

極超音速平板ランプ空力加熱対応風試の不確定性評価

穂積弘一* 小山忠勇*

Uncertainty Evaluation of Hypersonic Aerodynamic Heating in Tunnel to Tunnel Tests Using Flat Plate with a Compression Ramp

by

Koichi HOZUMI*, Tadao KOYAMA*

ABSTRACT

To evaluate the data uncertainty attributed to hypersonic heat transfer measurement technique, cooperative heat flux measurement tests on the flat plates with compression ramps using infra red (IR) cameras are conducted in the NAL 1.27m and ONERA/S4MA hypersonic wind tunnel at Mach number 10. Efforts to examine the main factors affecting data accuracy in IR thermography tests and to evaluate and minimize IR heat flux data uncertainty during the cooperative test campaign were described. The final tunnel-to-tunnel comparison results and comparisons of the heat flux with the flux obtained from other sensors showed that the test data are high quality of within 3 to 5% uncertainty. This result shows the adequacy of tunnel flow qualities and testing techniques in both tunnels. Examination study in the present cooperation for the initial discrepancy between experimental and computational results showed the importance of understanding of flow phenomena or appropriate modeling of the physics, i.e., importance of interaction between computational and experimental fluid dynamics in CFD code validation study.

1. まえがき

空力加熱試験データの誤差量を正しく評価し、その信頼性を確認することは HOPE 等の往還機の熱・空力設計のために極めて重要である。このため、航技研極超音速風洞では、この 10 年間、空力加熱測定誤差低減の努力を行っている。その一環として、共同研究により ONERA/S4MA 風洞との間で平板ランプ模型を用いた対応風試を行ってきた。ここでは、得られた一連の風試データの比較・検討に基づいた空力加熱率測定の不確定性評価について述べる。

ここでは、特に、本対応風試の一環である CFD 計算と対応風試データの比較において明らかになった両者の不一致に対する原因解明の結果について述べる。即ち、測定量と関わる物理的現象の理解と測定量の物理的諸量への依存性の把握が、実験を行う側にとって、通常の定められた手法による誤差評価^{1, 2)}に加えて、不確定性評価のために極めて重要であるばかりでなく、CFD コードの検証を行う際にも必須であることを示す。

2. 対応風試の目的・意義：

対応風試は主に次のような場合に行われてきた。

- a) データ使用者側が航空機開発等のプロジェクトの遂行上必要とする時
- b) データ提供側（風洞側）が風洞の能力・誤差量等

* 航空宇宙技術研究所 (National Aerospace Laboratory)

を他風洞との比較によって客観的に評価する必要がある場合

a) の場合は、機体の開発のために設計者が風洞データを利用する際に、取得データの信頼性（誤差量）を評価し設計に生かすために行われる。この様な開発プロジェクトにおいて行われた対応風試のデータは実飛行データとの比較が出来るため、貴重なデータとなる。シャトル開発に際しては、多くの風洞試験が行われ、その結果の風洞間誤差量が定量的に整理され、空力誤差データベース（トレランス）として、シャトルの熱・空力設計、飛行経路設計のために役立てられた。

また、エアバス開発当初には、機体抗力の風洞間誤差を低減し、機体抵抗の評価を必要とする精度内で行い得るようになるため、風洞間誤差の要因追求と低減を開発のために使用する風洞間で行った。

b) の場合の対応風試は、風洞側でも自らの風洞の風洞能力、試験技術能力を把握する必要がある場合しばしば行われる。風洞間データの違いには、風洞気流の質や計測技術/計測システムに起因するデータの不確定性と風洞固有の支持系等の干渉による不確定性に起因する違いが含まれ、風洞間データの違いが大きい時は原因究明と誤差低減の努力が行われる。これらの良く吟味された対応風試データは CFD コードの Validation のためにも有用なデータとなる。

3. 本対応風試の概要

空力加熱試験データは極超音速機の熱設計上重要であるが、その値については大きな誤差量を伴うと考えられてきた。そのため、極超音速風洞における空力加熱データの客観的評価とその誤差の低減により、より信頼性の高い空力加熱データを HOPE 開発等に提供出来るようにする目的で、1995 年より稼動を開始した航技研 1.27m 極超音速風洞では、その性能・サイズの近い ONERA/S4MA 風洞との間で赤外カメラを用いた空力加熱計測法評価のための共同研究を始め、一連の対応風試を行った^{3), 4)}。
対応風試実施の経緯: 対応風試は 2 期に渡って行われた。第 1 次試験では ONERA 側では、高迎角試験で、スティング干渉の影響があり、航技研側では気流中の水分の影響があった。そのため、低迎角試験に於いても両風洞間データには 10% 程度の差があり、不十分な対応風試結果となった³⁾。CFD 計算結果も、後述の理由が重なり、不十分な一致しか得られなかった。

このため、双方で、支持法・射出方法の変更、水分除去システムの整備等の対策を行い、第 2 次試験を実施した。また、CFD との比較における不一致についての原因を追及するため、追加の試験を航技研側で行った。

試験内容: 対応風試は、15 度のランプ角を有する同一平板ランプ模型 (図 1) を用い、鈍頭度、迎角をそれぞれ鈍頭度 $r_n = 0.3, 3, 6, 12 \text{ mm}$ および迎角 $\alpha = 0, 15, 20, 30, 35$ 度に変えて、淀み点圧力 $P_0 = 25, 60 \text{ bar}$ 、淀み点温度 $T_0 = 1100 \text{ K}$ で行った。図 1 の平板ランプ形状はコーナ周りの剥離流の大きさや加熱量の大きさ等が風洞気流の違い等に敏感で、両風洞の気流の質の違いを感度高く計測出来るとして選択した。

加熱率測定には、赤外線カメラによる風下側加熱分布測定を主にを行い、比較検討のためのセンサによる測定も同時に行った。

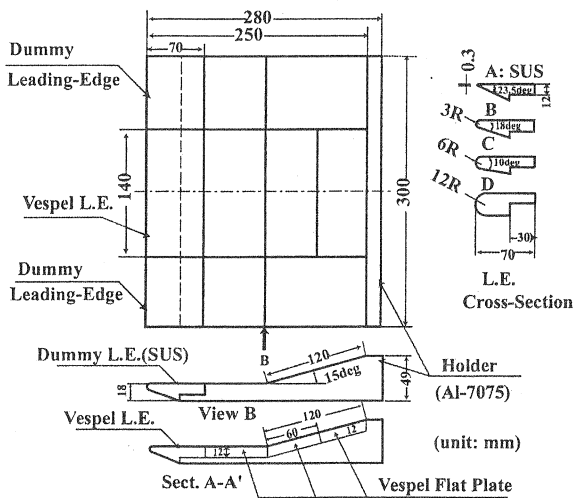


図 1 供試模型

空力加熱測定誤差の要因の検討、低減策

対応風試実行に際しては、主要な、大きい影響を与える要因について、それらを成るべく小さくするための検討・対策を行いつつ試験を進めた。

空力加熱風洞試験データの主要な誤差要因には、

- 1) 熱伝達率導出に必要な物性値等の不確定性。
- 2) 各測定法の測定時に生ずる不確定性。
- 3) 試験気流や模型周り流れ場の熱・空力現象に起因する不確定性が考えられる。

誤差要因 1) の不確定性については、風洞間誤差を見極めるため、妥当と考えられる共通値を双方で使用した。

① 断熱壁温度を正確に決められないため、誤差への影響を同じにするため、淀点温度を熱伝達率導出時に使用した。また、②物性値、特に熱伝導率、熱拡散率の不確定性及びそれらの温度依存性の効果についての評価を行うため、共通の測定値を使用した。

誤差要因 2) についての検討は NAL/ONERA でそれぞれに行なった。模型投入時の主流周り Shear Layer による測定誤差を無くするため、NAL/ONERA とも高速射出装置により投入時間 0.2 秒で投入した。

赤外加熱率測定では、模型表面の輻射率、加熱開始時の温度 (初期温度)、加熱開始時間の違いが大きな誤差を与える⁵⁾。NAL 側では、輻射率の校正や初期画像による初期温度の記録、射出装置に設けた数箇所のトリガーセンサによる適切な加熱開始時間の決定により誤差低減を計った。

また、センサ計測では、センサへの熱の流入・流出 (表面付近の横方向への熱伝導の影響) が大きな誤差源となるため、センサの装着には十分注意して試験を行った⁶⁾。

誤差要因 3) の内、気流の質・校正精度の吟味 (マッハ数校正値及びその誤差の評価) はそれぞれの風洞で十分に行われていることを前提に対応風試を行った。航技研側では、稼動開始当初に明らかとなった気流中の水分については、その除去対策を行った。水分対策後に風洞気流校正試験を行って、淀み点圧力 60, 40, 25 bar, 淀み点温度 800℃の時の詳細なマッハ数分布を求めている。

4. 対応風試における誤差評価

IR データの評価

共同研究では、赤外線カメラによる加熱率測定法の評価に重きを置いて行った。赤外映像データ (IR データ) の信頼性チェックのため、航技研側で、予め、対応風試データの評価の一環として、赤外線カメラ及びカロリメータ / 同軸ゲージ / ガルドンゲージによる取得データ比較を行い、各データ間で 5% 以内の誤差であることを確認した⁶⁾。図 2 に比較の一例を示す。

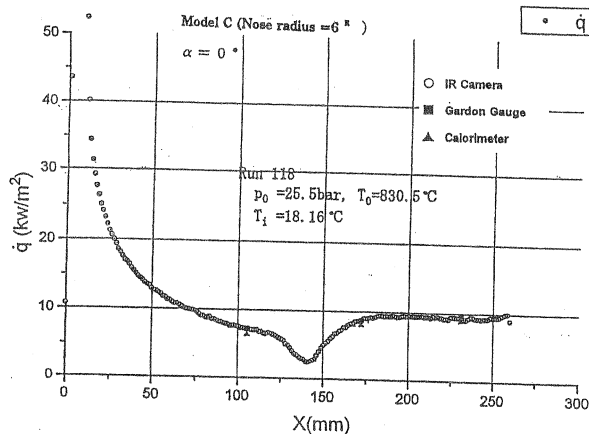


図2 IRデータと加熱センサデータの比較

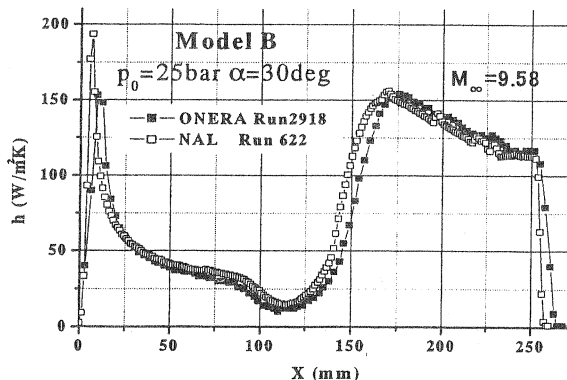
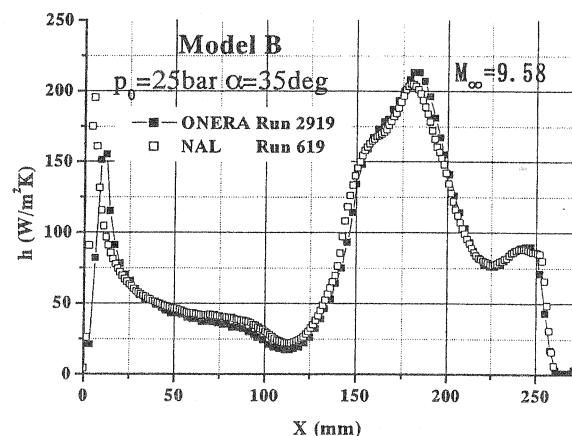


図3 NAL/ONERA 平板ランプ加熱率分布比較

対応風試による比較結果：

上述の対策を行った第2次対応風試では、両風洞の取得データは良好な一致が得られ、両風洞の試験法と風洞気流の信頼性が確認出来た。図3に比較結果の例を示す。

両風洞データの比較では、全ての試験ケースで期待以上の一致が得られ、両風洞で、共通して使用している測定熱物性値や断熱壁温度の代わりに淀み点温度を使用していることによる誤差が大きく無い限り、加熱量の計測値の信頼性は高

く、総合的誤差は、他のセンサ計測値と良く一致していることから、3~5%以内の誤差であると考えられる。

5. 数値計算との比較検討

5.1 CFD との不一致とその原因追及

共同研究では、CFDコード検証のため、試験条件に合わせて行った2次元層流計算結果と試験結果との比較も行った。第2次対応風試結果でNAL/ONERAの間で良好な一致が得られたにも拘わらず、CFD計算との比較では、NAL/ONERA双方の計算とも、実験と満足のかよく一致は得られなかった。

このため、風試データ信頼性を更に確認するため、シュリーレン観測結果との比較等による流れ場の解析を行った。Shock-polar 図による解析から推定した複雑な干渉流れ場は取得した加熱分布と良い整合性を示した⁴⁾ (図4, 5)。

また、第1次試験で行った荒さ試験結果の検討を行い、圧縮コーナ部で遷移が起こった時の加熱分布の変化を調べた。模型先端から2mmの位置に高さ0.3mmのroughness bandを付加した時の遷移試験では、図6に示す様に、ランプ上流の平板部では加熱分布、剥離領域の大きさが荒さの有無で変わらないが、再付着後のランプ上の加熱は荒さのある時高い加熱率を示し、流れが遷移していることを示している。

更に、流れ場の情報を得るため、追加のオイルフロー試験によって、3次元流れが起きているかを確認した。その結果、鈍頭度が小さく迎角も小さい場合は表面流線は流れ方向に直線ではほぼ流れの2次元性が保たれるが、図7に示す様に、迎角と鈍頭度が増えるにつれて、平板部で流線の外向き流れが観測され、3次元流れ効果が大きくなることが確認された。

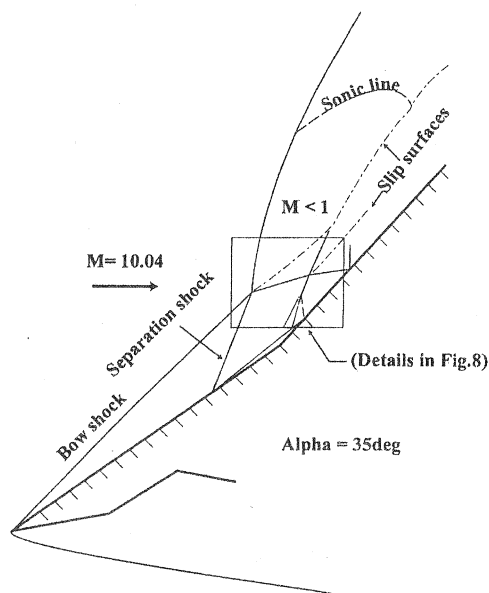


図4 高迎角平板ランプ周りの干渉流れ (P0=25bar, T0=1100K)

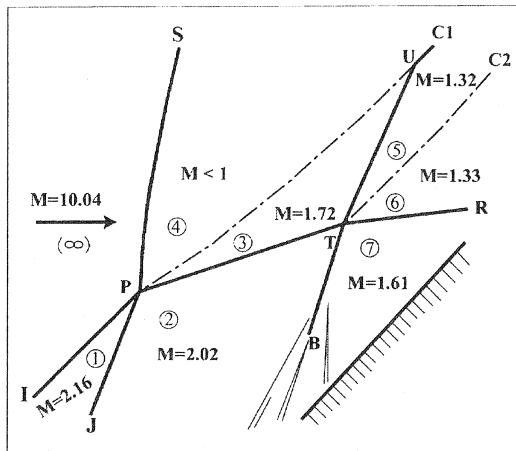


図5 干渉流れの詳細図

これらの結果から、実験と CFD 結果の不一致の原因として、

- 1) ランプ周りの剥離流の再付着後方では、流れが遷移しているかまたは乱流になっている。
 - 2) 鈍頭模型の高迎角時の流れは 3次元流れである。
- ことが原因と推測出来た。

これらの結果に基づいて、追加の計算として、NAL 側で試験条件にあわせた 3次元流れの計算を行った。3次元流れ計算で、コーナ部以降で遷移を強制的に起こさせた場合、実験で得られた衝撃波形状に極めて近いことが分かった^{4,7)}。

加熱率分布も、実験とは完全に一致しないが、妥当なかなり近い値を示した。再付着時の遷移現象、鈍頭・高迎角時の 3次元流れが、高迎角平板ランプ周りの干渉流れと加熱率分布に大きな影響を与えていることが明確となった。

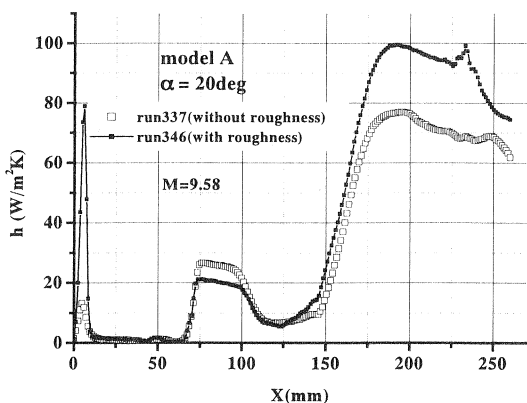


図6 遷移試験の加熱率分布

5.2 誤差評価、CFD 計算における物理現象理解の重要性

物性値の影響の評価・検討

航技研で赤外映像法試験に用いている模型材料

vespel®の物性値は温度依存性が高いことから、その加熱量への影響を調べる必要がある。また、同軸センサ計測では模型とセンサの材質が異なることによる測定誤差が生じることが示されている⁸⁾。このため、クロメル製平板にクロメルジャケットの同軸熱電対を装着した模型による加熱率測定試験を行い得られたセンサ計測データと赤外カメラデータとの比較を行った⁹⁾。

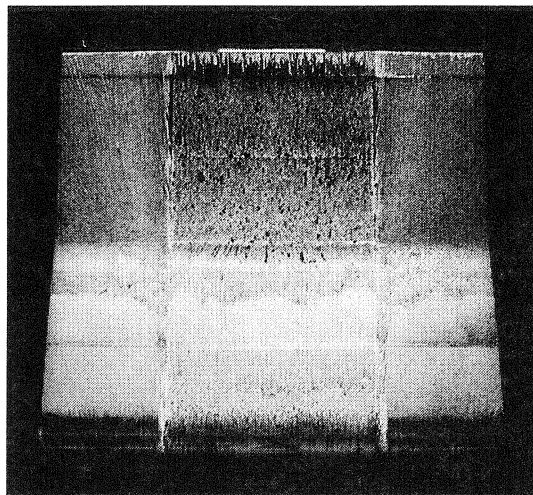


図7 オイルフロー観測結果・3次元性の確認
($R_n=12\text{mm}$, $p_0=25\text{bar}$, $\alpha=35^\circ$)

物理的パラメータによる整理 (依存性の把握)

赤外データとの結果の比較を図8, 9に示す。図8は鈍頭度 $R_n=12\text{mm}$ の模型について、迎角0度、淀み点圧力 $P_0=25, 60\text{bar}$ 、淀み点温度 $T_0=1000\text{K}$ の試験結果を、熱伝達係数 $h (\equiv q/(T_0-T_w))$ で整理したもので、図9は Stanton 数 $St (\equiv h/\rho u C_p)$ を粘性干渉パラメータ ($M/\sqrt{Re_\infty}$) と壁温 ($S_w=1-T_w/T_0$) の依存性を考慮して整理したものである。

図8に示すように、淀み点圧力 25bar と 60bar の加熱分布は同じ様に見える、一見では違いが判らない。1次試験の比較では、熱伝達係数 h の比較だけでランプ部の加熱量を評価したため、CFD と実験値の不一致を明確に説明することは難しかった。一方、図9は加熱量の粘性干渉パラメータと壁温比への依存性¹⁰⁾を考慮して整理した結果であり、ランプ部では赤外カメラによるデータとクロメル平板上同軸ゲージセンサによるデータが一致しており、正しく加熱量の粘性干渉パラメータと壁温比 T_w/T_0 への依存性が評価されていると考えられる。ランプ部の加熱レベルの違いは明確に層流と乱流の違いであることを示していると考えられる。

計測システムや計測器、風洞気流校正に含まれている誤差量を把握し、その低減の努力を行う事の重要性は言うまでもないが、本対応風試データの検討から、計測システム等による誤差評価と共に、上述の様に、データの物理的パラメータへの依存性を踏まえた誤差評価を行う

ことが必要で、このことが熱・空力データの評価において本質的で重要であることを示している。

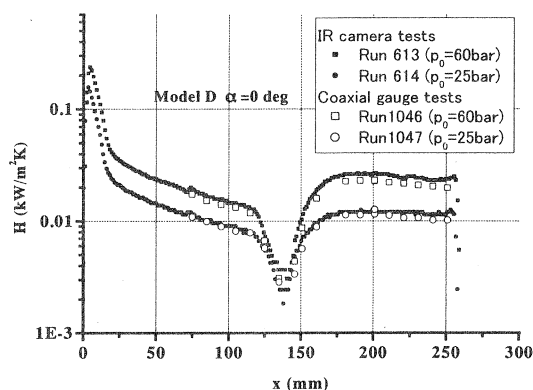


図8 クロメル平板データとの比較1

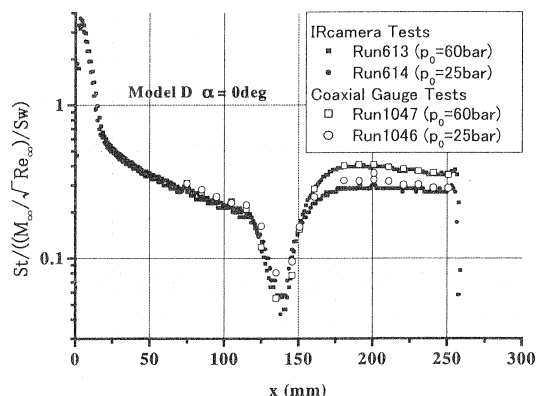


図9 クロメル平板データとの比較2

6. あとがき

NAL/ONERA 共同研究による平板ランプ空力加熱対応風洞試により得られた極超音速風洞データは、全体的な風洞間誤差が3~5%程度以下の良好な一致を示した。これから、主流量の不確定性の影響(気流の校正精度)と空力加熱計測技術に起因する誤差は充分小さいことを確認した。

また、CFD計算と取得風洞データの比較に於いて示された実験値と計算値の不一致の原因を明らかにする検討を行い、不一致の原因がランプ周り剥離流の再付着後の乱流遷移と模型の鈍頭度と高迎角流れによる流れの3次元性に起因することが分かった。本実験の様な単純形状であっても流れの剥離や衝撃波干渉を伴う複雑な流れにおいては気流の熱・空力現象を理解すること、測定量の流れパラメータへの依存性を明確にすることが、測定量の不確定性評価と誤差低減に対して重要であることを示した。

参考文献

- 1) "Quality Assessment for Wind Tunnel Data Testing," AGARD-AR-304, July 1994.
- 2) "Assessment of Wind Tunnel Data Uncertainty," AIAA S-071-95, 1995
- 3) K.Hozumi, Y. Yamamoto, K.Fujii, A.Yoshizawa, S. Nagai, D.Devezeaux and J. Fontaine, "Experimental Investigation and Numerical Analysis of Hypersonic Compression Ramp Heat Transfer," JSME International Journal, Series B, Vol.41, No.2, May 1998, pp.381-389.
- 4) K.Hozumi, Y. Yamamoto, K. Fujii, J.P. Ledy, D.Devezeaux, and J.Fontaine, "Experimental Investigation of Hypersonic Aerodynamics Heating on Compression Ramp at High Angles of Attack.," AIAA2000-2597
- 5) K.Hozumi, S.Nagai, K. Fujii, A.Yoshizawa and N. Hara, "Effect of Slight Leading Edge Bluntness on Flat Plate Heat Transfer and Boundary Layer Transition at Hypersonic Mach Numbers," ICAS-94-4.4.5, September, 1994.
- 6) 穂積、藤井、吉沢、小山、津田 「極超音速・圧縮ランプ周りの空力加熱測定」第40回宇宙科学技術連合講演会講演集 1996.10
- 7) Y.Yamamoto, K.Hozumi, "Computational Study of Hypersonic Separation and Re-attachment Heating around Flat Plate with a Compression Ramp at High Angles of Attack," AIAA 2001-2854, June 2001.
- 8) C.T.Kidd, C.G.Nelson and W.T.Scott, "Extraneous Thermoelectric EMF Effects Resulting From the Press-Fit Installation of Coaxial Thermocouples in Metal Models," Proceedings of the 40th International Instrumentation Symposium, May 1994, pp.317-335.
- 9) 小山、平林、津田、関根、穂積 「赤外線カメラと同軸熱電対による平板ランプ周りの空力加熱法の比較」第44回第40回宇宙科学技術連合講演会講演集 2000.10
- 10) K.Hozumi, Y. Yamamoto, A.Masson, J.Soutade, P.Wagner, and J.Fontaine, "A Study for Prediction of Flight Aerodynamic Heating Using HYFLEX Flight and Wind Tunnel Data," AIAA 2000-1826, April 2001.