



Řídicí systém lunárního modulu programu Apollo

Západočeská Univerzita V Plzni
Katedra Kybernetiky
Semestrální práce - HKUI

Jan Zvěřina
1. semestr
5. února 2023

Obsah

1	Úvod	2
2	Fly by wire	2
3	Řídící jednotka	2
4	Vstupní část	3
4.1	IMU	3
4.2	Radary	4
4.3	DSKY	4
4.4	Dálší ovládací prvky	4
5	Výstupní část	5
5.1	DSKY	5
5.2	Motory	6
6	Závěr	7
	Seznam obrázků	8
	Seznam zdrojů	8

1 Úvod

Lunární modul programu Apollo bylo dvoustupňové plavidlo, jež mělo dopravit dvojici astronautů z velitelského modulu na nízké oběžné dráze měsíce na jeho povrch za pomoci sestupového stupně, a po ukončení mise zpět na oběžnou dráhu a spojení s velitelským modulem pomocí vzletového stupně. Program Apollo byl v mnoha ohledech revoluční. Mimo jiné jako první pilotovaný vesmírný program zavedl použití systému fly by wire, a dokonce předvedl i první jeho plně elektrickou verzi.

2 Fly by wire

Fly by wire je způsob řízení, při kterém se vstup ovládacího mechanismu převádí na elektrický signál, který je zpracován řídicí jednotkou, namísto přímého mechanického ovládání řídicích prvků. Tento způsob řízení využívá uzavřenou smyčku, kde odchylka systému je definována jako rozdíl současné polohy a požadovaným vstupem ovládacího prvku.

3 Řídicí jednotka

Řídicí jednotkou celého programu Apollo byl Apollo guidance computer. V průběhu celého programu byly použity 2 verze. BLOCK I byl původně použit na nepilotovaných misích. Z důvodu některých komplikací jeho struktury byl pro pilotované mise použit BLOCK II, který stavěl na funkčnosti prvního zatímco sám přinášel některá vylepšení. Jeho architektura byla 16 bitová, kde 14 bitů bylo použito pro samotná data, 1 bit sloužil pro určení znaménka a poslední sloužil jako lichý paritní bit. Jednou z největších komplikací celé řídicí jednotky byla paměť, ta byla rozdělena na elektronicky mazatelnou pro ukládání výsledků výpočtů a adres registrů a read only na které byly uloženy programy bez nutnosti změny v průběhu mise. Finální rozměry byly 36 000 datových struktur pro read only a 2 000 datových struktur pro mazatelnou. Kdyby byla použita 14 bitová struktura pro adresování, bylo by možno dosáhnout pouze lehce přes polovinu potřebného rozsahu. Paměť byla tedy rozdělena do několika bank a pro adresování použita 12 bitová struktura, ke které byly přidány 2 bity pro výběr paměťové banky. Read only paměť byla sestavena z takzvaných core rope článků. Jednalo se o vodivou

destičku na které byly ručně pletené vodivým drátem 6 bitové datové struktury. Tento způsob byl náročný na konstrukci a zaváděl velký prostor pro chybovost, měl ale větší hustotu dat na objem než jiné ekvivalenty.

Programy byly psány v jazyku assembler. Produkovaný software měl zajišťovat plnou nezávislost modulu na spojení se Zemí. Jeho tvorba se potýkala s mnoha problémy, jedním z hlavních byla neustálá změna požadavků a očekávání jednotlivých misí. Jednotlivé programy tedy musely být navzájem nezávislé. To usnadnilo vývoj jednotlivých funkcí a umožnilo operativně přidávat nové programy. Původní software měl být mnohem obsáhlejší, kvůli velikosti paměti bylo ale nutno jeho funkcionalitu zredukovat. Opustilo se tedy od návrhu zajistit posádce plnou autonomii a tak byl celý program závislý na spojení s řídicím střediskem na Zemi.

Architektura řídicí jednotky byla priority interrupt. Ta vždy upřednostňuje vykonávání úkonů s nejvyšší prioritou. Úkony byly rozděleny na dvě skupiny, jedna byla pro programy s délkou vykonávání delší než 4 milisekundy, druhá byla pro programy kratší. Každá z nich měla svůj vlastní zásobník programů a pořadník priority.

4 Vstupní část

4.1 IMU

IMU nebo inertial measurement unit obsahuje 3-osý akcelerometr a 3-osý gyroskop. Tyto dvě zařízení byla umístěna na 3-osém gimbalu, který pomocí chybových signálů gyroskopu stabilizuje jejich orientaci. Řídicí jednotka odečítá údaje o poloze podle úhlů gimbalu. Použití pouze 3-osého gimbalu přineslo výhody ve složitosti a hmotnosti zařízení, přineslo ovšem jednu velkou nevýhodu. Tou byl gimbal lock. Pokud by se dvě osy dostaly do vzájemně paralelní pozice, došlo by ke ztrátě jedné osy volnosti. Aby tomu bylo zabráněno, musel být kladen větší důraz na plánování letové trajektorije tak, aby nebylo modulu dovoleno se do takové pozice dostat.

Ani gyroskop ani akcelerometr nebyly bezchybné zařízení. Ačkoliv chyba nebyla velká, bylo potřeba periodicky tuto chybu korigovat poskytnutím skutečných informací o poloze. K tomu mohlo sloužit zařízení na palubě velitelského modulu jež odečítalo orientaci podle hvězd, nebo telemetrické údaje ze Země. Ty byly výrazně přesnější, a při spojení sloužily jako hlavní reference pro řídicí systém.

4.2 Radary

Na palubě lunárního modulu se nacházeli dva radary. Jeden přistávací a jeden dokovací. Přistávací radar je standartní doplerův radar, jež měří vzdálenost od povrchu pomocí změn ve frekvenci vyslaných a přijatých elektromagnetických vln. Dokovací radar funguje ve spojení s transpondérem na velitelském modulu. Měří vzdálenost a změnu vzdálenosti pomocí doplerova jevu a úhel a změnu úhlu metodou srovnání amplitud monopulsního radaru.

4.3 DSKY

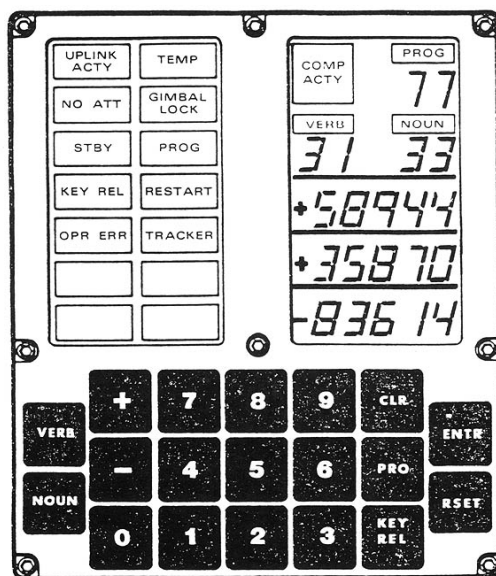
Lunární (I velitelský) modul obsahoval mimo jiné ovládací prvky i jednotku pro přímou interakci s naváděcím počítačem. Touto jednotkou byl DSKY, neboli DiSplay, KeYboard. (čteno jako dis-kee) DSKY byl rozdělen na 3 hlavní části:

1. Světelný panel s 10 výstupy, jež označovaly nečekané situace.
2. Vysokonapěťový elektroluminescentní display s pěti řádky po až 7 segmentových displejích.
3. Klávesnici která replikovala kalkulačkový vstup.

Poslední zmíněná část jako jediná zajišťovala vstup. Pomocí ní se spouštěli programy využitím dvojce dvouciferných kódů, kde první doučísli reprezentovalo sloveso, neboli program ke spuštění a druhé reprezentovalo podstatné jméno, odpovídající konkrétním akcím spouštěného programu. Obsahem klávesnice byla numerická tlačítka 0 – 9, klávesy + a -, jež identifikovali počátek zadávání čísel desítkové soustavy, klávesy VERB a NOUN pro zadávání slovesa či podstatného jména, klávesu RESET, jež restartovala chybové kódy, klávesu KEY REL, keyboard release, jež umožnila řídicí jednotce zobrazit data o následujících krocích. Klávesy Enter a CLEAR, jež potvrdily respektive vyprázdnily vstupní registr. A klávesu PRO, neboli Proceed – potvrzení akce, jež se používala při zahajování kritických úkonů.

4.4 Další ovládací prvky

Mimo automatické ovládání letu pomocí řídicí jednotky měli astronauti na palubě možnost ovládat sestup manuálně pomocí dvou joisticků. První z nich, po pilotově levé ruce byl ovladač translačních manévru a tahu motoru. Po pravé ruce pilota ležel joystick na manuální korekci výšky a rychlosti sestupu. Míru influence jednotlivých ovládacích prvků vůči jednotlivým hard-



Obrázek 1: DSKY

warevým výstupům určoval řídicí systém. Toto ovládání bylo přímo zrcadleno i pro druhého člena posádky.

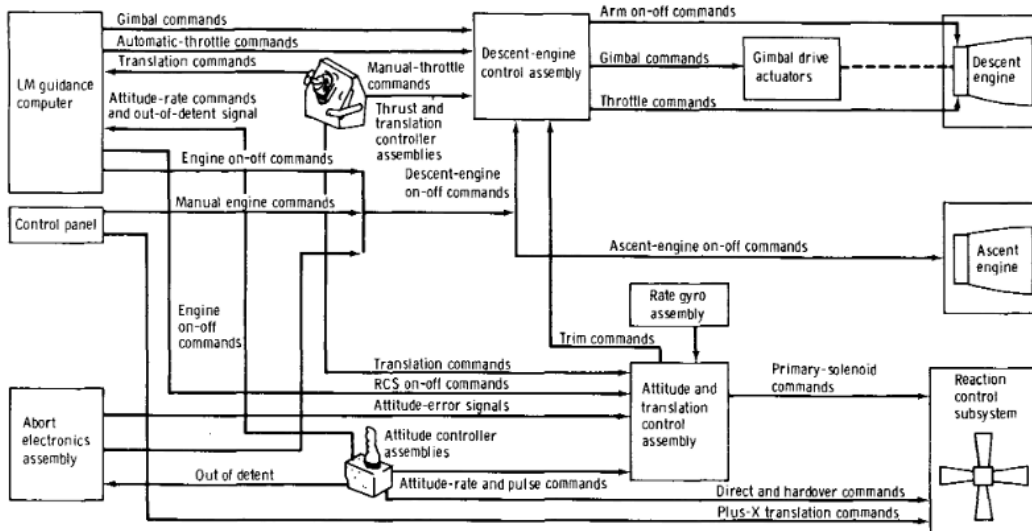
Dále měla posádka dostupné diskretní ANO/NE vypínače všech hardwarových výstupů. Schéma celého ovládacího systému je zobrazeno na obrázku 2.

5 Výstupní část

5.1 DSKY

DSKY má mimo vstupní konzole dvě části, na které zobrazuje data pro posádku. Jednou je 5-ti řádkový semi segmentový display, na který řídicí jednotka vypisuje informace o právě běžícím programu. Na první řádce se nachází indikační světélko probíhajících výpočtů a číslo právě běžícího programu. Na druhé řádce jsou informace o právě zadávaném podstatném jménu a slovesu. Poslední tři řádky slouží pro výstup programu, případně odpovídají třem vstupním registrům při uživatelském vstupu.

Druhou výstupní částí DSKY je světelný panel, který má pro lunární modul 14 políček, jež zobrazují nestandartní stavy. UPLINK ACTY – příjem te-



Obrázek 2: Blokové schéma ovládacího systému

lemetrických dat. TEMP – mimo teplotní limit. NO ATT – bez údajů o výšce. GIMBAL LOCK – IMU gimball lock. STBY – standby mód. PROG – programový error. KEY REL – řídicí jednotka má data ke zobrazení. RESTART – probíhající restart. OPR ERR – chybně zadaná vstupní data. TRACKER – Stykovací radar zapnut. ALT – Přistávací radar zapnut, v případě že údaje o výšce neodpovídají plánovanému profilu bliká. VEL - řistávací radar zapnut, v případě že údaje o rychlosti neodpovídají plánovanému profilu bliká. DAP NOT IN CONTROL – Autopilot není spuštěn. PRIORITY DISPLAY – Kritická data ke zobrazení.

5.2 Motory

V přistávací konfiguraci používá lunární modul pro řízení výšky hlavní hypergolický motor. Ten má jednak možnost ovládní tahu v rozmezí, jež umožňuje provádět modulu udržet konstantní výšku, a jednak gimbal, který umožňuje měnit vektor tahu motoru. Tento gimbal je však určen jen k malým statickým úpravám a smyčka řídicího systému je uzavřena přes boční RCS motorky na chladné palivo. RCS, neboli reaction control system tvoří 4 skupiny motorků ve stejné vzdálenosti od středu rotace. Systém je rozdělen do dvou párů po 8 motorcích. Tímto je dosaženo volnosti ve všech 3 osách rotace.

Ve vzletové konfiguraci je použit jiný hlavní motor, tentokrát se statickým tahem a bez možnosti ovládnání vektoru tahu. Tento motor zajišťuje pouze dosažení oběžné dráhy, o stykové manévry se starají RCS motory, které mohou v případě potřeby i podpořit vzlet.

6 Závěr

Historický přínos programu Apollo pro řídicí systémy byl významný. Zavedl použití Fly by wire jako standardu pro vesmírné programy. Byl prvním vesmírným programem, při němž pilotované lety ovládal téměř výhradně počítač. Jako první zařízení využívala řídicí jednotka křemíkové polovodiče. A přinesl inovaci ve způsobu interakce člověk stroj.

Seznam obrázků

1	DSKY	5
2	Blokové schéma ovládacího systému	6

Seznam zdrojů

HOAG, David G. APOLLO GUIDANCE, NAVIGATION AND CONTROL: A PROGRESS REPORT [online]. Massachusetts Institute of Technology, duben 1969 [cit. 2023-02-05]. Dostupné z: <https://web.mit.edu/digitalapollo/Documents/Chapter6/hoagprogreport.pdf>

STAMERIS, William A. APOLLO GUIDANCE, NAVIGATION AND CONTROL: DESIGN SURVEY OF THE APOLLO INERTIAL SUBSYSTEM [online]. Massachusetts Institute of Technology, březen 1970 [cit. 2023-02-05]. Dostupné z: <https://www.ibiblio.org/apollo/Documents/19700018941.pdf>

CHILTON, Robert G. APOLLO SPACECRAFT CONTROL SYSTEMS [online]. NASA Manned Spacecraft Center, červen 1965 [cit. 2023-02-05]. Dostupné z: <https://www.ibiblio.org/apollo/Documents/19670007177.pdf>

SHELTON, Harold D. APOLLO EXPERIENCE REPORT - GUIDANCE AND CONTROL SYSTEMS: LUNAR MODULE STABILIZATION AND CONTROL SYSTEM [online]. NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION, listopad 1975 [cit. 2023-02-05]. Dostupné z: <https://core.ac.uk/download/pdf/42886331.pdf>

HOAG, David G. THE HISTORY OF APOLLO ON-BOARD GUIDANCE, NAVIGATION, AND CONTROL [online]. The Charles Stark Draper Laboratory, Inc., říjen 1976 [cit. 2023-02-05]. Dostupné z: http://klabs.org/history/history_docs/mit_docs/1711.pdf

Computers in Spaceflight: The NASA Experience: Computers On Board The Apollo Spacecraft [online]. [cit. 2023-02-05]. Dostupné z: <https://history.nasa.gov/computers/Part1.html>

O'BRIEN, Frank. Apollo 15 Lunar surface journal: Delco LM Manual [online]. Delco Electronics [cit. 2023-02-05]. Dostupné z: <https://www.hq.nasa.gov/alsj/a15/A15Delco.pdf>

Apollo lunar surface journal: Lunar Module Landing Radar and Rendezvous Radar [online]. [cit. 2023-02-05]. Dostupné z: <https://www.hq.nasa.gov/alsj/alsj-LMRadars.html>

Display and Keyboard Assembly [online]. [cit. 2023-02-05]. Dostupné z: https://nassp.space/index.php/Display_and_Keyboard_Assembly

Obrázek 1: P54 [online]. In: . [cit. 2023-02-05]. Dostupné z: <https://history.nasa.gov/computers/p54.jpg>

Obrázek 2: SHELTON, Harold D. APOLLO EXPERIENCE REPORT - GUIDANCE AND CONTROL SYSTEMS: LUNAR MODULE STABILIZATION AND CONTROL SYSTEM [online]. NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION, listopad 1975, 3 [cit. 2023-02-05]. Dostupné z: <https://core.ac.uk/download/pdf/42886331.pdf>