

DÁLKOVÉ ŘÍZENÉ STŘELY PROTI POZEMNÍM CÍLŮM

Technik major Antonín Hálek

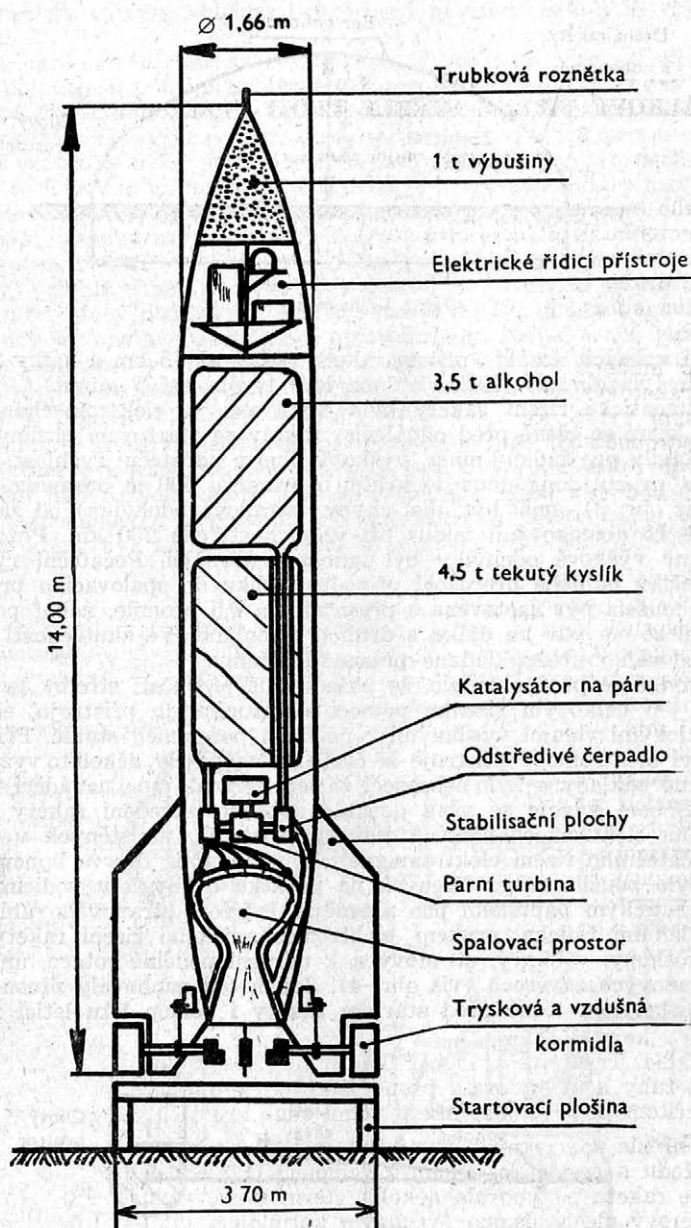
Z druhé světové války je dobře známa německá létající střela s pulsačním motorem V 1. Tato střela nebyla řízena na dálku, měla jen časově nastavitelné cílové zařízení s automatickým dodržováním stanovené počáteční dráhy letu. Nad cílovým prostorem časové cílové zařízení navedlo letící střelu do pozemního cílového prostoru s poměrně velkým rozptylem.

Druhá mnohem dokonalejší německá dálková řízená střela byla poháněna raketovým motorem a je známa pod označením V 2. Protože princip nyní vyráběných dálkových řízených střel je odvozen od V 2, popíši podrobněji její hlavní konstrukční prvky a zařízení. První serie vyráběných raketových střel V 2 byly řízeny podle předem přesně nastavených hodnot těsně před odpálením rakety.

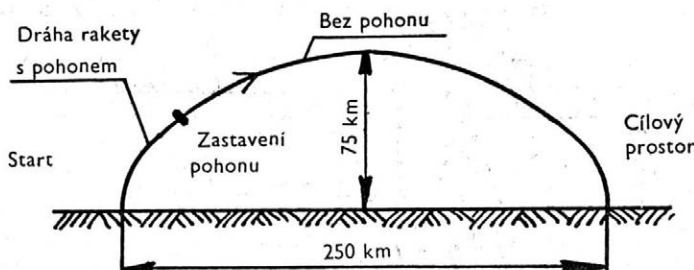
V přední části raketové střely (obr. 1) byla umístěna jedna tuna výbušiny s nárazovou roznětkou. Pod ní bylo oddělení s elektrickými a elektronickými přístroji k řízení. Ve střední části rakety byly dvě nádrže na tekutý alkohol a kyslík. Alkohol a kyslík tekli do dvou odstředivých čerpadel poháněných parní turbinou a dodávajících palivo pod velkým tlakem do spalovacího prostoru rakety. Pára k pohonu turbíny se vyráběla z koncentrovaného pyroxydu vodíku, který se účinkem katalysátoru rozkládal na vodní páru a kyslík. Výkon turbíny byl 300 kW po dobu 1 minuty. Alkohol z čerpadla obtékal nejprve jako chladicí prostředek dvojitou stěnu výtokové trysky pro spalované plyny, a pak vstupoval velkým počtem vstříkovacích trysek v podobě jemného deště do spalovacích komůrek umístěných kolem hlavního spalovacího prostoru. Tekutý kyslík přitékal potrubím od odstředivého čerpadla přímo do spalovacích komůrek, kde se vstříkoval silným proudem do alkoholové mlhoviny. Při výbušném spalování dosahovala teplota v hlavním spalovacím prostoru 2000°. Žhavé plyny proudily výtokovým tryskovým otvorem ve spodní části rakety ven a dosáhly rychlosti asi 2000 m za vteřinu a za letu rakety tvořily ohnivý ohon rakety, dlouhý asi 15 m.

Raketa se řídila čtyřmi velkými stabilizačními plochami na zádi, čtyřmi vzdušnými kormidly a čtyřmi kormidly tryskovými. Vzdušná a trysková kormidla fungovala přesně jako výškové kormidlo a směrovka letadla. Trysková kormidla byla nejprve zhotovována z wolframu, později z tuhy a odchylovala proud žhavých plynů více nebo méně na stranu. Přitom působily na raketu velmi silné kroucí momenty.

Reakční síla spalovaných plynů byla asi 27 t a poháněla raketu směrem kupředu s trvale rostoucím zrychlením. Po odpálení se startovací plošiny se raketa pohybovala několik vteřin svisle vzhůru. Pak pootočil strojní pérový mechanismus výškovým kormidlem tak, že raketa letěla šikmo pod úhlem 45° po předem nastavené výstřelné dráze. Asi po 60 vteřinách, ve výši asi 20 km, byl přívod kyslíku náhle uzavřen a raketa letěla dále již jen jako střela po parabolické dráze. Vzhledem k velké počáteční rychlosti, asi 1500 m za vteřinu, a k malému odporu vzduchu ve



Obr. 1. Podélný řez raketou V 2



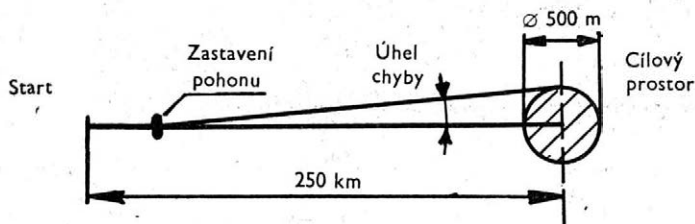
Obr. 2. Dráha rakety V 2

velkých výškách dosáhla přitom raketa výšky až 75 km a dálky 250 až 300 km (viz obr. 2). Celková doba letu trvala asi 5 minut.

Automatické řízení rakety bylo sestaveno z elektromechanických prvků, které se těsně před odpálením rakety se startovací plošiny přesně nastavily pro žádaný směr, výškový úhel a počáteční rychlost. Jestliže měla raketa dopadnout do kruhu o průměru 500 m opsaného kolem cíle (viz obr. 3), směl být úhel chyby (stranová odchylka) od záměrné nejvýše 15 obloukových minut při vzdálenosti cíle 250 km. Požadavek přípustné výškové odchylky byl mnohem mírnější. Počáteční rychlost v okamžiku náhlého přerušení přívodu kyslíku do spalovacího prostoru rakety musela být nastavena s přesností na 0,5 promile, neboť počáteční rychlost má vliv na dálku s druhou mocninou. Ve skutečnosti se nikdy nedosáhlo předpokládané přesnosti střelby.

Původně se předpokládalo, že požadované přesnosti střelby bude dosaženo jen dálkovým řízením pomocí elektronických přístrojů, elektromagnetickými vlnami vysílanými z pevných pozemních stanic. Příslušné naváděcí elektronické přístroje se proto stále vyvíjely, ačkoli to vyžadovalo značné náklady a bylo nebezpečí, že nepřítel bude moci naváděcí signály rušit. Během vývoje se však dosáhlo dobrého navedení rakety na cíl zlepšením elektromechanických řídicích přístrojů, umístěných v raketě bez počátečního řízení elektromagnetickými vlnami. Teprve koncem roku 1944 bylo použito raket řízených na počátku dráhy letu vodícím elektromagnetickým paprskem pro přesnější dodržení stranového úhlu.

Základním řídicím prvkem elektromechanického řízení rakety byly tři gyroskopy, výškový, stranový a k udržení podélné rotace, umístěné v kardanových závěsech (viz obr. 4). Jejich osy zachovaly přesnou polohu nastavenou těsně před startem rakety i během letu letící rakety

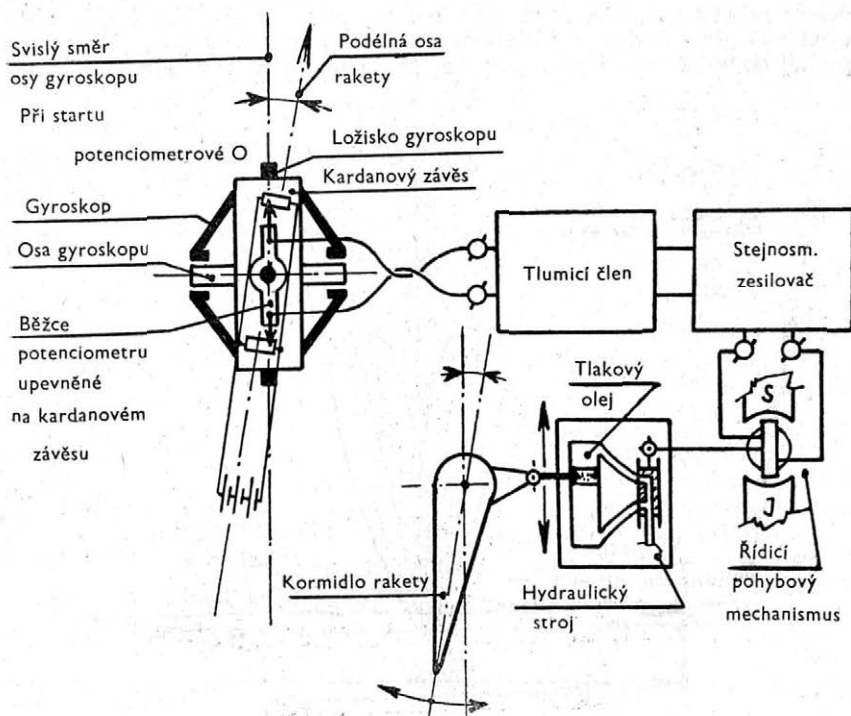


Obr. 3. Dráha rakety V 2

jako pevnou výchozí veličinu pro přesné navedení rakety do žádaného směru.

Na kardanovém závěsu výškového gyroskopu jsou umístěny dva běžce potenciometrů. Potenciometrové odporové vinutí je pevně připevněno na konstrukci rakety. Letí-li raketa těsně po odpálení přesně kolmo vzhůru, má výškový gyroskop nastavenou osu též pro přesný let kolmo vzhůru a běžce potenciometrů jsou ve střední poloze a na potenciometrech nevzniká rozdíl napětí. Odchýlí-li se raketa od přesně svislého směru, zůstává výškový gyroskop setrvačností stále ve stejné poloze a jeho kardanový závěs natočí běžce potenciometrů a na odporovém vinutí potenciometrů vznikne napětí úměrné úhlu odchýlení dráhy letu rakety. Vzniklé napětí se vede přes tlumicí člen dále do stejnosměrného zesilovače, který dodává již zesílený proud do řídicího pohybového mechanismu a pohybuje šoupátkem hydraulického stroje, jehož píst se pohybuje naprosto souměrně nahoru a dolů a nastaví příslušnou dvojici tryskových a vzdušných kormidel tak, že podélná osa rakety má snahu zaujmout při letu opět přesně svislý směr.

Podobný je servomechanismus gyroskopu pro udržení stranového úhlu, který byl ještě doplněn pérovým hodinovým strojkem pro pomalé natáčení odporových vinutí jeho potenciometrů tak, aby běžec stranového potenciometru gyroskopu byl souměrný k poloze běžce potenciometru, který byl udržován výškovým gyroskopem. Tím bylo dosaženo,



Obr. 4. Řídicí výškový gyroskop rakety V 2

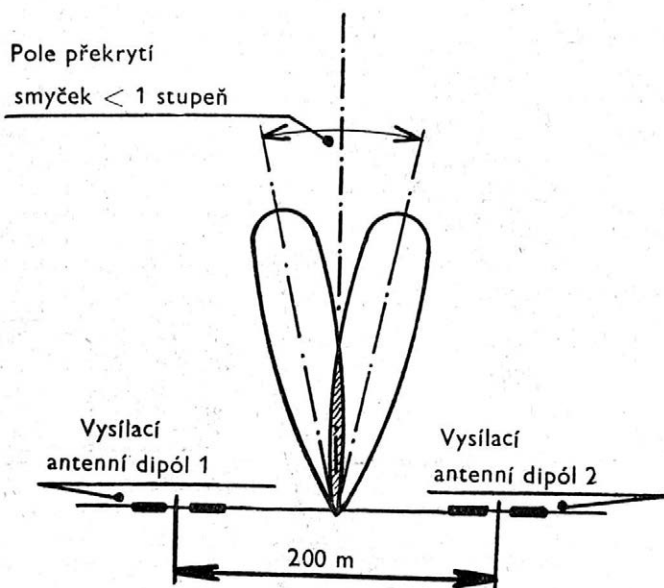
že v okamžiku skončení spalovacího pochodu byla raketa nastavena do předem určeného směru letu.

Servomechanismus s gyroskopem pro potlačení rotace rakety kolem podélné osy sloužil k tomu, aby se raketa před směrovým natočením neotáčela kolem podélné osy. Otáčení kolem podélné osy rakety by mělo vliv na přesnost stranového zaměření.

Popsané gyroskopické zařízení ve spojení s tlumicím členem a stejnosměrným zesilovačem mělo tu rozhodující vliv na stálost řízení, neboť jako každá automatická regulace měla též raketa sklon ke kmitání, chvění, zvláště proto, že hydraulické servomechanismy pracovaly poměrně pomalu a opožděně. Z toho hrozilo nebezpečí, že dojde k otáčivému kmitání rakety kolem těžiště. Tlumicí člen posouval časově dopředu řídicí účinek gyroskopu na hydrauliku servomechanismů a tím se bezpečně vyloučilo kmitání rakety. Napětí na výstupu z tlumicího členu bylo poměrně malé, a proto stejnosměrný zesilovač musel mít značné zesílení.

Přesnost nastavení stranového úhlu, dosažená gyroskopy, byla řádově $\pm 1^\circ$. Při dálce 250 km byl 50% stranový rozptyl asi 10 km.

Koncem roku 1944 byly rakety V 2 ještě dodatečně řízeny na počátku dráhy letu pomocí elektromagnetických vln (řízení vodícím paprskem). Za místo startu rakety se postavil do vzdálenosti asi 12 km vysílač s délkou vlny 5 m a výkonu 1 kW, kterým se napájely dva vodorovné vyzařovací anténní dipóly, umístěné souměrně od směru výstřelné dráhy rakety a vzdálené od sebe 200 m. (viz obr. 5). Působením obou vysílacích dipólů vznikalo kolísání elektromagnetického pole vzájemným překrýváním a v poli překrytí vodícího paprsku se tím udržovala stálá



Obr. 5. Vodící paprsek rakety V 2

síla pole rovnající se $\frac{2}{3}$ maximální hodnoty výkonů antenních smyček. Raketa se pohybovala v poli překrytí, smyček (vodící paprsek), které mělo šíři menší než 1 stupeň. V raketě byl umístěn radiový přijímač, který při letu rakety ve vodícím paprsku byl bez napětí. Při vybočení rakety z určeného směru buď doprava nebo doleva vzniklo vlivem překrytí smyček antenního pole střídavé napětí s amplitudou buď kladnou (doprava) nebo zápornou (doleva). Získané střídavé napětí z přijímače bylo úměrné úhlu vybočení z elektromagnetického pole vodícího paprsku a vedlo se do tlumicího členu, pro potlačení vlastních kmitů, a dále do stejnosměrného zesilovače, jenž působil pomocí potenciometrů na gyroskop stranového řízení rakety. Stranové kormidlo opravovalo tak nejen výchylky podélné osy rakety od záměrné, ale i odchylky celé rakety z roviny výstřelu. Toto zařízení bylo tak citlivé, že stačila odchylka několika metrů a stranová kormidla plnou rychlostí vyjela z klidové polohy.

Při praktickém zkoušení řízení rakety vodícím paprskem se vyskytly potíže, protože vodící paprsek neměl pro nerovnost terénu v okolí vysílacích antén theoreticky očekávaný průběh a raketa měla kolem vodícího paprsku malé kmity, které dlouho nebyly zjištěny. Tyto kmity dávaly raketě v okamžiku skončení spalovacího pochodu rychlostní složku kolmou k rovině výstřelu a vznikla z toho velká stranová chyba při dopadu rakety. Později byl průběh vodícího paprsku opraven na theoretický průběh plošným umělým uzemněním v okolí pozemních vysílacích dipólůvých antén.

K dosažení stanovené dálky je nutné trvale měřit rychlost stoupající rakety a přerušit přívod paliva přesně v okamžiku, v němž dosáhne raketa rychlosti příslušející žádané dálce. Měření rychlosti rakety se provádělo buď pomocí integračního gyroskopového měřiče zrychlení umístěného uvnitř rakety nebo pomocí elektromagnetických vln a Dopplerova zjevu v pozemním radiolokátoru sledujícím letící raketu, která vyslaný radiolokační signál zachytila v odpovídajícím přijímači rakety a vyslala jej zesílený zpět do radiolokátoru, kde se z rozdílu frekvencí zjistila rychlost letící rakety a radiovým vysílačem se na jiné vlně vyslal povel do druhého přijímače rakety k zastavení přívodu paliva. Prakticky se užívalo více integračního gyroskopového měřiče, neboť při radiolokačním měření rychlosti raket nebyly měřeny vždy stejné hodnoty.

Při letu se raketa V2 silně ohřívala třením o vzduch, zvláště při přibližování k zemi. V noci bylo vidět, že přední část rakety je tmavě červeně rozžhavena. Později byla přední část rakety (špička) též opatřena krytem z křemenného skla.

Angličané sice dráhu letu rakety V2 sledovali radiolokátory, ale neměli možnost obrany při její velké rychlosti dosahující přes 4000 km/hod. V přední části byla umístěna citlivá trubková roznětka, která při nárazu přiváděla do explose 1 t třaskaviny. Když se roznětka poněkud opozdila, raketa vnikla do země a výbuchem vznikl kráter, který měl v průměru 30 m a byl 20 m hluboký. Celkem bylo na Anglii vysláno přes 3165 raket V2 a žádná nemohla být zneškodněna. Při seriové výrobě se jedna raketa zhotovila za 4000 hodin.

Vývojově byla konstrukce řízené rakety V2 zvládnuta z 80% a na řízených dálkových raketách nyní vyráběných v USA a Anglii je vidět, že bylo použito mnohých funkčních prvků z německé rakety V2.

Technické údaje řízené raketové střely V 2

Délka	14 m
Největší průměr	1,66 m
Tah raketového motoru	27 až 31 t
Spotřeba paliva	125 kg/vt.
Maximální doba hoření	70 vt.
Váha prázdné střely	3,055 t
Váha výbušniny	0,975 t
Váha lihu	3,790 t
Váha kyslíku	4,960 t
Váha pomocného paliva	0,200 t
Celková váha	13 t
Dolet	290 až 320 km, dosažitelný 355 km.
Maximální rychlost startu	9000 km/hod.
Maximální rychlost při letu	5400 km/hod. až 6100 km/hod.
Maximální rychlost při dopadu na cíl	2,850 km/hod.

V USA byla společností „Martin Aircraft“ zhotovena řízená raketová střela „Neptun“ pro americké vojenské námořnictvo. V hlavních rysech se podobá německé raketě V 2. S užitečným zatížením 45 kg dosahuje rychlosti 14 000 km/hod. a výšky 61 km za 75 vteřin po odpálení. V této výšce bude mít spotřebovány zásoby alkoholu a kyslíku a poletí setrvačností ještě 315 km až do výše 376 km.

U řízené rakety „Neptun“ je raketový motor upevněn v závěsných rámech a je ovládán servomechanismem řízeným gyroskopem. Tímto řešením má být řízen směr letu střely po dobu hoření raketového motoru, na rozdíl od V 2, která byla řízena tryskovými kormidly a byla těžce řiditelná. Délka raketové střely je 14 m a největší průměr 0,812 metrů. Přímého letu, stability za letu, má být dosaženo vypouštěním páry zvláštními pomocnými tryskami. Směrová a výšková kormidla mohou prý být dálkově ovládána 17 vteřin po skončení činnosti raketového motoru.

Zakladatelem raketové techniky je ruský vědec K. E. Ciolkovský, který jako první ve světě dal základ o teorii pohybu raket, raketového motoru, a použití raket k nejrůznějším účelům, z nichž jeho projekty meziplanetárních raket ukázaly, kam může být perspektivně zaměřen vývoj raketových dálkových střel.

Prvenství SSSR v raketové technice uznávali i němečtí vědečtí pracovníci z oboru raket. Je pozoruhodné, že ve všech německých výzkumných raketových ústavech byly fotokopie ruského originálu, knihy E. E. Ciolkovského o raketové technice. Hlavní raketový německý výzkumný a pokusný ústav Peenemünde byl po obsazení r. 1945 Rudou armádou srovnán se zemí. Do roku 1945 neměla americká armáda dálkově řízené rakety. Americké raketové řízené střely lodní a protiletadlové byly do roku 1945 ve vývojovém stadiu. Američtí raketoví odborníci prohlásili, že díky pomoci některých německých odborníků, kteří po kapitulaci Německa odjeli do USA, mají ušetřeno nejméně 10 let výzkumných prací.

V Sovětském svazu je i raketová technika určena ke službě lidské společnosti. Svědčí o tom četné publikace a knihy pojednávající o meziplanetárních raketách, které mohou dát všemu pokrokovému lidstvu neúšlechtlou perspektivu!