質量変動に対応するセミアクティブ油圧緩衝器の最適化*

前 森 健 一^{*1}, 小金井 玲 子^{*2}Optimization of Semi-Active Hydraulic Shock Absorbers
Coping with Mass VariationKen'ichi MAEMORI^{*3} and Reiko KOGANEI^{*3} Kanagawa University, Dept. of Mechanical Engineering,
3-27-1 Rokkakubashi, Kanagawa-ku, Yokohama-shi, Kanagawa, 221-8686 Japan

We propose an optimization method of semi-active hydraulic shock absorbers for landing gears of aircrafts for cope with the problem that the vertical acceleration of aircrafts during landing varies due to variation of their masses. The maximum vertical acceleration of an aircraft is set as an objective function to be minimized. The design variables searched in the first step of this optimization for a semi-active shock absorber are discrete orifice areas made by the metering pin and a hole. And the design variable searched in the second step is a compensating orifice area that is controlled for the mass variation. As a result of the optimization, the optimum orifice areas of the semi-active shock absorber are obtained, and it is clarified that the shock absorber can cope with the mass variation of the aircraft as much better as an optimum passive one.

Key Words: Optimization, Optimum Design, Shock, Semi-Active, Hydraulic Shock Absorber, Landing Gear, Aircraft

1. 緒 言

近年, 航空機用セミアクティブ降着装置に関する研究が行われるようになってきた^{(1)~(4)}. 降着装置としては, 従来, 空気-油圧式オレオ緩衝脚⁽⁵⁾が用いられているが, これは, 着陸時に衝撃を軽減する緩衝器としての機能と, 地上走行時に振動を軽減するダンパとしての機能が併せて要求される装置である. これらの機能が航空機離着陸時や地上走行時の条件の変動に対応して制御することができないパッシブである場合, 二つの機能を十分に満たすことは困難であるといわれている⁽²⁾. また, 一般に, パッシブ油圧緩衝器は質量変動時すなわち設計条件と異なる質量の衝突時は, その抵抗力・加速度特性が悪化することは周知の事実である. これらの問題は, 緩衝器をアクティブに圧力制御することによって解決が図られてきた⁽⁶⁾⁽⁷⁾. しかしながら, このアクティブ緩衝器は高いエネルギー消費, 高コスト, 低い信頼性のような欠点を有しているとい

われている⁽⁴⁾. 以上の諸問題を解決する目的で, 近年セミアクティブ緩衝器が研究されている. 著者らは前報⁽⁸⁾において, 分散系 ER 流体を作動流体とする油圧緩衝器(以降, ER 緩衝器と称する)を用いることにより航空機着陸質量の変動に対応できることを明らかにした. しかしながら, 分散系 ER 流体は未だ実用化に至っていないので, より実用性の高いセミアクティブ緩衝器を開発し, それが質量変動に対応することを明らかにしなければならない.

そこで本報では, メータリングピンと円孔で構成され, ピストンチューブ変位の上に依存する従来のオリフィスに, 衝突質量に応じてフィードフォワード制御するオリフィスを新たに加えたセミアクティブ油圧緩衝器の構造を航空機降着装置用として考案し, 前述の質量変動による性能悪化の問題について, その解決を図る. 同セミアクティブ油圧緩衝器について, 機体最大加速度最小化問題を考え, セミアクティブ ER 緩衝器の最適化で用いられた方法⁽⁸⁾を改良してこの問題に適用する. さらに, 質量変動に対する性能について, 本最適緩衝器および最適パッシブ油圧緩衝器をシミュレーションにより比較・検討する.

* 原稿受付 2002 年 11 月 28 日.

^{*1} 正員, 神奈川大学工学部(〒221-8686 横浜市神奈川区六角橋 3-27-1).^{*2} 学生員, 元 神奈川大学大学院(現 東京工業大学 〒152-8552 東京都目黒区大岡山 2-1-1).

E-mail: maemok01@kanagawa-u.ac.jp

2. おもな記号

A_i, A_o : ピストンチューブ内径および外径における有効受圧面積

a : オリフィス面積

a_m : 機体質量 m_1 に対応して制御されるオリフィス面積

a_{xp} : ピストンチューブ変位 x_p に依存するオリフィス面積

C_D : オリフィスの流量係数

f : 総抵抗力

f_D : 動圧による抵抗力

f_K : 復元ばね抵抗力

g : 重力加速度 ($=9.80665 \text{ m/s}^2$)

k : タイヤのばね定数

m_1 : 機体の質量

m_2 : 緩衝器可動部の質量

$m_{1,q} (q=1, 2, \dots, Q)$: 緩衝器の最適化において用いられた質量 m_1

n : 封入ガスのポリトロプ指数

P_0 : 初期封入ガス圧力

P_a : 大気圧力

V_0 : 初期封入ガス容積

x_1 : 機体の上下変位

$x_p, x_{p,U}$: 緩衝器ピストンチューブ変位およびその上限

$\dot{x}_p$: 緩衝器ピストンチューブの速度

$\ddot{x}_1$: 機体の加速度

x_2 : 緩衝器可動部の上下変位

$\ddot{x}_2$: 緩衝器可動部の加速度

ρ : 作動流体の密度

3. 航空機降着装置用緩衝器の構造

本報で提案するセミアクティブ油圧緩衝器の構造を図1に示す。本緩衝器は在来のパッシブ油圧緩衝器におけるメータリングピンを中空とし、その内部に新たに制御筒を設けた構造とし、その他の部分は在来パッシブ油圧緩衝器と同様の構造とする。

本セミアクティブ油圧緩衝器において航空機最大質量着陸時、シリンダがピストンチューブに対し押下られ、ピストンチューブA室内の流体はオリフィス1のみを通過してB室に流入する。その際、気体を圧縮し、圧縮された気体が空気ばねとして働くようになっている。オリフィス1の面積はシリンダに対するピストンチューブ相対変位に依存して変化する。パッシブ緩衝器においては、着陸質量にかかわらずこのようにA室の流体は流れる。

一方、本セミアクティブ油圧緩衝器において着陸質量が最大値未満の場合、制御筒が移動し、中空メータリングピンの側面に設けられた孔1と制御筒に設けられた孔2とから、その質量に応じた面積のオリフィス2が形成される。航空機着陸時、A室内の流体の一部はオリフィス1を通過してB室に流入し、残りの流体はオリフィス2を通りC室を経てB室に流入する。

4. 航空機降着装置用緩衝器の抵抗力と運動方程式

4・1 緩衝器抵抗力 本報の力学モデルは、着陸時の航空機質量を2本の主脚で支えるものとし、そのうち片脚のみを考えた一次元2自由度のものとする。図2にモデル化したものを表す。

ここで、緩衝器の抵抗力 f は

$$f = f_K + f_D \quad \dots\dots\dots (1)$$

$$f_K = A_o P_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A_o x_p} \right)^n - P_a A_o \quad \dots\dots\dots (2)$$

Fig. 1 Schematic diagram of semi-active hydraulic shock absorber

Fig. 2 Aircraft landing model with semi-active shock absorber

$$f_D = \frac{D_D}{a^2} \dot{x}_p^2, \quad D_D = \frac{\rho A_f^3}{2C_D^2} \dots\dots\dots (3)$$

で表される。ここに $x_p = x_1 - x_2$ である。

4・2 運動方程式 機体に作用する揚力が機体と緩衝器可動部に作用する重力と釣り合うとき、図2の系の運動方程式は、緩衝器作動時

$$\begin{aligned} \ddot{x}_1 &= -f/m_1 \\ \ddot{x}_2 &= (-kx_2 + f)/m_2 \dots\dots\dots (4) \end{aligned}$$

と表される。ただし、 $x_p = x_{p,U}$ のときおよびタイヤ接地直後から緩衝器作動直前までは、機体と緩衝器可動部は一体と考えることができるので

$$\begin{aligned} \ddot{x}_1 &= -kx_2/(m_1 + m_2) \\ \ddot{x}_2 &= \ddot{x}_1 \dots\dots\dots (5) \end{aligned}$$

となる。なお本報では、ピストンチューブ、タイヤなどを合せて緩衝器可動部と称している。

5. 最適化問題

エレベータ用緩衝器においては、衝突時の緩衝器ピストン最大変位は質量変動の影響を受けないので、オリフィス面積はピストン変位の下限から上限まで最適化することができた⁽⁹⁾。一方、航空機降着装置用緩衝器においては、図2に示すように、空気ばねの抵抗力により機体質量を支えるため、着陸緩衝時の緩衝器ピストンチューブ最大変位は質量変動の影響を受けることから、オリフィス面積はピストンチューブ変位の上限までは最適化することができない。そこでセミアクティブ ER 緩衝器の場合、まず最大質量着陸時にオリフィス面積を最適化し、次に最小質量着陸時にそのオリフィス面積を補正し、さらに最小質量から最大質量着陸時までの間については ER 効果による最適抵抗力を用いて緩衝器抵抗力を補正した⁽⁸⁾。

本報では、前述の方法と同様に、最大質量着陸時にメータリングピンと円孔で構成されるオリフィス面積を最適化する。ただし最小質量から最大質量までの間の質量着陸時については、各質量に対し制御オリフィスを最適化し、緩衝器抵抗力を補正することとする。

5・1 目的関数 最適化問題における目的関数を、油圧緩衝器を装着した航空機が着陸時に生じる機体質量 m_1 の最大垂直加速度 $|\ddot{x}_1|_{\max}$ とし、これを最小化する。

5・2 最大質量着陸時のオリフィス面積最適化 油圧緩衝器においては、一般に設計条件の質量衝突時に最高の性能を発揮し、その際の加速度および抵抗力がほぼ一定となるように、オリフィス面積を設計変数としその最適化を図る。そこで最適化の第1段階では、本緩衝器をパッシブ油圧緩衝器と同様に考え、最

Fig. 3 Design variables $\mathbf{a}_{xp,DV} = (a_1, a_2, \dots, a_i, \dots, a_{IU})^T$ and a_m

大質量 $m_{1,\max}$ の機体着陸時を想定しオリフィス面積を最適化する。図3に示すように、オリフィス面積 a_{xp} を区分的線形化し、ピストンチューブ変位 x_p の関数として与えると

$$\begin{aligned} a_{xp} &= (a_i - a_{i-1})(x_p - x_{p,i-1}) / (x_{p,i} - x_{p,i-1}) + a_{i-1} \\ &\quad (x_{p,i-1} \leq x_p \leq x_{p,i}; i = 2, 3, \dots, IU) \dots\dots (6) \end{aligned}$$

設計変数は、離散化したオリフィス面積 a_i を用いて

$$\mathbf{a}_{xp,DV} = (a_1, a_2, \dots, a_i, \dots, a_{IU})^T \dots\dots\dots (7)$$

で表す。これによって a_{xp} は $x_p (x_{p,1} \leq x_p \leq x_{p,IU})$ と $\mathbf{a}_{xp,DV}$ の関数となる。ここに a_{IU} および $x_{p,I \max}$ は最大質量時の機体が静止したときのピストンチューブ変位(図3中の $f_k = m_{1,\max}g$ の点)付近のオリフィス面積およびピストンチューブ変位である。なお、 $x_{p,I \max}$ を超えピストンチューブ変位上限付近までの離散化オリフィス面積 a_i は、着陸緩衝時を想定したシミュレーションでは求めることができないと考えられるので、あらかじめ与えることとする。これらは緩衝後や離陸時などの地上走行時を想定した最適化によって求めるのが妥当と考えるが、本報では扱わない。

5・3 任意の質量着陸時のオリフィス面積最適化

最適化の第2段階では、任意の質量 $m_1 (m_{1,\min} \leq m_1 < m_{1,\max})$ の機体着陸時を想定し、第1段階(5・2節)で求めたオリフィス面積 $a_{xp}(x_p, \mathbf{a}_{xp,DV})$ を補正する。すなわち、新たに質量のみに依存するオリフィス面積 $a_m(m_1)$ を導入し(図3)、これを設計変数として探索する。

以上の2種類のオリフィス面積から総オリフィス面積 $a(x_p, \mathbf{a}_{xp,DV}, m_1)$ は

$$\begin{aligned} a(x_p, \mathbf{a}_{xp,DV}, m_1) &= a_{xp}(x_p, \mathbf{a}_{xp,DV}) + a_m(m_1) \\ &\dots\dots\dots (8) \end{aligned}$$

として求められる。

5・4 制約条件 オリフィス面積、動圧による抵

抗力および抵抗力の総和を制約する。その制約条件式は、最適化の第1段階では

$$a_{xp,L} \leq a_i \leq a_{xp,U} \quad (i=1, 2, \dots, I \max) \dots\dots (9)$$

$$f_D \leq f_{D,U}, \quad f \leq f_U \dots\dots (10)$$

最適化の第2段階では式(10)および

$$a_{m,L} \leq a_{m,DV}(m_1) \leq a_{m,U} \dots\dots (11)$$

ただし、添字 U, L は上限・下限を表す。

5・5 最適化問題 本報において最適化問題は次のように表現される。すなわち、制約条件 $g_j(\mathbf{D}) \leq 0$ ($j=1, 2, \dots, J$) のもとで目的関数 $f(\mathbf{D})$ を最小化する設計変数 $\mathbf{D}$ を見つける。ここで、 J は制約条件の個数である。

5・6 最適化手法 制約条件付の目的関数を、外部罰関数法⁽¹⁰⁾を用いて変換することによって、制約条件なしの問題

$$P(\mathbf{D}, r) = f(\mathbf{D}) + r \sum_{j=1}^J g_j(\mathbf{D})^2 H\{-g_j(\mathbf{D})\}$$

$$H\{-g_j(\mathbf{D})\} = \begin{cases} 0 & \{-g_j(\mathbf{D}) \geq 0\} \\ 1 & \{-g_j(\mathbf{D}) < 0\} \end{cases} \dots\dots (12)$$

を得る。ここに r は正の数である。制約条件を満足するとき、罰関数すなわち式(12)第1式の右辺第2項は零となる。

変換後の目的関数 $P(\mathbf{D}, r)$ は非線形であり、またこれを解析的に求めることができないので、最適探索手法として、非線形計画法の一種であり、目的関数の関数値のみを必要とする Powell の共役方向法⁽¹¹⁾を用いる。なお1変数の最適化手法としては二次補間法⁽¹²⁾を用いる。

6. 設 計 例

航空機が制限降下率⁽¹³⁾ 3 m/s の速度で着陸する場合を想定し、降着装置用セミアクティブ油圧緩衝器の最適化を行い、最適パッシブ油圧緩衝器と比較した。これらの結果を図4～7に示す。機体着陸質量は2本の主脚のうち、片脚当たりのものである。

計算に用いた諸元は $A_0 = 0.123 \text{ m}^2$, $a_6 = 0$, $a_{m,L} = 0$, $a_{xp,L} = 10^{-5} \text{ m}^2$, $a_{m,U} = a_{xp,U} = 7 \times 10^{-3} \text{ m}^2$, $D_D = 0.387$, $f_{D,U} = 2 \times 10^3 \text{ kN}$, $f_U = 2 \times 10^4 \text{ kN}$, $I \max = 5$, $IU = 6$, $k = 4.3 \times 10^6 \text{ kg}$, $m_{1,q} = 40 (= m_{1,\min})$, 50, 60, 70, 80, 90, 100, 110, 120, 130 t ($= m_{1,\max}$), $m_2 = 1.8 \times 10^3 \text{ kg}$, $n = 1.1$, $P_0 = 10^6 \text{ Pa}$, $P_a = 1.01325 \times 10^5 \text{ Pa}$, $V_0 = 7.3 \times 10^{-2} \text{ m}^3$, $x_{p,i} = 0, 0.13, 0.26, 0.39, 0.52$ ($= x_{p,I \max}$), $0.65 \text{ m} (= x_{p,IU})$ である。シミュレーションではルンゲ・クッタ・ギル法を用い、緩衝終了の条件は $\dot{x}_1 \leq 0$ である。

図4, 5において、上付き添字*は最適値を表す。ま

ず、最大着陸質量 $m_{1,10} = 130 \text{ t}$ において、ピストンチューブ変位依存オリフィス1(図1)の面積に関する設計変数の最適化を行い、 $a_{xp,DV}^*$ を得た [図4(a)中の丸印5個]。これらの値と、 $x_{p,6} = 0.65$ における面積

(a) Design variables $a_{xp,DV}^*$ and $a_{m,DV}^*$, orifice area a_{xp}^* , and total orifice area a^* when $m_{1,1} = 40 \text{ t}$

(b) Design variable $a_{m,DV}^*$ optimized for each of aircraft masses $m_{1,q} = 40 \sim 130 \text{ t}$

Fig.4 Optimum design variables and optimum orifice areas

Fig.5 Comparison of optimum semi-active shock absorber with optimum passive shock absorber regarding mass variation

(a) Passive shock absorber optimized for aircraft mass $m_{1,10}=130\text{ t}$ (b) Semi-active shock absorber optimized for each of aircraft masses $m_{1,q}=40\sim130\text{ t}$

Fig. 6 Time history of acceleration of aircraft body

$a_6=0$ から、最適オリフィス面積 a_{xp}^* が得られる (同図中の破線)。したがって、オリフィス 1 の円孔の径を決めることにより、メタリングピンの外径が算出される。在来のパッシブ緩衝器においては、この最適オリフィスのみにより $40\sim130\text{ t}$ までの範囲の着陸質量 m_1 に対応しなければならない。

次に、オリフィス面積 a_{xp}^* のセミアクティブ緩衝器において、 $40\text{ t}\leq m_1\leq130\text{ t}$ の範囲の着陸質量から代表例として 10 個の値を選び、それらの各質量 $m_{1,q}$ ($q=1, 2, \dots, 10$) に対し最適化を行い、質量依存オリフィス 2 の各最適面積 $a_{m,DV}^*$ を得た [図 4(b)]。なお $m_{1,10}=130\text{ t}$ における $a_{m,DV}^*$ の値としては零が得られたが、この質量ではすでに最適オリフィス面積が得られているのであるから、零の値は当然である。

最適セミアクティブ緩衝器の総オリフィス面積 a^* は最適化の第 1 段階で求められた a_{xp}^* と第 2 段階で求められた $a_{m,DV}^*$ の和として表されるが、 $m_{1,1}=40\text{ t}$ の場合を例にとり、図 4(a) 中に実線で示す。

質量 m_1 の最大加速度 $|\ddot{x}_1|_{\max}$ の変動について、最適オリフィス面積 (図 4) を有するセミアクティブ緩衝器

(a) Passive shock absorber optimized for aircraft mass $m_{1,10}=130\text{ t}$ (b) Semi-active shock absorber optimized for each of aircraft masses $m_{1,q}=40\sim130\text{ t}$

Fig. 7 Relationship between resisting forces and displacement of shock absorber

とパッシブ緩衝器を比較した (図 5)。セミアクティブ緩衝器の場合はそれぞれが最適値であるが、パッシブ緩衝器の場合は $m_1=130\text{ t}$ における値のみ最適であり、他の値はシミュレーションで求められたものである。 $m_1=130\text{ t}$ のときは、両緩衝器の総オリフィス面積は同一であるので、 $|\ddot{x}_1|_{\max}$ の値は一致している。着陸質量の減少に伴い、最大加速度の値は、両緩衝器ともに増加しているが、最大質量に対する増加割合はセミアクティブ緩衝器のほうが遥かに少ない。すなわち、 $m_1=40\text{ t}$ の場合最大加速度は、パッシブ緩衝器では 152% 増加したのに対し、セミアクティブ緩衝器では 45.1% の増加割合に抑えられている。

着陸質量の減少に伴いその最大加速度が増加する理由は次のとおりである。まずパッシブ緩衝器の場合、図 2 の系においてばね k と質量 m_2 を除いた系を考える。動圧抵抗力は、式 (3) からわかるように、オリフィス面積とピストンチューブ相対速度の関数である。この系では、接地時におけるこれらの値は質量にかわりなく同一であるので、緩衝器総抵抗力 [式 (1)]

もまた質量にかかわらず同一となる。この値が最大値である場合、式(4)の第1式から、加速度は接地時最大となり、最大加速度は質量の減少に反比例して増加することがわかる。前述と同様に割合を算出すると、質量130 tに対する40 tの場合の最大加速度は225%増加することとなる。図2の系では、緩衝器だけでなくばね k もまた m_1 のもつ運動エネルギーを吸収するので、最大加速度の増加割合は前述のように152%まで低下したものの根本的な解決には至っていない。すなわち、ばね k の抵抗力は接地時零であることから、質量 m_1 の加速度は接地時にピーク値をもたず[図6(a)]、接地後、加速度がピークに向かう緩衝行程中にばね k も質量 m_1 のもつ運動エネルギーを吸収するので、 m_1 の値が小さく運動エネルギーの値が小さいほど、ピストンチューブ相対速度は減少し、したがって緩衝器最大抵抗力も減少する[図7(a)]。しかしながら、この減少割合は、 m_1 の減少割合ほどは大きくないので、式(4)の第1式から得られる最大加速度は m_1 の減少に伴って増加することとなったものである。

次に、セミアクティブ緩衝器において、着陸質量の減少に伴いその最大加速度が増加する理由は次のとおりである。一般に、緩衝器の最適化において、衝突物体の加速度の増加を抑制するためには、衝突質量の減少に合せて緩衝器総抵抗力は減らさなければならない。復元ばね力の小さい緩衝器の場合、その最大相対変位は衝突質量の大小にかかわらずその上限を取ることができたので、セミアクティブ緩衝器の総抵抗力は質量に合せて減少させることができ、その結果、衝突質量最大加速度は質量に依存せずほぼ同一となった⁽⁹⁾。それに対し本セミアクティブ緩衝器では、ピストンチューブ相対変位がその上限に近づくほど復元ばね力は他の抵抗力に比べ支配的となるので、空気ばねの抵抗力曲線が実質的にピストンチューブ変位の上限を表すものとなっている(図7)。このため、本緩衝器では、ピストンチューブ最大変位はいずれも空気ばねによる上限に達しているのであるが、機体質量が小さいほどこの最大変位は小さくなり、総抵抗力が最適化により限界近くまで低下したにもかかわらず[図7(b)]、機体最大加速度は機体質量の減少とともに増大する結果[図5, 6(b)]となったものである。航空機は空気ばねの抵抗力によって機体質量を支えることから、空気ばね抵抗力曲線を改善することによってこの問題を解決することは困難である。

なお、パッシブ緩衝器の場合は、ピストンチューブ最大変位は空気ばねの抵抗力曲線による上限に達しない

ことがある。例えば、最大質量時に対する最小質量時のピストンチューブ最大変位は、上限に達したセミアクティブ緩衝器では18.8%の減少に止まった[図7(b)]のに対し、パッシブ緩衝器の場合は49.5%減少した[図7(a)]。

セミアクティブ緩衝器において質量が大きい場合、加速度曲線のピーク付近はほぼ平坦であるが、質量が減少するにしたがって曲線の中央付近が落ち込んでいる[図6(b)]。この理由は次のとおりである。 $m_1=130$ tの場合、オリフィス面積はピストンチューブ変位の関数で、設計変数は5個あるので、曲線中の各ピーク値が同一になるように設計変数は選ばれている。これに対し、 $m_1 \leq 130$ tの場合、設計変数である質量依存のオリフィス面積は緩衝行程中一定値を取ることで、曲線中の二つのピークのみ最大値として同一になるような設計変数が最適解として選ばれているためである。したがって、前述の曲線の落込み込みを上げ、二つのピーク値を下げるためには、質量依存のオリフィス面積を緩衝行程中に可変として制御する必要があるものと考えられる。

ピストンチューブ変位 $x_p=0.13$ において、抵抗力曲線は急激に立上がっている(図7)。これは、オリフィス面積が急減したためである[図4(a)]。この影響は加速度曲線にも現れている(図6)。この点を改善するためには、 $x_{p,DV}=(x_{p,1}, x_{p,2}, \dots, x_{p,i}, \dots, x_{p,I\max})^T$ (図3)をも設計変数として設定しなければならない。

なお、本緩衝器の制御方法としてフィードフォワード方式を想定した理由は以下のとおりである。機体最大加速度に影響する変動量は機体降下速度の初期値と機体質量である。前者については最大値を想定しており、初期値の低下に対して機体最大加速度は低下すると考えられるので、オリフィス面積を制御する必要性は低い。また、機体質量については、極めて短時間の緩衝行程中(図6)その値は一定と見なすことができるので、前記方式を採用した。

7. 結 言

航空機降着装置用セミアクティブ油圧緩衝器の構造を考案した。航空機が降下速度3 m/sで着陸する場合について、機体質量最大加速度の最小化を目的とし、本緩衝器の2種類のオリフィス面積を最適化した。一つは緩衝器相対変位のみ依存し、他の一つは着陸質量のみ依存するオリフィスである。さらに、本最適緩衝器を最適パッシブ緩衝器と比較した。これらの結果を次に示す。

(1) 最適セミアクティブ緩衝器は最適パッシブ緩

衝器と同様質量変動の影響を受けるが、その度合いは前者のほうが少ないことがわかった。すなわち、最大質量 130 t が最小質量 40 t に変動した場合の機体最大加速度の増加割合は、パッシブ緩衝器の 152% に対しセミアクティブ緩衝器では 45.1% に抑制された。

(2) 最適セミアクティブ緩衝器が質量変動の影響を受ける理由は、空気ばね抵抗力が支配的な本緩衝器において、着陸質量が減少するほど緩衝器の最大相対変位は減少することによるものである。航空機は空気ばねの抵抗力によって機体質量を支えることから、空気ばね抵抗力曲線を改善することによってこの問題を解決することは困難である。

(3) セミアクティブ緩衝器の場合、加速度の時系列曲線は着陸質量が減少するほどその凹凸が増大した。これは質量変動対応オリフィスの面積が緩衝行程中一定値を取っているためである。

(4) 両最適緩衝器ともに、加速度の時系列曲線において急激に上昇するピークが見られた。この部分を改善するためには、オリフィス面積だけを設計変数とする本最適化の方法ではなく、オリフィス面積とその位置を組合せて最適化する方法を採用する必要がある。

(5) 以上のことから、本セミアクティブ緩衝器は、改善の余地はあるものの、パッシブ緩衝器よりも機体質量の変動に対応する能力が高いことがわかった。

末筆ながら本研究に際し協力いただいた本学機械工学科、熊倉進助手、学生谷川直樹君、吉田宗幸君に謝

意を表する。

文 献

- (1) Lou, Z., Ervin, R. D., Filisko, F. E. and Winkler, C. D., An electrorheologically controlled semi-active landing gear, *SAE Tech. Paper Ser.*, 93143 (1993).
- (2) Berg, C. D., The application of a smart landing gear oleo incorporating electrorheological fluid, *J. Intelligent Material System Structures*, 9-8 (1998), 592-600.
- (3) Krüger, W. R. and Kortüm, W., Multibody simulation in the integrated design of semi-active landing gears, *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Collection Tech. Papers*, AIAA-98-4361 (1998), 246-256.
- (4) Wang, X. and Carl, U., Fuzzy control of aircraft semi-active landing gear system, *Proc. 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting Exhibit*, AIAA-99-0265 (1999).
- (5) 日本航空宇宙学会, 航空宇宙工学便覧(第2版), (1992), 578, 丸善.
- (6) Howell, W. E., McGehee, J. R., Daugherty, R. H. and Vogler, W. A., F-106 B airplane active control landing gear drop test performance, *SAE Tech. Paper Ser.*, 901911 (1990).
- (7) 橋本奈津雄, 航空機と油圧(2)ランディングギア降着装置の機能とそこに活かす油圧技術, *油圧技術*, 36-10 (1997), 43-47.
- (8) 小金井玲子・前森健一, 航空機降着装置用セミアクティブ緩衝器の最適化, 機論 C 編投稿中 (No. 03-0424).
- (9) 前森健一・森原稔雄, ER 流体を用いた油圧緩衝器の最適設計, 機論, 62-603, C (1996), 224-4229.
- (10) Agrawal, S. K. and Fabien, B. C., *Optimization of dynamic system*, (1999), 29-31, Kluwer Academic.
- (11) 島内剛一・有澤誠・野下浩平・浜田穂積・伏見正則編, アルゴリズム辞典, (1994), 175-176, 共立出版.
- (12) Kowalik, J. and Osborne, M. R. (山本善之・小山健夫訳), 非線形最適化問題, (1975), 19, 培風館.
- (13) 文献(5)の458ページ.