

POPIS VYNÁLEZU

K AUTORSKÉMU OSVĚDČENÍ

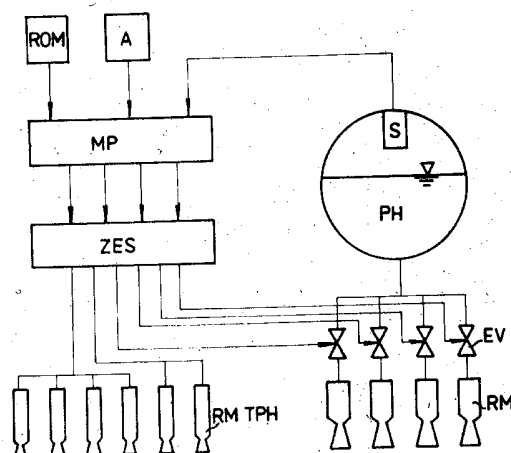
(40) Zveřejněno 11 06 87
(45) Vydáno 01 11 89

(51) Int. Cl.⁴
B 64 G 7/00

KŘÍŽEK BOHUSLAV ing. ŽELEZNÝ BROD

Způsob navození podmínek mikrogavitace a zařízení k provádění tohoto způsobu

(57) Řešení je určeno pro navození podmínek mikrogravitace v blízkosti povrchu země. Podstata spočívá v automatické regulaci rychlosti nosného prostředku mikropočítačem, kdy na základě vyhotovených údajů z programové paměti, akcelerometru a snímače tlaku v nádrži pohonných hmot jsou předávány impulsy přes zesilovač k elektroventilům spojeným s nádrží pohonných hmot a motory nebo jsou impulsy určeny k zapálení raketových motorů. Řešení lze využít pro vědecké a experimentální účely s využitím raketové techniky.



1

Vynález se týká způsobu navození podmínek mikrogravitace pohybem v blízkosti země a zařízení k provádění tohoto způsobu.

Určité vědecké experimenty se dají provádět pouze v beztlížném stavu. Dosažení téměř beztlížného stavu v blízkosti země v prodlouženém intervalu je značně obtížné. Volně vržené těleso se v homogenním gravitačním poli a neodporujícím prostředí pohybuje po parabolické dráze, přičemž se nachází v dynamickém stavu beztlíže. Jedná se o případ idealizovaný, protože gravitační pole sférického tělesa je sbíhavé a jeho intenzity ubývá se čtvercem vzdálenosti. V případě pohybu atmosférou, jejíž hustoty ubývá přibližně exponenciálně s výškou, přistupuje navíc vliv odporujícího prostředí. Parabolická dráha za ideálních podmínek je plně určena vektorem počáteční rychlosti. Působení poruchových vlivů, které nelze nikdy zcela vyloučit, způsobuje, že nikdy nenastává situace, aby tíhové zrychlení, měřené v soustavě pohybujícího se tělesa, bylo rovno přesně nule. Technické přiblížení ideálnímu stavu je označováno jako mikrogravitace, které se dosahuje tak, že nosný prostředek se pohybuje po balistické dráze, přičemž se mohou silovým působením kompenzovat rušivé vlivy. Dosud známé prostředky, kterými lze podmínky mikrogravitace pro experimentální využití navodit, jsou rychlozdvíže, letouny, rakety nebo umělá kosmická tělesa. Tyto prostředky se vyznačují buď krátkou dobou trvání mikrogravitace, nebo značnou výškou dráhy. Trvalé navození mikrogravitace lze docílit výhradně na umělém kosmickém tělese. Přechodným typem mezi prostředky pozemskými a kosmickými je výšková raketa, která se pohybuje pasívně po balistické dráze ve velkých výškách. Každý způsob a prostředek je charakterizován čtyřmi základními parametry. Jsou to doba trvání mikrogravitace v sekundách, kvalita mikrogravitace udávaná obvykle ve zlomcích normálního tíhového zrychlení g_0 , výše nákladů v přepočtu na jeden experiment a velikost prostoru ohroženého pohybem použitého prostředku. Nevýhodou všech známých prostředků jsou vysoké náklady. K tomu přistupuje, mimo kosmických těles, krátká doba trvání řádu desítek sekund a nízká kvalita mikrogravitace řádu $10^{-1} g_0$, daná vlivem lidského činitele. Nevýhodou použití výškové rakety, kde je běžně dosahováno časů stovek sekund a kvalita lepší než $10^{-4} g_0$, je velký ohrožený prostor, daný potřebným dostupem, převyšujícím 100 km. Z praktického hlediska pak už není zásadní rozdíl mezi výškovou raketou a kosmickými prostředky.

Uvedené nevýhody v podstatě odstraňuje způsob navození podmínek mikrogravitace a zařízení k provádění tohoto způsobu podle tohoto vynálezu, jehož podstata spočívá v tom, že automatická regulace, řízená mikropočítačem na základě údajů v pevné programové paměti, akcelerometru jako

2

snímače regulované veličiny a snímače tlaku v nádrži pohonných hmot při dosažení potřebné počáteční rychlosti, odpovídající zadané době trvání mikrogravitace, vycházející ze vztahu $T = \sqrt{\frac{8Y}{g}}$, vyšle impuls otevírající elektroventily, z nichž se přivádí pohonná směs do motorů, případně se přivede impuls k zapálení raketových motorů, přičemž reaktivním tahem těchto motorů se eliminují ztrátové složky rychlosti, způsobené odporem prostředí, náhodných rušivých vlivů způsobených rozptylem technických parametrů nosného prostředku a odchylkami stavu atmosféry, čímž se docílí lineárního průběhu rychlosti nosného prostředku, při níž dochází k prodloužené mikrogravitaci. Automatická regulace obsahuje paměť, která je připojena na vstup k mikropočítači, k jehož vstupu je současně napojen akcelerometr jako snímač regulované veličiny a snímač pohonných hmot, umístěný v nádrži pohonných hmot, přičemž výstupy mikropočítače jsou napojeny na vstupy zesilovače. Výstupy zesilovače jsou spojeny se vstupy ventilů, které jsou jednak spojeny s nádrží pohonných hmot a jednak s motory. Výstupy zesilovače jsou připojeny na vstupy raketových motorů.

Výhodou navrhovaného způsobu podle vynálezu je to, že umožňuje start po vertikále a zvyšováním počáteční rychlosti lze dobu letu libovolně prodlužovat, přičemž doba trvání mikrogravitace může dosáhnout až několikanásobku hodnot běžných u pozemských prostředků, a to s přijatelnými nároky na střelecký prostor. Nosný prostředek podle vynálezu může podle potřeby být dostatečně malý, jednoduchý, levný a v provozu trvale k dispozici.

Způsob a zařízení k navození mikrogravitace je blíže objasněn na přiložených zobrazeních, kde na obr. 1 je uveden teoretický vztah mezi rychlostí, výškou a dobou letu, na obr. 2 je průběh rychlosti $v(t)$ a zrychlení $a(t)$, na obr. 3 je uveden teoretický průběh tahu $P(t)$ letového motoru a obr. 4 představuje blokové schéma zařízení automatické regulace tahu letového motoru.

Způsob navození podmínek mikrogravitace spočívá v tom, že během pohybu po balistické dráze je reaktivním tahem automaticky ovládána rychlost, přičemž požadovaného lineárního průběhu rychlosti se dosahuje kompenzací ztrátové složky rychlosti, způsobené odporem prostředí a eliminací náhodných rušivých vlivů, způsobených rozptylem technických parametrů nosného prostředku a odchylkami stavu atmosféry. Změna rychlosti $v(t)$ probíhá pak podle přímky dané rovnicí $v = v_y - gt$, kde v_y je daná počáteční rychlost vrhu a g normální gravitační zrychlení. Po celou dobu, kdy se změna rychlosti řídí tímto lineárním zákonem, panují v experimentálním bloku (resp. v souřadné soustavě pohybujícího se tělesa) podmínky mikrogravitace s odchylkami od nulové

3

hodnoty nepřevyšujícími zadané meze $\pm \Delta$ a jak je ukázáno v detailu na obr. 2. Potřebný teoretický průběh tahu $P(t)$ letového motoru je ukázán na obr. 3, a to pro polovinu celkové doby trvání mikrogravitace T . Průběh tahu je symetrický podle osy symetrie procházející bodem $T/2$, kde je tah nulový. Šrafované sloupce označené I a II v grafu představují možnost pokrytí podstatné části požadovaného celkového impulsu činností svazku mikromotorů s TPH (tuhou pohonnou hmotou). Potřebné počáteční rychlosti v_y , odpovídající zadané době trvání mikrogravitace podle tabulky na obr. 1, je možno dosáhnout buď raketovým motorem (který je částí nosného prostředku), nebo pozemním zařízením, a to buď působením tlaku plynů nebo elektromagneticky. V tabulce na obr. 1 je dále ještě uvedena celková výška vrhu Y v metrech, která je dále vyznačena šrafovanou plochou trojúhelníka v diagramu $v - t$ na obr. 2.

Zařízení k provádění způsobu je tvořené nosným prostředkem v podobě kompaktního aerodynamického tělesa tvaru střely se stabilizačními plochami a návratovým zařízením, obsahující vlastní experimentální blok a letový motor s automatickou regulací tahu podle blokového schématu na obr. 4. Letový motor s automatickou regulací se skládá z pevné programové paměti ROM, akcelerometru A jako snímače regulované veličiny a snímače tlaku S v nádrži PH (pohonných hmot) spojených svými výstupy s palubním mikropočítačem MP, jehož výstupy jsou prostřednictvím zesilovače ZES spojeny s elektroventily EV jednotlivých komor RM letového motoru. Při použití energeticky bohatších a cenově výhodnějších mikromotorů RM TPH pro pokrytí větší části potřebného celkového impulsu je pak mikropočítač MP svými výstupy prostřednictvím zesilovače ZES připojen k zažehovačům mikromotorů RM TPH. Pohonnou hmotou letového motoru pak může být např. stlačený plyn. Přesná regulace tahu (musí představovat pouze rozdíl mezi tahem skupiny mikromotorů a celkovým požadovaným tahem) je v tomto případě technicky nejméně náročná.

Způsob a zařízení podle vynálezu je určeno k navození podmínek mikrogravitace pohybem v blízkosti povrchu země, zejména pro experimentální využití.

PŘEDMĚT VYNÁLEZU

1. Způsob navození podmínek mikrogravitace v blízkosti povrchu země raketovým nosným prostředkem s ovládáním rychlosti pomocí automatické regulace, vyznačený tím, že automatická regulace, řízená mikropočítačem na základě údajů v pevné programové paměti, akcelerometru jako snímače regulované veličiny a snímače tlaku v nádrži pohonných hmot při dosažení potřebné počáteční rychlosti odpovídající zadané době trvání

4

mikrogravitace, vycházející ze vztahu $T = \sqrt{\frac{8v}{g}}$ přes zesilovač vyšle impuls otevírající elektroventily, z nichž se přivádí pohonná směs do motorů případně se přivede impuls k zapálení raketových motorů, přičemž reaktivním tahem těchto motorů se eliminují ztrátové složky rychlosti, způsobené odporem prostředí, náhodných rušivých vlivů způsobených rozptylem technických parametrů nosného prostředku a odchylkami stavu atmosféry, čímž se docílí lineárního průběhu rychlosti nosného prostředku, při níž dochází k prodloužené mikrogravitaci.

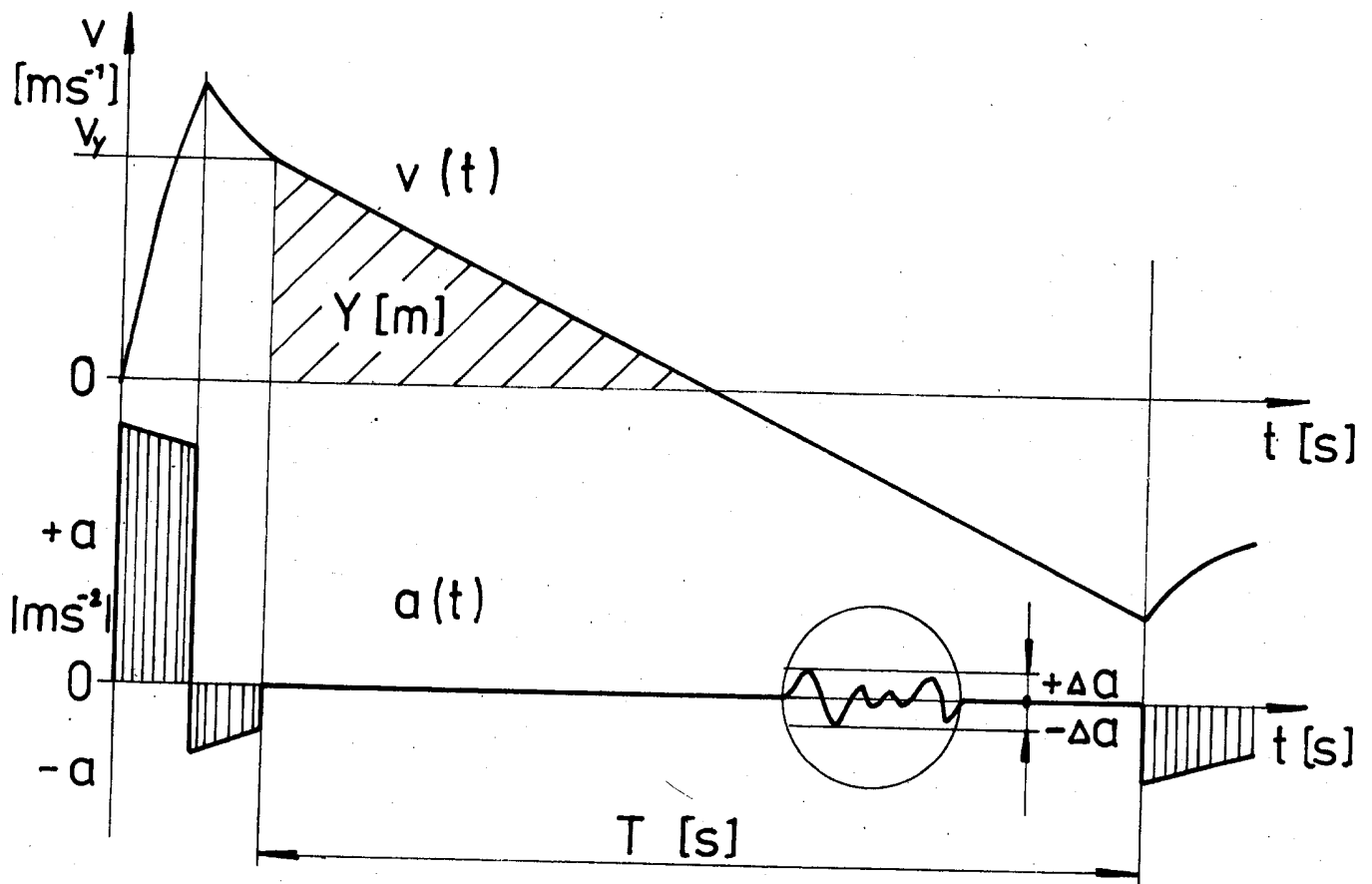
2. Zařízení k provádění způsobu podle bodu 1, sestávající z nosného prostředku v podobě rakety, obsahující nosný motor, stabilizační plochy, experimentální blok, letový motor s ovládáním rychlosti pomocí automatické regulace, vyznačené tím, že automatická regulace obsahuje pevnou programovou paměť (ROM), která je připojena na vstup k mikropočítači (MP) k jehož vstupu je současně napojen akcelerometr (A) jako snímač regulované veličiny a snímač (S) pohonných hmot (PH), umístěný v nádrži pohonných hmot, přičemž výstupy mikropočítače (MP) jsou napojeny na vstupy zesilovače (ZES), dále výstupy zesilovače (ZES) jsou spojeny se vstupy elektroventilů (EV), které jsou jednak spojeny s nádrží pohonných hmot (PH), jednak s motory (RM).

3. Zařízení podle bodu 2, vyznačené tím, že výstupy zesilovače (ZES) jsou připojeny na vstupy raketových motorů (RM TPH).

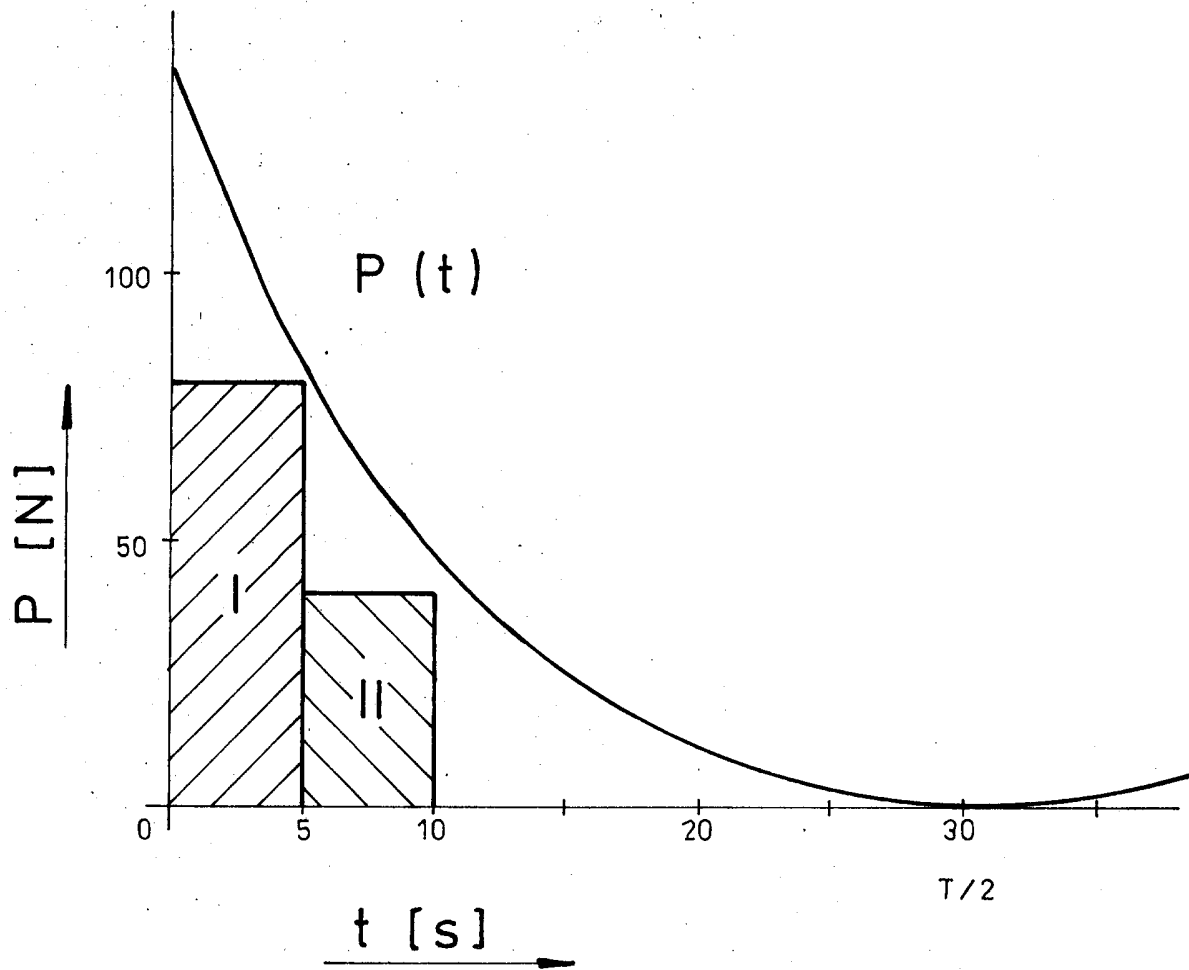
3 výkresy

T [s]	Y [m]	v_y [m s ⁻¹]
1	1,25	4,9
5	30,7	24,5
10	122,6	49,7
15	275,9	73,6
20	490,5	98,1
30	1103,6	147,2
40	1962	196,2
50	3065	245,3
60	4415	294,3
100	12262	490,-
120	17658	588,6
180	39730	882,9

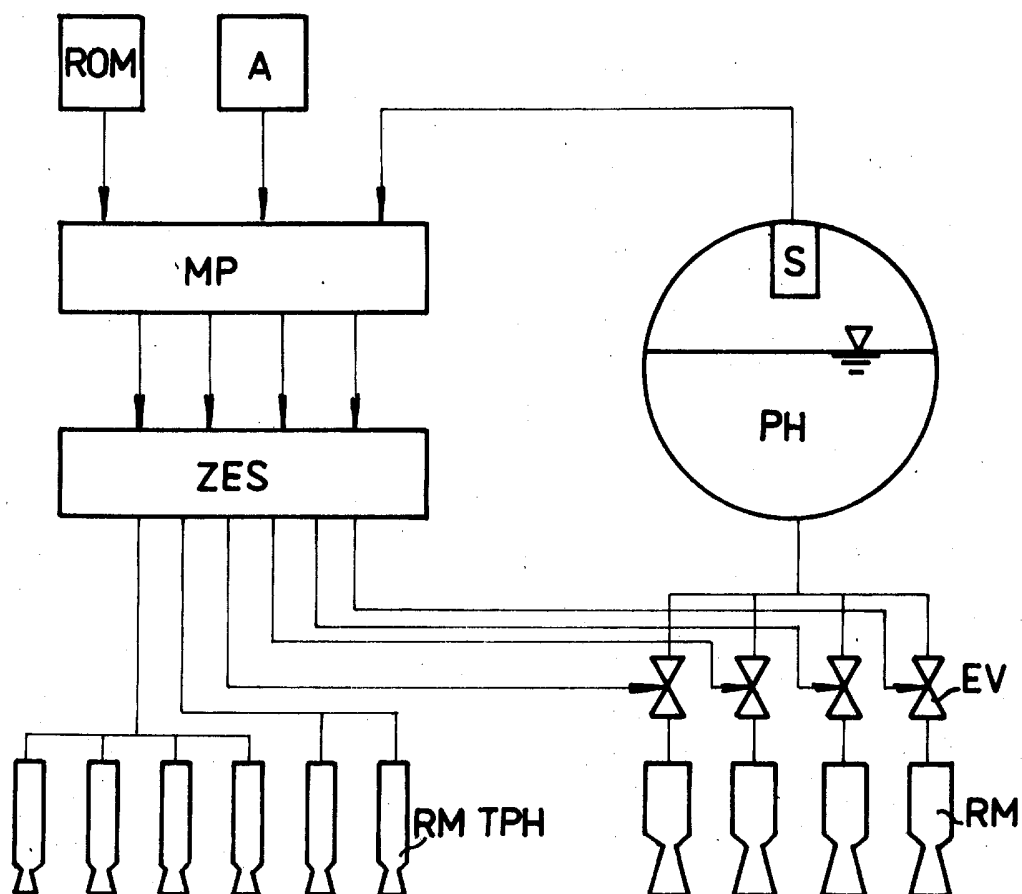
Obr. 1



Obr. 2



Obr. 3



Obr. 4