後退翼形集電体を用いた低騒音集電装置の構成と その空力特性の検討*

牧野俊昭^{*1}, 小林健治^{*1}, 掛樋 豊^{*1}
加藤千幸^{*2}, 服部守成^{*3}

Study on a Low-Noise Current Collector and the Aerodynamics Using a Delta-Wing-Shaped Collector Head

Toshiaki MAKINO, Kenji KOBAYASHI, Yutaka KAKEHI,
Chiyuki KATOU and Morishige HATTORI

In the low-noise current collector using a delta-wing-shaped collector head in which the aerodynamics becomes quite large, it is desired to develop an active control using a force actuator. This paper deals with the numerical calculations of aerodynamics generated by a delta-wing-shaped collector head and a pair of insulators. A variation lift was verified to generate clear in the experiment results of high-speed test train with a full-size prototype current collector. The conclusions of this research using a new current collector are as follows; (1) In the simulation result of an active control generated the average lift at 160 N, it was verified that the contact strip has same characteristics of contact force at max. 70 N as the conventional one. (2) The variation lift of the collector head at 350 km/h is expected to be 80 N lower than that before improvement.

Key Words: Measurement and Control, High-Speed Train, Delta-Wing-Shaped Collector Head, Current Collector, Machinery, Fluid Force, Lift

1. ま え が き

近年、鉄道の高速化は世界的な動向であり、世界最高速を達成したフランスのTGV、ドイツのICE、日本の新幹線などが高速化を進めている。日本の新幹線は、沿線に住宅地が密集した区間を高速走行するため、環境調和の観点から騒音や振動をできるだけ抑えることが重要な課題となっている⁽¹⁾。特に、300 km/h以上で高速走行する次世代新幹線の場合では、防音壁による遮音効果の少ない、集電装置の低騒音化が重要となる⁽²⁾。集電装置の低騒音化対策として、集電装置周りをパンタグラフカバーで囲う方式(キャビティあり)が採用されてきた。しかし、パンタグラフカバー自身も空力音源となる。また、カバー周りの流れのはく離による流体力加振が車内へ伝播することも問題になりつつある^{(3)~(7)}。

著者らは、パンタグラフカバーを用いずに集電装置自身を低騒音化する目的で、部材数の削減と部材形状を変更した後退翼形集電体等から成る低騒音集電装置

を開発してきた⁽⁸⁾。本集電装置は、風洞実験によりパンタグラフカバーを用いない装置単体に比べ -19 dBの低騒音化を達成する見通しを得た。しかし、面積が大きい後退翼形集電体を用いた場合では、集電体に作用する揚力が従来よりも著しく大きくなると思われる。また、可動部も重くなって、架線とすり板間に作用する接触力が許容値以上になることが懸念される。したがって、従来並みの集電性能を確保するには、後退翼形集電体を接触力制御機構でアクティブ制御することが必要になると考えた。パンタグラフをアクティブ制御する方式は、すでに提案されている⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾。しかし、すり板の高電位部に複数のセンサを設置しなければならない。現状の技術では、高電位部にセンサを設置できないこと並びに、接触力を直接検出できないことが問題点となっている。また、アクティブ制御する場合でも、外乱となる揚力をできるだけ小さくする必要がある。揚力を小さくするパンタグラフの空力安定性の研究も実施されている^{(11)~(13)}。

本論文では、後退翼形集電体をアクティブ制御するために、揚力の発生メカニズムを数値解析により明らかにした後、フルサイズのプロトタイプ機を高速試験車に搭載して走行試験を行い、明かり区間やトンネル区間における空力特性の検証を行った。その結果、接

* 原稿受付 1996年12月2日。

^{*1} 正員, (株)日立製作所笠戸工場(〒744 下松市東豊井794)。

^{*2} 正員, (株)日立製作所機械研究所(〒300 土浦市神立町502)。

^{*3} (株)日立製作所交通事業部(〒101-10 東京都千代田区神田駿河台4-6)。

触力制御機構の上下方向の固有振動数に起因した揚力の変動が大きくなることがわかった。そこで、支持剛性を高めた接触力制御機構を考案し、風洞実験による定常揚力および揚力の変動の特性を把握した⁽¹⁴⁾。その結果、350 km/h 換算時での揚力の変動分が改良前の約 1/2 (80 N) になることがわかった。また、トンネル突入出での定常揚力 160 N が作用した場合のアクティブ制御シミュレーション⁽¹⁵⁾を行い、接触力が最大で 70 N まで増大するが、5 秒後に目標値に整定することを確認し、アクティブ制御効果の見通しを得た。

2. 低騒音集電装置の構成

低騒音集電装置の基本構成を図 1 に示す。低騒音集電装置の上半分は、外面が滑らかな車体屋根の上に搭載されたドームと、そのドームの上に出た後退翼形集電体(図 1 の場合は、菱形翼形集電体)、支持碁子、導電ケーブルヘッド等から成る。一方、低騒音集電装置の下半分は、ドーム内にある油圧式の接触力制御機構、高圧ケーブル等から成っている。ドームは、外表面が空気抵抗の少ない流線形で前方からの流れを乱さずに、直接後退翼形集電体、支持碁子、導電ケーブルヘッド等に主流速を当てる構造である。今回考案した装置は電力供給用の導電機能部と、架線追従用の接触力機能部の二つに分離されている。前者の導電機能部では、架線と接触して電力(AC 25 kv, 200 A)を集電する可撓ケーブル、導電ケーブルヘッドから構成される。後者の接触力機能部では、すり板と、それを 2 点で支持した重ね板ばね機構を装着した後退翼形集電体と、それを支持する支持碁子(ポリマ材、表面漏れ距離 1 210 mm, 外径 160 mm, 内径 84 mm)、接触力制御機構(ストローク 800 mm, カシリングと位置シリンダの二つのアクチュエータ)等から構成されている。

集電時には架線からの電力を車体側へ供給するため、架線に対して柔らかく追従するように接触力制御機構を動作させる必要がある。しかし、後退翼形集電

体に大きな揚力が作用するため、式(1)の接触力 $f(t)$ が増大し、架線を許容限度(押上量 100 mm)以上押し上げることが考えられる。

$$f(t) = F_p(t) + f_{fric}(t) + f_{lift}(t) - (m_0 \ddot{z}_0(t) + m_1 \ddot{z}_1(t) + m_2 \ddot{z}_2(t)) \dots\dots\dots (1)$$

ここで、 $F_p(t)$ は接触力制御機構の制御力、 $f_{lift}(t)$ は揚力、 $f_{fric}(t)$ は摩擦力等である。

従来のパンタグラフ(270 km/h 走行、パンタグラフカバー付)の場合では⁽¹⁶⁾、初期押上力を 54 N、揚力を約 26 N、摩擦力を約 20 N、および慣性力(2 Hz, ± 25 mmp-p)を ± 70 N にすると、接触力は 30~170 N になる。よって、今回検討するアクティブ制御による接触力特性をこれと同等以下にする必要がある。

3. 数値解析による空力特性の検討

図 2 に示した後退翼形集電体(以下、後退翼と称す)

Fig. 2 Configuration of the delta-shaped collector head

(a) Total model

(b) Collector head model

Fig. 3 Analysis model using the finite-element method

Fig. 1 Conceptual configuration of the low-noise current collector

と支持碍子周りの気流と、揚力発生メカニズムを検討するための数値解析を、以下のように行った。

3・1 解析モデル 図3(a), (b)に示す解析モデルを用いて、後退翼と支持碍子周りに作用する流体力の基本特性を求めることにした。本モデルは後退翼をNACA 63018 ベースとし、後退角度を40 deg.にしたデルタ翼形状のものである。また、その迎え角を0 deg.とした。さらに、支持碍子のモデルは、笠外径を円筒形状のものとした。ただし、後退翼の内部に取付けられ、上面が5 mm 出るすり板、およびホーンはモデル化していない。また、一様流れの速度と車両中心断面における後退翼の最大コード長を基準にしたレイノルズ数は、文献(8)の風洞実験のそれと同じ 2×10^5 とした。

3・2 解析手法 本解析で用いた基礎方程式は、三次元非圧縮性 Navier-Stokes の方程式と連続の式である⁽¹⁷⁾。乱流の影響は、Smagorinsky モデルにより考慮した。本解析に用いた基礎式を以下に示す。

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad \dots\dots\dots (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \bar{u}_i + \frac{\partial}{\partial x_j} \bar{u}_i \bar{u}_j = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \nu_{SGS}) \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right] \quad \dots\dots\dots (3)$$

ただし、 $\bar{u}_i$, $\bar{u}_j$, $\bar{p}$ はそれぞれ流速、圧力の成分(i, j は方向を表す)を表す。 ρ は流体の密度、 ν は動粘性係数である。 ν_{SGS} はメッシュサイズ以下の微小な乱流渦の効果を表す渦動粘性係数であり、前述の Smagorinsky モデルでは以下のように計算される。

$$\nu_{SGS} = (C \cdot \Delta)^2 \cdot \sqrt{2 S_{ij} \cdot S_{ij}} \quad \dots\dots\dots (4)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right] \quad \dots\dots\dots (5)$$

ただし、 Δ は解析メッシュの代表寸法、 C はモデル定数である。本解析では、このような外部流れに対して一般に推奨されている値 ($C=0.15$) を用いた。

また、数値的な離散化手法としては、著者らの一人が提案した上流化有限要素法を用いた⁽¹⁸⁾。本手法は、局所的な流速と計算の時間刻み幅に基づいて、支配方程式(3)を上流化するというものであり、数値的な安定性に優れ、かつ高精度な積分を実現できる。さらに、圧力の解法としては、速度-圧力の同時緩和法により、非圧縮条件を満足させている。数値解析手法の詳細は文献(18)を参照されたい。流体力は、後退翼および支持碍子の表面圧力と粘性力を積分した定常分とした。解析に用いた境界条件は明かり区間における直線走行状況を仮定し、上流境界で車両速度に対応した一様流れを与え、後退翼、支持碍子および、集電体底面

における滑りなしの条件を加えることにした。また、側面および、上下面の流れ境界では、応力零の条件とした。側面や上面の境界において、スリップ壁の条件を与えると、閉塞効果の影響により流体力を過大評価してしまうので、注意を要する。

3・3 計算結果の検討 図4(a), (b)に、センタおよびミッドスパンの断面内流速ベクトルを示す。センタ断面の流速ベクトル分布から、碍子支柱の影響を受け、後退翼の後縁から碍子支柱に向けて、翼下面側の流れが巻き込まれていることがわかる。また、全体的な流れを見ると、少なくとも碍子支柱の影響を受ける中心部付近での流れが、鉛直方向下向きに転向している。したがって、中心部付近では、運動量の理論から鉛直方向の上向きの力、すなわち正の揚力が作用することになる。一方、支持碍子の支柱からある程度離

(a) Center part

(b) Mid-span part

Fig. 4 Flow vector distribution of collector head

Fig. 5 Pressure characteristics of collector head

れた位置にあるミッドスパン断面上の後退翼の上下面流れは、ほぼ翼に沿って流れており、流れの転向は見られない。これにより、中心部からある程度離れた翼断面において、揚力はほとんど作用していないことがわかった。

図5に、後退翼および支持碍子周りの静圧特性を示す。図示したように、圧力値は主流速度に対する動圧により無次元化した⁽¹⁹⁾。後退翼の上面では、翼の前縁よどみ点において最大圧力 C_p 値が1.0になった後、流れの加速による静圧の低下が生じる。ほぼ30%のコード長さ位置において、 C_p 値が-0.7程度の最低圧力となっている。その後、翼表面の静圧は少しずつ回復するが、レイノルズ数が 2×10^5 と小さいため、圧力回復はあまり大きくない。一方、翼下面においては、センタ付近での碍子支柱による流れのせき止め効果により、碍子前方の静圧が上昇している。このことはセンタ付近において、正の揚力(図面上、上方向の力)が作用していることを意味する。このように、静圧が碍子支柱により上昇する範囲は、センタ近傍に限られている。また、支持碍子からある程度離れた位置においては、翼上下面の静圧はほぼ等しいため、左右部の揚力が小さくなる。このため、後退翼のローリング運動量は小さいと予想される。

図6に、後退翼の二つの代表的な表面位置における集電体周りの流れ分布を示す。前述したように、センタ付近では上下面の圧力差により、ある程度の揚力が

作用する。また、ミッドスパン断面では、揚力がほとんど作用しないことがわかった。ここで、最終的に求めた揚力の計算値は、主流速度に対する動圧と翼面積(片側)の積により無次元化された C_L 値で、0.40であった。この値は、文献(8)の風洞実験結果から求めた C_L 値の0.44とほぼ同値になることがわかった。しかし、同様にして求めた抗力の無次元値、0.39の C_D 値に対して、同様な実験から得られた C_D 値0.28に対してやや大きくなることがわかった。この原因としては、支持碍子の笠外径を直径とした円筒モデルの解析メッシュが粗かったことが考えられる。すなわち、粘性抵抗が過大評価されたものと思われる。また、抗力の大半は支持碍子によるものであり、抗力を小さくするには現状の剛性を保って、支持碍子の外径寸法をより細くすればよいと考える。

以上述べたように、後退翼のセンタ部を支持碍子で絶縁支持した構成では、支持碍子のせき止め効果により、翼下面側の静圧が支持碍子前方において上昇するため、正の揚力が作用する。しかしながら、静圧が上昇する範囲では、支持碍子の支柱前方の比較的小さい範囲に限られる。よって、全体的な定常揚力は、揚力係数にして約0.40である。また、後退翼の上面にすり板が付加されるため、すり板部での流れがはく離することにより、翼上面の静圧低下は、上述した結果より小さくなることが予想される。よって、後退翼に作用する定常揚力は、上述した値より小さくなるものと思われる。

4. 走行試験による空力特性の検討

4.1 試験条件および測定方法 図7に示すように、フルサイズのプロトタイプ機を高速試験車⁽⁶⁾に搭載し、走行試験による空力特性を把握することにした。空力特性は、支持碍子の下に取付けた6分力式口

(a) Upper surface

(b) Lower surface

Fig. 6 Pressure distribution of collector head

Fig. 7 Photograph of a full-size prototype current collector on the high-speed test train

ードセル(揚力 F_z , 抗力 F_x , 横力 F_y とそれらのモーメント)で計測することにした。ここで、後退翼上面の高さをレール上面より 4 800 mm とした。また、後退翼の凸部が車両進行方向と同じになるように取付けるとともに、その迎え角を 0 deg. とした。測定システムは、おもに 6 分力式ロードセル、加速度計からの出力信号を室内に設置したアンプおよびデータレコーダ、FFT で記録するようにしたものである。

4・2 試験結果とその検討 図 8(a), (b) に、プロトタイプ機に作用する 3 分力の時間平均値および、その変動値(rms)を示す。図 8 中、○印は揚力またはその変動値を示す。同様に、△印は抗力を示す。また、◇印はピッチングモーメントを示す。これらの結果から、各測定値は主流流速のほぼ二乗に比例して増大している。290 km/h 前後での明かり区間走行時に、プロトタイプ機に作用する揚力の時間平均値、変動値はそれぞれ、約 50 N、約 100 N であった。また、抗力の時間平均値、変動値はともに、約 270 N であった。さらに、モーメントの時間平均値、変動値はともに、約 160 Nm であった。これらの試験結果から推定した 350 km/h 換算時の抗力、モーメントの時間平均値は、文献(14)の風洞実験結果から推定した時間平均値とほぼ等しい。これに対し、本試験結果から推定した変動値は、先の風洞実験結果⁽⁸⁾に比較して約 10 倍大きい

(a) Average value (b) Variation value (rms)

Fig. 8 Aerodynamics of a full-size prototype current collector on the high-speed test train at open section

Fig. 9 Lift spectrum of 278 km/h at open section

ことがわかった。この原因として、支持碍子を支えている接触力制御機構を含めた支持系の剛性の低さに起因すると考えられる。また、トンネル区間において、プロトタイプ機に作用する 3 分力の時間平均値および変動値は、高速試験車のトンネル内走行に伴う相対的な主流速度の増加分(明かり区間走行時の速度の 1.2 ~ 1.4 倍)の二乗にほぼ比例して増加している。揚力の変動スペクトルを図 9 に示す。図示した揚力の変動スペクトルは、明かり区間における車両速度 278 km/

Fig. 10 Time history of aerodynamics when a high-speed test train comes into a tunnel (Speed: 278 km/h)

Fig. 11 Time history of aerodynamics when a high-speed test train comes out a tunnel (Speed: 240 km/h)

h の場合を示す。図中 10 Hz のピークは、速度に依存しない揚力の変動分で、後述したようにプロトタイプ機の上下方向の固有振動数と一致している。したがって、抗力変動や車体変動により後退翼が上下方向に揺さぶられて、揚力の変動分が生じると考えられる。このため、トンネル通過での流体力を明確にする必要があり、その時間特性を以下に示す。

図 10(a)～(c) および図 11(a)～(c) に、トンネル通過(突入、突出)時の揚力(Lift, F_z)、抗力(Drag, F_x) および、横力(Side force, F_y) の時間波形を示す。図 10(a)～(c) は、速度 278 km/h でトンネルに突入する 4 秒前から突入した 4 秒後の計 8 秒間における揚力、抗力、横力などの時間波形である。同様に、図 11(a)～(c) は、速度 240 km/h で別のトンネルから突出したときの揚力、抗力、横力の時間波形である。各図の横軸 0 s 近辺が、プロトタイプ機のトンネル突入またはトンネル突出の瞬時を示す。

図 10(a) の揚力変化は、プロトタイプ機がトンネル突入直後から 0.5 s のランプ状に、上昇していることがわかる。高速試験車の空力測定前に行われた流速測定の結果から、トンネル内の流速は明かり区間走行時の車両速度の 1.2～1.3 倍であることが判明している。したがって、トンネル突入直後の揚力の増加は、トンネル内における相対的な流速の増分の影響および、トンネル突入時の後退翼周りの流れ変化に伴う迎え角の付加の影響であると考えられる。トンネル突入時の揚力の変化を示す時間軸波形の 0 s 近辺に、揚力の増加を示すピークが見られないこと並びに、トンネル突入前後の揚力の時間平均値の差が、278 km/h 換算時の単位迎え角の変化当たりの揚力の増加分より小さいことから、トンネル突入時に後退翼に付加された迎え角変化は 1 deg. 以下であると考えられる。また、変動値に観察されるトンネル突入後の増加も同様に、トンネルへ突入する速度増分の影響と、トンネル突入に伴う車体周りの流れ変化による増加の影響であろうと考えられる。この傾向は、図 10(b) の抗力および、図 10(c) の横力にも認められる。また、トンネル突入時に、プロトタイプ機に作用する顕著な横力(時間平均値)は生じておらず、流速と乱れの増加分に起因すると考えられる変動値の増加分のみが観察された。

Table 1 Aerodynamics of a delta-shaped collector head at 350 km/h

	Average		Variation(r.m.s.)	
	Open section	Tunnel section	Open section	Tunnel section
Lift, F_z (N)	100	200	170	300
Drag, F_x (N)	500	900	550	900
Moment, M_y (Nm)	250	400	250	440

図 11(a) に示す速度 240 km/h 時のトンネル突出時の揚力変動の時間軸波形から、トンネル突出時の 0 s 近辺に揚力の変動を示すピークが観察される。これはトンネル突出直後の急激なプロトタイプ機周りの流れの変化に起因するものと考えられる。前述と同様に、図 11(b), (c) の抗力、横力も流速と乱れの減少分で小さくなっていることがわかった。

4.3 空力荷重の見積もり検討 プロトタイプ機を用いた走行試験結果から、350 km/h の明かり区間やトンネル区間における後退翼、支持碍子に作用する 3 分力(揚力、抗力、モーメント)の空力荷重を外捜した結果を、表 1 に示す。その結果、明かり区間における定常揚力(時間平均値)は約 100 N であり、変動揚力(変動値, rms)は約 ± 170 N であった。同様に抗力のそれぞれは約 500 N, 約 ± 550 N になることがわかった。さらにモーメントについても同様に、約 250 Nm, 約 ± 250 Nm になっていることがわかった。一方、トンネル通過時を想定した 450 km/h では、定常揚力は約 200 N であり、変動揚力は約 ± 300 N であった。

以上述べたように、トンネル区間での後退翼に作用する空力荷重は、明かり区間の空力荷重の 1.6～2.0 倍であり、トンネル内走行時の主流流速の増加分 1.2～1.4 倍のほぼ二乗に比例して増加する傾向にある。しかし、変動値が大きい。したがって、後退翼、支持碍子を剛支持するとともに接触力制御機構の支持系を含めた取付剛性を上げる必要がある。

5. 接触力制御機構の支持系検討

前述したように、後退翼や支持碍子に流体力(揚力、抗力等)が作用すると、それらと接触力制御機構は上下方向に振動する。その振動モデルを図 12 に示す。

Fig. 12 Schematic passive model of the low-noise current collector acted fluid force

Fig. 13 Configuration of the low-noise current collector

本モデルは、すり板の m_0 系、後退翼の m_1 系および支持系の m_2 系から成り、流体力に起因した減衰力 ($c_a \cdot \dot{z}_1$) を有するが、他に比べて小さいため、上端自由の三自由度系で置き換えられる⁽²⁰⁾。このため、本系は三つの質量を有する一端固定で、他端自由のばね質量系である。そこで、式(6)の振動数方程式から三つの固有振動数を求めることにした。

$$\omega^6 - \left[\frac{k_3 + k_2}{m_3} + \frac{k_2 + k_1}{m_2} + \frac{k_1}{m_1} \right] \omega^4 + \frac{k_3 \cdot k_2 \cdot k_1}{m_3 \cdot m_2 \cdot m_1} \left[m_1 \left(\frac{1}{k_3} + \frac{1}{k_2} + \frac{1}{k_1} \right) + m_2 \left(\frac{1}{k_3} + \frac{1}{k_2} \right) + \frac{m_3}{k_3} \right] \omega^2 - \frac{k_3 \cdot k_2 \cdot k_1}{m_3 \cdot m_2 \cdot m_1} = 0 \quad \dots\dots\dots (6)$$

ここで、おのおのの諸元を $m_0=6$ kg, $m_1=40$ kg, $m_2=80$ kg, $k_0=3.92 \times 10^4$ N/m, $k_1=6.0 \times 10^5$ N/m, $k_2=6.0 \times 10^4$ N/m とすると、式(4)より三つの固有振動数が求められ、それぞれ 10.7 Hz, 13.8 Hz, 51.5 Hz であった。

これにより、4・2 節で述べた揚力変動のピーク周波数 10 Hz は、この一次の固有振動数とほぼ等しいことがわかった。この結果から、一次の固有振動数をハンガ間隔(5 m)に起因した架線不整の高周波数領域(例えば、300 km/h では 16.5 Hz)より高くする必要がある。そこで、図 13 に示すように、力シリンダを前後 2 本の位置シリンダ(400 mm の支持間隔)で円形状の部材を介して、剛支持する構成(約 20 Hz)とした。また、図中上部の平面図に示すように、接触力制御機構の全体を 1000×1000 mm のフレームで 4 点剛支持して、車体屋根に取付けることにした。

Fig. 14 Photograph of the low-noise current collector using a wind-tunnel

Fig. 15 Schematic layout of the diamond-shaped collector head

6. 風洞実験による空力特性の検討

本実験は、低騒音の風洞設備を用いて行った。本風洞は横置き回流単帰路形で、最大主流流速 75 m/s (270 km/h) の性能を有するものである。フルサイズのプロトタイプ機を設置する測定部寸法は幅 7 m, 高さ 12 m, 長さ 12 m である。その設置状況を図 14 に示す。今回、実験に用いた後退翼は、車両進行方向に制約のあるデルタ翼集電体(片方向、以下デルタ翼と称す)と、菱形翼集電体(双方向、以下菱形翼と称す)の 2 種類とした。デルタ翼は、前述したとおりである。菱形翼は、図 15 に示すような集電体(長さ 600 mm, 幅 1600 mm, 最大厚み 90 mm)寸法で、長手方向の垂直断面形状を車両屋根側に凸型としたものである。

本実験の測定システムは図示していないが、六分力式ロードセル等の検出信号を FFT およびデータレコーダに取込み、空力特性を測定するものである。

デルタ翼および、菱形翼を備えたプロトタイプ機の風洞実験による空力特性を図 16, 17 に示す。デルタ翼、菱形翼の高さを 1800 mm とし、迎え角を 0 deg. にしている。図中の各測定値は、主流流速のほぼ二乗に比例して増大していることがわかった。この結果から、デルタ翼の 350 km/h 時での揚力を外挿すると、時間平均値は約 230 N, 変動値(rms)は約 80 N とな

Fig. 16 Aerodynamic characteristics of the delta-shaped collector head

Fig. 17 Aerodynamic characteristics of the diamond-shaped collector head

る。これにより揚力の変動値(rms)が、時間平均値に比べて1/3になり、表1に示した変動値170 Nの約1/2になることがわかった。同様に、菱形翼について外捜すると、時間平均値は約340 N、変動値(rms)は約50 Nとなった。両者の翼の揚力変動値を比較すると、菱形翼の揚力を含めた3分力の変動値はデルタ翼のそれより小さい。これは、面積が約30%小さくなることに依存していると思われる。

図18に、デルタ翼および、菱形翼の揚力係数の迎え角に対する変化率を示す。図18中◆は、菱形翼の単位迎え角当たりの揚力係数の変化率を示す。同様に、▲はデルタ翼のそれを示す。この結果から、デルタ翼の単位迎え角当たりの揚力係数の変化率は約30%であるのに対して、菱形翼のそれは、ほとんど変化していないことがわかる。この原因として、菱形翼のコード長300 mmが、デルタ翼のコード長の半分の長さであることに加えて、菱形翼は双方向性であることから集電体の長手方向に垂直な断面形状がだ円に近い形状となっていることが考えられる。これにより、菱形翼の迎え角に対する揚力係数の変化率は極めて小さいため、高速試験車がトンネル突入および突出、すれ違い時に作用する揚力変動を小さく抑えることができるものと思われる。しかし、デルタ翼を用いたパッシブでの定常揚力が、パンタグラフカバー付きの従来の集電

Fig. 18 Lift coefficient of the low-noise current collector

Fig. 19 Time response for the lift variation on an entrance and an exit tunnel

装置の定常揚力に比べ約10倍となるため、アクティブ制御が必要不可欠である。

次に、トンネル突入および突出したときに作用する定常揚力が160 N(明かり区間の1.69倍の揚力増加)の場合において、文献(15)で詳細検討した制御方式を用いたアクティブ制御のシミュレーション結果を、図19に示す。前述したように、0.5 sのランプ関数的な揚力Liftが160 N作用した場合は、接触力 f は最大70 Nまで上がる。しかし、下向きの制御力 F_p により目標値(0 N)に約5 sで整定することがわかった。初期の目標値を98 Nにすると、トンネル突入時では、すり板がさらに架線を押上げ、最大接触力は168 Nとなる。一方、トンネル突出時では同様に、最小接触力は28 Nとなり、離線せずにすり板が架線に追従していることを示す。

7. 結 論

後退翼形集電体を用いた低騒音集電装置の揚力発生メカニズムおよびその空力特性を数値検討した。そして、フルサイズのプロトタイプ機を用いて、高速試験車での走行試験で空力特性を検証して、アクティブ制

御シミュレーションによる架線追随性能を確認し、次の結論を得た。

(1) 定常揚力は支持碍子のせき止め効果により発生し、おもに、後退翼形集電体の中心部に作用する。また、トンネル突入後の3分力の時間平均値および変動値はトンネル内の流速の増加分の二乗に比例して増加する。

(2) 揚力変動は抗力変動による後退翼形集電体の上下方向の振動特性に起因し、接触力制御機構の支持系固有振動数(約10 Hz)に依存する。

(3) 接触力制御機構の支持系の固有振動数を約20 Hz以上にし、風洞実験での揚力変動分を350 km/h換算時で、改良前の約1/2の80 Nおよび単位仰え角当たりの揚力係数の変化率が30%になる。

(4) パッシブでの定常揚力が従来のパンタグラフの揚力に比べ約10倍となり、アクティブ制御が必要不可欠である。

(5) トンネル突入および突出時の定常揚力160 Nを付加したアクティブ制御シミュレーションにより接触力が最大70 Nまで増大するが、5秒後に目標値に整定することを確認した。

本開発を推進するにあたり共同研究させていただきました。鉄道総合技術研究所の集電力学研究室の真鍋室長、池田主席研究員並びに、JR各社の共同研究者に深謝申し上げます。また、ご教示いただいた(株)日立

製作所機械研究所の大田黒俊夫、高野靖両主任研究員ならびに飯田明由研究員に感謝致します。

文 献

- (1) 大山忠夫, 鉄道総研報告, 8-6(1994), 1-9.
- (2) 由川透, 機械の研究, 40-10(1994), 1020-1026.
- (3) 森藤良夫, 鉄道総研報告, 8-6(1994), 7-13.
- (4) 吉江則彦, 鉄道車両と技術, 2-9(1996), 3-8.
- (5) Torii, A., ほか2名, *Proc. INTER-NOISE 92*, (1992), 1171-1174.
- (6) 古山浩之助, 鉄道における静粛化の追及, 静粛工学, (1995), 314-323, 開発社.
- (7) 真鍋克士・ほか2名, 機論, 51-463, B(1985), 959-964.
- (8) Iida, A., Makino, T., ほか3名, *Proc. INTER-NOISE 94*, (1994), 163-169.
- (9) 吉田和夫, 機論, 48-427, C(1982), 358-366.
- (10) Thompson, A., ほか2名, *Vehicle system dynamics*, 19(1990), 131-149.
- (11) 伊藤寧・ほか3名, 鉄道技術連合シンポジウム講演論文集(J-RAIL '96), (1996), 89-90.
- (12) 麻生隆司・ほか3名, 機講論, No. 95-36(1995), 342-344.
- (13) 池田充・ほか2名, 鉄道総研報告, 10-2(1996), 35-40.
- (14) 小林健二・ほか3名, 鉄道技術連合シンポジウム講演論文集(J-RAIL '95), (1995), 287-290.
- (15) 牧野俊昭・ほか2名, 機論, 63-611, C(1997), 2287-2295.
- (16) 真鍋克士・ほか6名, 電車線とパンタグラフの特性, (1993), 20-40, 研友社.
- (17) 池川昌弘・ほか2名, 応用数理, 6-1(1996), 2-16.
- (18) 加藤千幸, 機論, 58-552, B(1992), 2624-2631.
- (19) 牧野光男, 流体抵抗と流線型, (1991), 123-151, 産業図書.
- (20) 石井博・ほか1名, 機論, 50-460, C(1984), 2299-2306.