

ВИБІР КОНСТРУКТИВНОГО ТИПУ АГРЕГАТИВ СИСТЕМ ПОДАЧІ ІЗ ЇХ МОДЕЛЬНОГО І ГОМОЛОГІЧНОГО РЯДІВ

к.т.н. А.М. Хрупенко
(подав д.т.н., проф. О.А. Ярхо)

У статті розглядаються методологічні принципи вибору виду вихідних даних і на їх основі конструктивного типу насосів системи подачі палива на рідинно - паливних ракетах із їх номенклатурного ряду і ряду можливих поєднань насосів шляхом обчислення відповідних критеріїв.

У запропонованому матеріалі об'єктом уваги передусім є насосні агрегати систем подачі компонентів ракетного палива (КРП) на рідинно - паливних ракетах.

Питання обґрунтованого вибору конструктивної схеми й параметрів роботи качальних агрегатів насосних систем подачі на маршових ступенях рідинних ракет залишається актуальним в теорії і практиці розробки й застосування балістичних і космічних ракет. Про це свідчить, наприклад, той факт, що спостережувана еволюція розвитку конструкції рідинних ракет в цілому неодмінно супроводжувалася розвитком й удосконаленням систем подачі. Важливість вирішення питання існувала з моменту втілення в ракетобудівній практиці пропозиції К.Е.Цюлковського про доцільність використання на рідинно - паливних ракетах систем подачі КРП насосного типу, оскільки саме при цьому такі ракети реалізували б себе як дійсно літальні апарати, що здатні нести практично необхідне корисне навантаження.

Ракетні системи подачі рідинних КРП ненасосного типу – витискувальні завдяки своїй простоті й надійності в роботі теж використовуються, але більш обмежено – в основному у цілях службового характеру – наприклад, у складі двигунної установки для гальмування й сходу з орбіти або коригування орбіти космічних апаратів і станцій і т.ін., тобто у випадках, коли існує потреба використання порівняно невеликих тяг й імпульсів тяг й необхідності при цьому кількарозового включення тяги. Теорія встановлює межу, що поділяє області використання в ракетній техніці насосних і витискувальних систем подачі за критерієм мінімуму маси всієї конструкції літального апарату.

Повертаючись до насосних систем подачі КРП, слід зауважити, що в спеціальній науково-методичній літературі, наприклад [1], дається певна методика вибору підходящого типу насосів подачі КРП й розрахунку їх геометричних параметрів і параметрів роботи. Але на сьогодні вказану методику не можна вважати вичерпною, оскільки вона, ґрунтуючись на досвіді перших етапів проектування й застосування ракетної техніки, не охоплює всіх мож-

ливих ситуацій. Досвід розробки й використання рідинних ракет їх останніх поколінь дозволяє внести в існуючу методика деякі уточнення.

Так, виходячи з широкого використання балістичних і космічних ракет за силовою схемою “носіїні баки”, можна прийти до висновку, що всі вихідні дані до вибору типа й гідравлічного розрахунку насосів системи подачі мають бути лімітуючими – впливати з балістичного розрахунку ракети в цілому й з вибраної її компоновочної й силової схем. Одночасно вихідні дані при їх мінімальній кількості повинні передбачати необхідну якість роботи насосів – насамперед стійкість роботи. Таким вимогам найкраще відповідатимуть вихідні дані з величин: корисна подача насосу Q ($\text{м}^3/\text{с}$); тиск насосу P_H ($\text{Н}/\text{м}^2$); абсолютний тиск наддуву паливного відсік P_6 ($\text{Н}/\text{м}^2$), (індекс “6” - від слова “бак”).

У [1,2] без застереження про вибрану силову схему ракети (ракетного ступеня) третьою величиною вихідних даних після Q і P_H пропонується n (оберт./хвил.) – частота обертання робочого колеса насосу. Далі в результаті розрахунків за наведеними виразами для відомого на той час фактично єдиного типу насоса – з одним робочим органом (колесом) з різним ступенем досконалості врешті отримується величина $P_{\text{вх}}$ – абсолютний тиск на вході в насос. Але, зауважимо, величина $P_{\text{вх}}$ за вибраним значенням Q , вибраною компоновочною схемою й геометрією ракети (ракетного ступеня) визначатиме тиск у газовій подушці відповідного паливного відсіку P_6 , значення якого при цьому може не збігатися з допустимим значенням по умовам міцності паливного відсіку при мінімальній масі його конструкції. Тому краще використовувати запропонований нами вище склад вихідних даних: Q , P_H , P_6 , що виражає об’єктивно існуючу взаємозалежність роботи системи подачі КРП і носійної функції паливних відсіків ракети і дає змогу визначити всі складові питомого запасу енергії потоку на вході в насос: статичний тиск $P_{\text{вх}}$ і динамічний тиск $\rho \cdot V_{\text{вх}}^2 / 2$, або п’єзометричний натиск (п’єзометрична висота) $P_{\text{вх}} / (\rho \cdot g)$ і швидкісний натиск (швидкісна висота) $V_{\text{вх}}^2 / (2 \cdot g)$.

Частоту ж обертання робочого колеса насосу n доцільно використовувати як проектний параметр, значення якого у певному порядку послідовно вибираються до отримання шляхом розрахунків підходящого значення кількісної характеристики конструктивного типу насоса. При цьому використовуються ті ж кількісні співвідношення із [1,2], що поєднують вихідні дані, проектні параметри, різні допоміжні і шукані величини. Основне співвідношення впливає з порівняння кавітаційного запасу потоку на вході в насос, обумовленого запасом енергії потоку, і кавітаційного запасу потоку на вході в насос, обумовленого режимом роботи даного насосу з параметрами режиму Q , n . В останньому випадку опис кавітаційного запасу містить у собі і ту саму величину, що являється, по суті, показником конструктивного типу насоса і поз-

начається як $C_{кр}$ або C і зветься критичним коефіцієнтом кавітації [1] або кавітаційним коефіцієнтом швидкохідності [2,3]. Йдеться про критичний кавітаційний запас на вході відцентрового насосу (простого одноступеневого або ускладненого преднасосами), що позначається через $\Delta h_{КАВ}$ і визначається за напівемпіричною формулою проф. С.С. Руднева [2,4].

$$\Delta h_{КАВ} = 10 \left(\frac{n \cdot \sqrt{Q}}{C} \right)^3,$$

де розмірності величин $\Delta h_{КАВ}$ - м; Q - м³/с; n - об/хв; C - м^{3/4-с-3/2} (величина C встановлюється дослідним шляхом для кожного типу насоса).

Таким чином, для заданих величин вихідних даних і вибраного деякого із можливих значення частоти обертання вала насосу n можна знайти певне потрібне значення характеристики C і по ньому – можливий конструктивний тип насосу із їх модельного ряду, тобто номенклатури.

В [1,2] наводиться можливий інтервал значень C як 800...2200, що відповідає порівняно не суттєвому на той час різновиду простих відцентрових насосів систем подачі рідинно - паливних ракет й обмежує можливість самого вибору насосів.

На сьогодні вже існує й використовується досить широкий теоретично і технологічно розроблений ряд простих і ускладнених допоміжними преднасосами відцентрових насосів, що має діапазон значень C від 1000 до 6500 [3].

Щодо наведеної логічної схеми вибору насосів системи подачі може постати питання: чому у вказаній послідовності пошуку визначенню величини C передують призначення величини n , а не навпаки? Адже алгебраїчно і чисто процедурно це можливо. Справа в тому, що частота обертання робочого колеса насосу n при заданих P_H і Q у найбільшій мірі визначає розміри й, відповідно, масу насосу, а відтак і всього ТНА. Чим більше значення n , тим менші розміри насосу (відповідний вираз – у [1]). Але для забезпечення стійкої роботи насосу на більшій номінальній частоті обертання доводиться використовувати і більш конструктивно ускладнений і, відповідно, більш дорогий насос, якому відповідатиме більш високе значення критичного коефіцієнта кавітації C . Зважаючи на те, що для ракети як літального апарату можливість зменшення маси окремих її частин, і зокрема таких масивних агрегатів, як насоси системи подачі, має пріоритетне значення, вибір конструктивного типу насосів слід підпорядковувати вибору частоти обертання насосу n . Вибір же значення n з тієї ж причини треба починати з найбільшого із опанованих на даний час і просуватися до прийняттого значення C в практично існуючому модельному ряді (номенклатурі) насосів [3].

Якщо ж для вибраної частоти обертання з умов прийнятних розмірів і маси насосів і усього ТНА номенклатура насосів буде вичерпана і при цьому не задовольнятиметься згадуване вище співвідношення, що має вигляд

$$\frac{P_{\text{ВХ}}}{\rho \cdot g} + \frac{V_{\text{ВХ}}}{2g} - h_t \geq 10 \cdot \left(\frac{n \cdot \sqrt{Q}}{C} \right)^3$$

(де h_t – пружність насиченої пари P_t , віднесена до питомої ваги $\gamma = \rho \cdot g$), то доведеться вдаватися до конструктивних заходів щодо збільшення тиску $P_{\text{ВХ}}$. Такими заходами, наприклад, можуть бути:

- перехід на принципово інше компоновання паливних відсіків (ракета Протон);

- перехід на використання більших значень P_6 й, відповідно, при необхідності до рельєфної конструкції оболонки паливного відсіку;

- перехід на використання іншого конструкційного матеріалу оболонки паливного відсіку і т.ін.

Якщо можливі конструктивні заходи на паливному відсіку не забезпечуватимуть необхідного підвищення тиску $P_{\text{ВХ}}$, то додержання наведеного співвідношення для наявного і потрібного кавітаційних запасів вдається досягти шляхом зменшення для одного насосу величини Q до $Q_i < Q$, так що $\sum Q_i = Q$, де Q_i стає подачею одного із двох або кількох Z ($Z > 2$) насосів, з'єднаних паралельно, з тими ж значеннями n і C .

Зауважимо, що у використовуваній на сьогодні науково-методичній літературі [1,2] у розділах, присвячених вибору типа насосів системи подачі, фактично мова йде, як нами вже нагадувалося, про вибір насосів не з їх модельного ряду, а, скоріше, з ряду, який, наприклад, за аналогією з хімією органічних сполук можна було б назвати гомологічним (відповідає російському “гомологический”). Тобто з такого ряду, де окремі об'єкти відрізняються тільки різною кількістю у своєму складі однакових блоків. Формування такого ряду у нашому випадку відбувається розподілом відомих типів відцентрових насосів і їх з'єднань за критерієм

$$n_s = 3,65 \frac{n \cdot \sqrt{Q}}{\left(\frac{P_H}{\rho \cdot g} \right)^{3/4}},$$

що в теорії відцентрових насосів зветься коефіцієнтом швидкохідності [1,2].

Для найбільш оптимальних одноступеневих відцентрових насосів високого тиску з огляду на економічність і розміри теорія [1,2] дає значення n_s в межах 40 ... 300.

Якщо з розрахунку для насосів високого тиску виявиться $n_s > 300$, то це значить, що слід застосувати не один насос а кілька, з'єднаних паралельно.

Якщо ж значення n_s виявиться надто малим ($n_s < 40$) й при цьому неможливо підвищити частоту обертання n , доведеться застосувати багатоступеневий насос, тобто послідовне поєднання Z коліс, насаджених на спільний

вал. Натиск, створюваний при цьому кожним колесом, становитиме в Z разів менше, а n_s колеса в $Z^{3/4}$ разів більше, ніж для одноступеневого насосу [1].

Таким чином, підбиваючи остаточно підсумки з наведеного розгляду, можна наголосити:

- вихідні дані для вибору конструктивного типу й розрахунку розмірів насосів систем подачі палива на рідинних ракетах необхідно брати такими, які б впливали з балістичного розрахунку ракети в цілому й вибраної її конструктивно – силової схеми. Частоту обертання основного валу насоса n при цьому слід брати як проектний, тобто варіований параметр, починаючи з найбільшої із технологічно опанованих;

- вибір конструктивного типу насосів систем подачі слід здійснювати насамперед із їх модельного ряду відповідно до значення критичного коефіцієнта кавітації S як конструктивної характеристики насосу, отриманого за умовою стійкої роботи насосу при заданій його продуктивності Q й вибраній частоті обертання n ;

- при підвищених заданих значеннях подачі насосу Q , коли не задовольняються за прийнятними значеннями а ні критерій стійкої роботи насосу $\Delta h_{\text{КАВ}}$, а ні критерій швидкохідності n_s навіть при вибраних найбільш конструктивно досконалих насосах, або не задовольняється критерій n_s за умови надто високого значення тиску насоса P_H , вибір насосів системи подачі після першого вибору вже необхідно буде перенести і на їх гомологічний ряд, тобто, брати паралельне або послідовне поєднання перед тим вибраних більш простих насосів.

Спостережувана практика останніх часів з вибору насосів систем подачі в окремих випадках підтверджує прийнятність запропонованої у даній роботі загальної методики вибору насосів.

ЛІТЕРАТУРА

1. Некрасов Б.Б. Гидравлика и ее применение на летательных аппаратах. – М.: Машиностроение, 1967. – 326 с.
2. Волков Е.Б., Головкин Л.Г., Сырицин Т.А. Жидкостные ракетные двигатели. – МО СССР, 1972. – 232 с.
3. Сточек Н.П., Шапиро А.С. Гидравлика жидкостных ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1978. – 288 с.
4. Литвинов Г.В., Замолоцкий В.М. Аэрогидромеханика. Сборник задач. – МО СССР, 1985. – 160 с.

Подана до редколегії 28.08.2000