果、18,464 個のパレート最適解が得られた。パレート最適解の分布を Fig.4-17 に示す。図の横軸はイオンエンジン噴射時間(左に行くほど良い)、縦軸は飛行時間(下に行くほど良い)、色

は近地点高度 20,000km への到達時間(白になるほど良い)、プロットサイズは最長日陰時間(小さいほど良い)を示す。このように可視化することで、イオンエンジン噴射時間と飛行時間には強いトレードオフ関係があることなどが明らかになった。また、従来の設計最適化手法では見つけることが出来なかった、最大日陰時間が1時間以下の軌道解を、多数発見することに成功している。Fig.4-18 は最大日陰時間が 1 時間未満の解の分布である。これらの解の噴射開始時間は年末・年始に集中していることが本計算により初めて明らかになった。これらの結果から、本研究開発課題で開発された多目的設計探索手法が、多数の目的関数を持つ実設計問題において有効であることが示された。

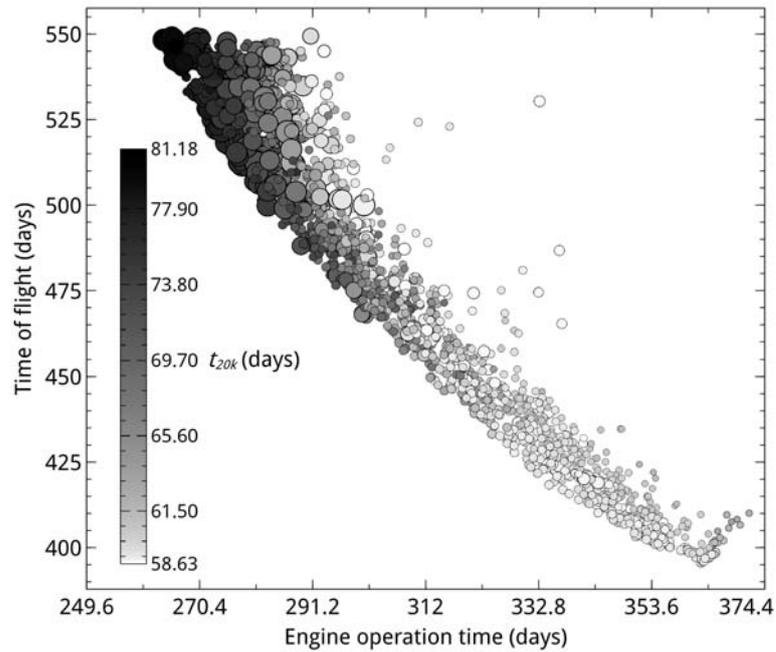


Fig. 4-17 Distribution of Pareto-optimal designs

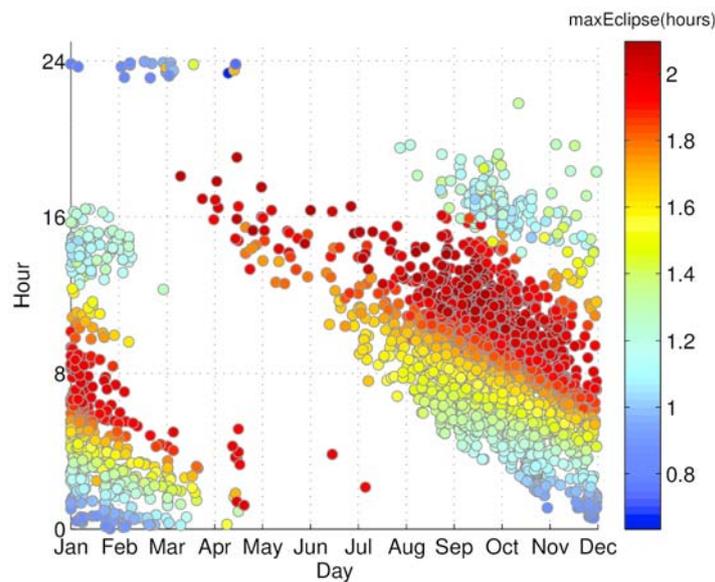


Fig. 4-18 Pareto-optimal designs with maximum elapse time of less than one hour

ここで得られた知見は DESTINY ミッション設計において非常に重要な知見であり、ここで得られた知見をもとにさらなるミッション検討が現在進められている。また、DESTINY の軌道設計多目的設計探査により有益な知見を得ることに成功したことから、イプシロンロケットの軌道設計にも多目的設計探査を導入する試みが現在なされている。これをきっかけにして JAXA 全体で多目的設計探査技術が認知され、ミッション検討や宇宙機の研究開発が効率化されていくことが期待される。

(4-3) 分野4他課題の設計問題での実証

(4-3-1) プラズマアクチュエータの空力多目的設計探査

研究開発課題1の報告に記述されているとおり、DBD プラズマアクチュエータは翼周り等流れの剥離制御に有効であることが知られている。研究開発課題1では、NACA0015 翼についてレイノルズ数 $Re=63,000$ における流れ剥離直後の迎角(12 度)について、プラズマアクチュエータの各種設計パラメータを振ったパラメトリックスタディが行われ重要な知見が得られている。

研究開発課題1では、さらに大きく流れが翼表面上から剥離した条件(迎え角 16 度)についても検討が進められたが、12 度の場合に比べてプラズマアクチュエータの効く条件が狭くなるため、パラメトリックスタディでは十分な検討が出来ないであろうと考えられた。そこで研究開発課題1と連携し、多目的設計最適化を用いて迎角 16 における DBDPA の効果について検討を行うこととした。

ここで考慮するプラズマアクチュエータの設計変数は投入電力 DC 、バースト比 BR 、プラズマアクチュエータ翼弦長方向位置 x 、無次元バースト周波数 F^+ である。目的関数は翼の揚力係数 CL の最大化、抵抗係数 CD の最小化、 CL の時間変動量 CL_{dev} の最小化、投入電力 DC の最小化である。

流体シミュレーションは研究開発課題1で開発された LANS3D を用いて実施した。1つの流体計算に使われる計算格子の格子点数は約 2 千万点である。このような大規模な計算を多数ケース実施することは京コンピュータクラスのスーパーコンピュータの使用によって初めて可能となったと言える。京コンピュータで計算を行うに当たってはその高い並列性能を生かして高速で計算を行うために 2 千万点からなる格子を 388 個の格子に分割し、1 ノードに対して 1 格子を割り当てて計算を実施した。ノード内では 8CPU を用いて共有メモリ型並列化を行うことにより更に高速化を行っている。過去に行われた検討の結果として、制御がうまくいっている場合は 4 フロースルー程度で速やかに付着流れに遷移することが分かっているため、全体として 12 フロースルーの計算を実施し、8 フロースルー目までは準備計算とし、9~12 フロースルーの結果を用いて目的関数値を評価した。12 フロースルーの計算は主反復 30 万回、各反復で 5 回の副反復を行うため、全体として 150 万回の反復計算を行った。前述のとおり 388 個の格子に分割されているため各格子は約 6 万点の格子点を持っている。6 万点に対する 150 万回の反復計算は京上で約 10 時間を要する。つまり、一つの個体に対する評価に $388 \text{ ノード} \times 10 \text{ 時間} = 3,880 \text{ ノード時間積}$ の計算量を要した。

各世代の個体数は 52 個体とし、25 世代進化させた。進化計算では同じ世代に属する個体の評価は互いに独立であるため 52 個体の評価は同時に実行可能である。前述のとおり 1 個体の評価に $3,880 \text{ ノード時間積}$ の計算量を要するが 1 世代当たり $52 \times 3,880 \doteq 20 \text{ 万ノード時間積}$ の計算は並列で実行可能であり、待ち時間を無視すれば最短で 10 時間で 1 世代の評価が可能である。このように、京コンピュータのような高度に並列化されたシステムは、進化計算のように独立な評価を多数実行するような計算に向いており、またこのような多量の計算資源を同時に使用して行う計算は京コンピュータのような大規模計算機の実在によって初めて可能となったものである。総計算量は $20 \text{ 万} \times 16 = 540 \text{ 万ノード時間積}$ であった。

この多目的最適化計算により得られたパレート最適解の翼まわりの流れ場を Fig.4-19 に示す。

Fig.4-20 には得られた解の分布を散布図行列の形で示す。ここで、●がパレート最適解(非劣解)、○が劣解であり、DC の値によって色付けしており青が DC=10、赤が DC=160 である。この図から、高迎角条件において、DC が小さい場合(紫色の点)は CL と CD の両方を改善するのは困難であるが、CL のみを改善することは可能であることが明らかになった。

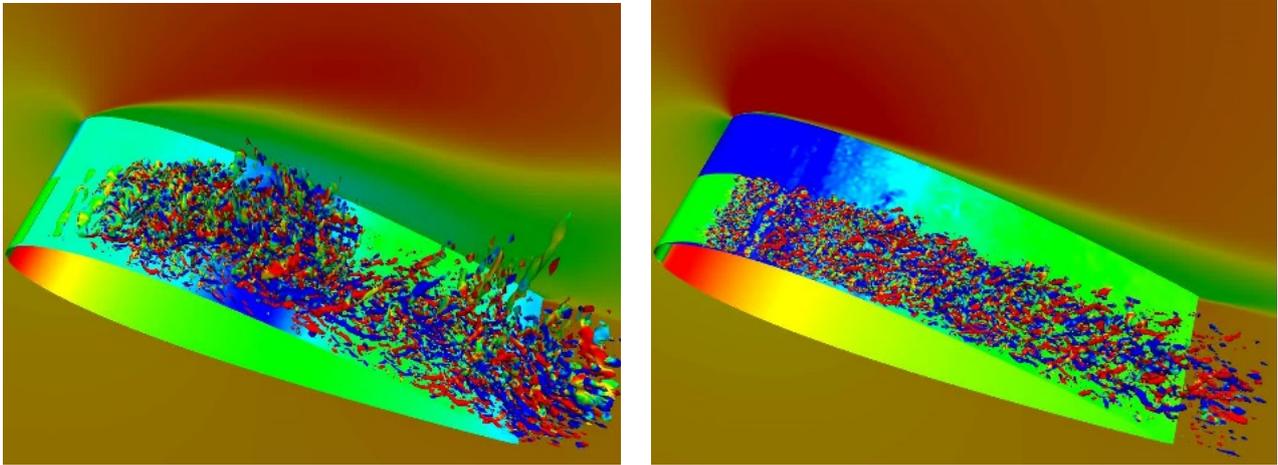


Fig.4-19 Flow field around the NACA0015 airfoil controlled by DBD plasma actuator.

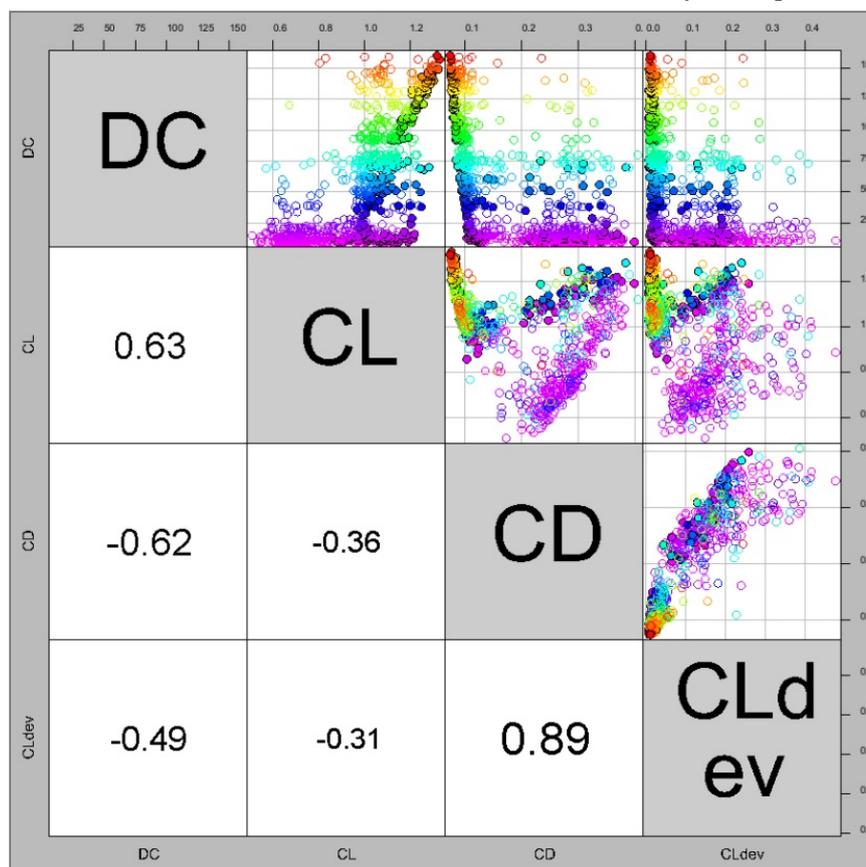


Fig.4-20 Distribution of Pareto-optimal designs of the plasma actuator design optimization problem.

(4-4) 企業の設計問題での実証

(4-4-1) 複数の車両構造の同時多目的設計探索

近年、環境規制(燃費など)の強化、衝突安全意識の高まり、顧客ニーズの多様性、新興国のモータリゼーションなど自動車業界を取り巻く環境は劇的に変化している。さまざまな顧客ニーズのな

かでも、自動車設計で特に重要視される自動車の燃費の向上には、エンジンの改良に加えて自動車の車体構造の軽量化が重要な要素である。

一方、顧客ニーズの多様性や新興国へのビジネス拡大のため、今後の自動車生産においては多品種大量生産が必須となる。しなしながら、従来の個別開発生産手法では開発・生産コストが増大する。このことから、複数の異なる自動車で共用できる部品点数を増加させる新しい設計開発手法が求められている(Fig.4-21)。

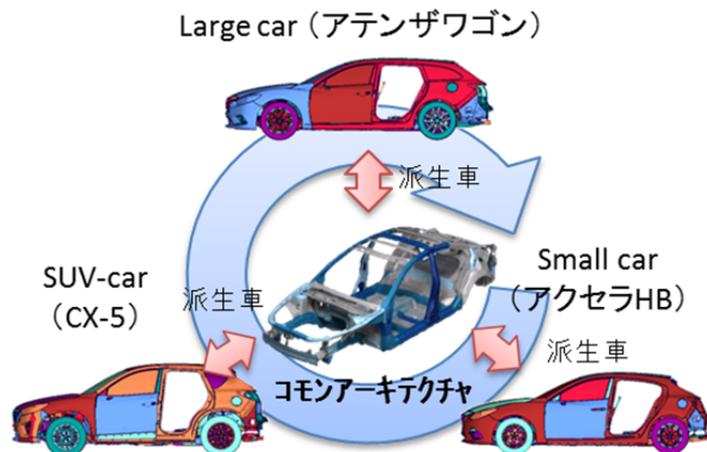


Fig. 4-21 Simultaneous design optimization of multiple car models

また、これまでは企業内の計算資源レベルで車両の衝突性能評価を行うため、応答局面法と呼ばれる近似モデルを用いてきたが、衝突性能は強い非線形性を持つため十分な精度を得ることができず、設計最適化を実施しても、最適な設計にたどり着くことができないことがあった。

また、マツダ株式会社では、応答曲面法を用いて複数の性能(衝突性能、静粛性や乗り心地など)を満足しながら最軽量な構造仕様を導出する最適化システムを構築し、車体重量の低減に成功しているが[10]、応答曲面法を用いる場合、強い非線形性を持った性能においては近似誤差が十分に小さい応答曲面を推定することは難しい。よって、応答曲面上を進化計算等の最適化アルゴリズムを用いて探査する場合、その探査解が最適解かどうか、試行錯誤の検証が必要になるという課題があった。

これらの自動車業界におけるニーズにこたえ、自動車設計開発手法を革新するため、マツダ株式会社、社団法人自動車工業会および富士通株式会社と協力し、HPCI 戦略プログラムで開発した多目的設計探査手法と京コンピュータを用いた自動車車両設計最適化システムを構築し(Fig.4-22)、実証計算を行った。この設計システムでは、はじめに初期設計群を作成し、目的関数である車両重量および共通部品点数を評価する。つぎに、制約条件である車体ねじり剛性および低周波振動モードを評価する。衝突性能は構造解析ソフトウェア LS-DYNA を用いて評価する。この衝突計算は計算負荷が高いため、スーパーコンピュータ「京」上で計算を行う。これらの目的関数値および制約条件値をもとに新しい設計候補群を Cheetah のアルゴリズムにより作成し、同様に目的関数値や制約条件値を評価する。このプロセスを繰り返すことにより非劣解群を得る。非劣解が得られた後は、宇宙航空研究開発機構が開発した散布図行列ソフトウェア iSPM などを用いて得られた非劣解群の設計変数値、目的関数値や制約条件値を分析し、車体重量最小化および共通部品点数最大化に向けた設計指針を導き出す。

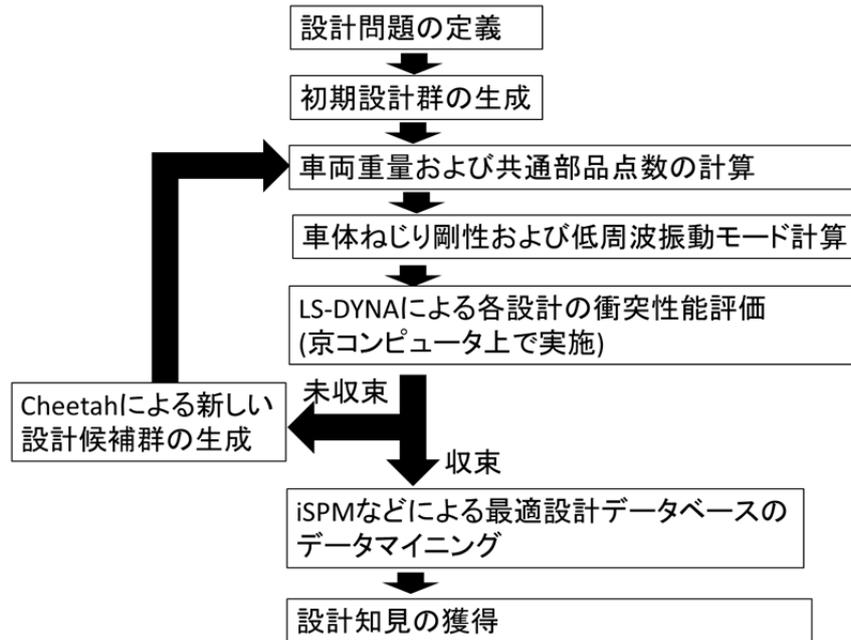


Fig. 4-22 Flowchart of simultaneous design optimization of multiple car models

実証計算は、マツダ株式会社が開発したアクセラハッチバック、アテンザワゴン、CX-5 を設計対象車種とした。3車種の合計車両構造重量の最小化および 3 車種の共通部品点数の最大化を設計目的とする。設計変数は 3 車種・74 部品の板厚であり、合計の設計変数の数は 222 になる(Fig.2-23)。最適化の探索範囲としては各車種の初期板厚の±0.3mm、すなわち、0.6mm の空間を設定する。制約条件は4つの衝突形態における衝突性能、車体ねじり剛性、低周波振動モードであり、3車種合計で45の制約条件がある。

なお、多目的設計最適化のオペレータや車両構造重量計算・共通部品点数計算、車体ねじり剛性・低周波振動モード計算は計算時間をほとんど必要としないためローカルコンピュータで計算を行い、多大な計算コストを必要とする衝突性能評価計算のみ京コンピュータ上で行う。LS-DYNA による衝突解析は 1 ケースあたり 16 ノード(128 コア)で実施し、平均計算時間が約 20 時間になるようにした。1 つの設計候補あたり 12 ケース(3 車種 x4 衝突モード)の衝突計算が必要であるため、1 つの設計の衝突性能評価に 192 ノード(1536 コア)を利用した。1 世代あたりの集団サイズが 48 の場合は 9216 ノードの並列計算になり、これはスーパーコンピュータ京の全システムの 10%以上を利用したことになる。27 世代目までの計算には約 500 万ノード時間積(使ったノード数と計算時間の積)を必要とした。これは1ノードで計算した場合、約 570 年かかる計算量である。なお、原因が不明であるが LS-DYNA による衝突計算が3割程度の確率で発散終了してしまう不具合があり、発散終了してしまった衝突計算については再度計算を実施し、それでも発散終了してしまう場合は不適切な設計と見なすことにした。よって、実質の集団サイズは指定した集団サイズよりも若干小さくなってしまっていることに注意が必要である。