

УДК 621.454.3.01

**В.В. ОГЛИХ, М.Г. КОСЕНКО, В.М. ДОЦЕНКО, В.А. ВАХРОМОВ,
В.Ф. КУБЛИК, В.Г. МАМОНТОВ***Государственное предприятие КБ "Южное" им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина*

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ МАЛОГАБАРИТНЫХ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ РДТТ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТ

В статье рассмотрены наиболее важные вопросы проектирования и экспериментальной отработки малогабаритных вспомогательных РДТТ, которые получили широкое распространение в ракетно-космической технике. Показано, что в методах проектирования и отработки вспомогательных и крупногабаритных маршевых РДТТ имеются существенные отличия, обусловленные их назначением. Из всего многообразия вспомогательных РДТТ рассмотрены импульсные двигатели с временем работы до 1,5 с. Статья подготовлена на базе большого опыта создания указанных двигателей, накопленного в ГП «Конструкторское бюро «Южное».

Ключевые слова: малогабаритные вспомогательные РДТТ, двигатели, проектирование, отработка.

Введение

В процессе создания и совершенствования ракетно-космической техники возникает потребность в разработке кроме крупногабаритных маршевых двигателей (ЖРД и РДТТ) специальных малогабаритных вспомогательных РДТТ.

Эти вспомогательные двигатели могут выполнять различные функции: отделение и увод с траектории полета отработавших частей ракеты, например ступеней, обтекателя; коррекцию траектории движения ракеты или космического объекта; «выброс», «закрутку» и торможение или обеспечение мягкой посадки космического объекта; другие специальные задачи.

Методы проектирования и экспериментальной отработки вспомогательных РДТТ и крупногабаритных маршевых РДТТ основаны на общей теоретической базе, но в то же время имеют между собой существенные отличия. Особенности конструирования вспомогательных РДТТ в литературе описаны недостаточно.

В настоящей статье на основе богатого опыта разработки вспомогательных РДТТ, накопленного в ГП «Конструкторское бюро «Южное», сделана попытка восполнить этот пробел и раскрыть основные вехи технологического процесса их проектирования и экспериментальной отработки.

При этом из всего многообразия видов вспомогательных РДТТ рассмотрен наиболее распространенный класс двигателей, имеющих импульсный характер работы, время которой, как правило, не превышает 1,0–1,5 с.

1. Проектирование двигателя

В техническом задании обычно задают следующие основные проектные параметры импульсного малогабаритного РДТТ: суммарный импульс тяги и его разбросы (иногда в виде односторонних ограничений); максимальную тягу (закон изменения тяги обычно не регламентируется); максимальное и минимальное время работы; габариты и массу. Задание указанных параметров обусловлено необходимостью достижения космическим объектом или отделяемой частью ракеты требуемых параметров движения. Максимальная тяга задается исходя из условия прочности элементов крепления двигателя или исходя из ограничения максимальной перегрузки, воздействующей на объект в процессе его работы. В том случае, если задача решается с помощью двух (трех, четырех и т.д.) одновременно работающих двигателей, то, как правило, задается величина разнотяговости для любой пары двигателей. Это делается с целью исключения перекосов при движении объекта. Разнотяговость задается в процентах к среднему значению тяги двух двигателей. Средняя тяга определяется как отношение суммарного импульса тяги к среднему времени работы двигателя. При выборе топлива и проектировании заряда подходы к проектированию малогабаритных и крупногабаритных маршевых РДТТ существенно различаются, в частности, для малогабаритных двигателей не стремятся достигнуть максимального значения удельного импульса, поэтому часто применяют не высокоэнергетические смесевые твердые топлива, а низкоэнергетические баллиститные. Этот «парадокс» обусловлен следующим. Доля заряда твердого

топлива в суммарной массе малогабаритного двигателя относительно невелика и в зависимости от его габаритов составляет 3–40 %, что значительно меньше, чем у маршевых РДТТ (88–94 %). Так как увеличение удельного импульса топлива обычно связано с ростом температуры продуктов сгорания, то переход на высокоэнергетические топлива приводит к значительно большему увеличению массы конструкции по сравнению с «экономией» массы топлива. Использование топлив с более низкой температурой продуктов сгорания (≈ 2200 – 2400 К вместо 3200 – 3700 К) при малом времени работы двигателя (не более 1 с) зачастую позволяет отказаться от применения в конструкции специальных теплозащитных и эрозионностойких материалов, что значительно снижает трудоемкость и стоимость ее изготовления. По той же причине в малогабаритных импульсных РДТТ почти не применяются сопла с большой степенью уширения, так как это практически не уменьшает суммарную массу двигателя.

В малогабаритных импульсных РДТТ используются, как правило, многошашечные вкладные заряды из баллиститного твердого топлива, а не моноблочные, прочноскрепленные с корпусом, что упрощает технологию изготовления заряда, уменьшает его стоимость и объем экспериментальной отработки.

Процесс проектирования импульсных РДТТ (как и маршевых) начинается с проектирования заряда и осуществляется методом последовательных приближений. В первую очередь выбирают марку топлива. Из номенклатуры существующих баллиститных топлив выбирается рецептура, удовлетворяющая по уровню скорости горения, исходя из заданного времени работы, габаритных ограничений и предварительно выбранного количества шашек. При этом предпочтение отдается маркам топлив, обладающих минимальным значением показателя « v » в степенном законе скорости горения и минимальным температурным коэффициентом, так как в этом случае достигаются минимальные разбросы внутрибаллистических характеристик – давления и тяги. Первоначально рассчитываются характеристики двигателя – тяга, давление исходя из предположения, что в двигателе располагается одна длинная шашка (которая затем разрезается на несколько частей). Исходя из заданных значений суммарного импульса тяги и времени работы, определяется средняя тяга двигателя. Предварительно задаются каким-либо значением удельного импульса тяги, которому соответствует определенная степень уширения сопла, и определяется последовательно расход газа, поверхность горения и габариты единичной длинной шашки. Затем единичная шашка разделяется на несколько шашек и определяется диаметр камеры, в которой можно разместить шашки. По этим данным оценива-

ются габариты двигателя, которые сравниваются с заданными. В случае несоответствия делается второе приближение, расчет может повторяться несколько раз до тех пор, пока расчетные параметры и размеры двигателя не будут соответствовать заданным.

Диаметр, длина и количество шашек выбираются исходя из условия обеспечения максимального заполнения камеры топливом. При этом должны выполняться требования по времени работы (с учетом толщины горящего свода шашки) и габаритам двигателя. Кроме того, при выборе размеров шашек должен определяться и учитываться уровень расхо-донапряженности камеры сгорания с тем, чтобы не попасть в область высоких скоростей газового потока, приводящих к эрозионному горению топлива.

К форме диаграммы тяги импульсных РДТТ требования обычно не предъявляются, поэтому торцы шашек не бронируются.

При проектировании малогабаритных РДТТ в основном используются те же методики расчета, что и для маршевых крупногабаритных РДТТ, основанные на методах термогазодинамики, внутренней баллистики, теплообмена и прочности. Однако в их использовании имеются специфические моменты, рассмотренные ниже.

Для импульсных РДТТ важное значение имеет достижение максимально плотной укладки цилиндрических шашек в камере сгорания, которая обеспечивает минимальные габариты и массу двигателя, а также их сохранность в процессе транспортировки и в полете. В литературе известны различные способы укладки, в развитие их в ГП «КБ «Южное» разработана более современная методика, не имеющая недостатков предыдущих.

Внутрибаллистический расчет проводится с целью определения закона изменения давления и тяги по времени. Он может проводиться по тем же известным из литературы методикам, по которым рассчитываются крупногабаритные маршевые двигатели. Однако, как показывает многолетний опыт, проектирования и отработки вспомогательных малогабаритных двигателей, систему уравнений внутренней баллистики для них можно существенно упростить и свести ее к известному уравнению Бори для установившегося режима. Расчет по этому уравнению дает обычно результаты, хорошо совпадающие с экспериментом. При этом переходные участки – выход на режим и спад тяги обычно не рассматриваются, а определяются на основе опытных данных, полученных при испытаниях двигателей-аналогов, близких по габаритам к проектируемому двигателю. Такой упрощенный расчет кривой $p(\tau)$ в нульмерной постановке должен быть обязательно дополнен газодинамическим расчетом движения продуктов сгорания в камере двигателя, и в сопле,

целью которого является определение двух основных параметров – перепада давления и изменения скорости движения газа по длине газового тракта. Эти параметры необходимы для определения осевых нагрузок на шашки твердого топлива и на предсопловую диафрагму и последующей оценки запаса их прочности, а также для расчета теплового нагрева корпуса камеры и сопла. При этом нужно отметить, что в РДТТ, снаряженных многошашечным зарядом, реализуется более сложная картина течения газа, чем в крупногабаритных РДТТ с прочно-скрепленным зарядом. В последнем случае поток газа всегда направлен от переднего днища в сторону сопла, постепенно возрастая по расходу от нуля до максимального значения в районе соплового торца заряда. В случае многошашечного заряда (в зависимости от соотношения диаметра внутреннего канала шашки и ее длины, а также плотности укладки шашек) может реализоваться режим течения внутри канала, направленный как в сторону соплового днища, так и в сторону переднего днища. При этом линия раздела потоков по мере разгара канала перемещается в сторону переднего днища и в определенный момент она его достигает, после чего устанавливается течение газа только в сторону сопла. Нужно учитывать, что скорость газа в канале шашки может достигать порога эрозионного горения и даже скорости звука. Поскольку эти явления нежелательны, необходимо при проектировании двигателя и заряда делать расчетную оценку скорости газового потока в канале заряда.

РДТТ, используемые для торможения ступеней, отделения и увода обтекателя, по условиям компоновки на ракете иногда имеют сопло с кососрезанным раструбом. Установка кососрезанного сопла существенно изменяет величину и направление действия тяги, развиваемой двигателем. Знание величин и направления составляющих вектора тяги необходимо для определения силового воздействия на отделяемый объект и расчета параметров его движения. В ГП «КБ «Южное» разработана методика, основанная на численном интегрировании сил давления на неуравновешенной части кососрезанного сопла.

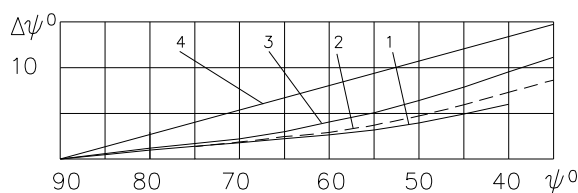


Рис. 1. Зависимость отклонения тяги кососрезанного сопла:

- 1 – эксперимент; 2 – методика ГП «КБ «Южное»;
- 3, 4 – другие известные методики [4]

На рис. 1 показано, что расчеты по этой методике дают результаты более близкие к эксперименту, чем расчеты по другим известным методикам (здесь ψ^0 – угол между осью сопла и плоскостью среза, $\Delta\psi^0$ – угол отклонения вектора тяги).

При определении коэффициентов потерь удельного импульса тяги необходимо учитывать, что величина удельного импульса тяги для малогабаритных РДТТ не играет такой важной роли, как для крупногабаритных маршевых РДТТ и борьба с потерями удельного импульса для малогабаритных РДТТ не является актуальной. Поэтому сопла малогабаритных РДТТ обычно не профилируют для минимизации газодинамических потерь, а выполняют коническими с углом полураствора 15–20°. Но знание величины потерь в процессе проектирования необходимо, так как позволяет избежать ошибок при определении массы топлива и номинального значения суммарного импульса тяги. Особенно это важно в тех случаях, когда задано номинальное значение с двухсторонним допуском. Рассмотрим из чего складываются потери удельного импульса тяги в малогабаритных РДТТ. Здесь имеют место те же виды потерь, что и в крупногабаритных РДТТ, однако соотношение отдельных составляющих резко отличается. Если в крупных РДТТ тепловые потери незначительны (менее 0,1 %) ввиду наличия теплозащиты, применения для корпуса композиционного материала и др., то в малых РДТТ они могут составлять 1–2 %. Это обусловлено тем, что теплозащита корпуса в основном отсутствует, а металлический корпус является хорошим поглотителем тепла, особенно если учесть, что его доля в общей массе двигателя может быть значительна. В то же время такой вид потерь тяги, весомый для маршевых РДТТ, как двухфазные потери, для малогабаритных РДТТ невелик (не более 1 %), что обусловлено низким содержанием конденсата в продуктах сгорания баллистических топлив. Газодинамические потери за счет рассеивания потока на срезе сопла у малогабаритных РДТТ обычно на 0,5–1,0 % больше, чем у крупногабаритных за счет применения конического сопла вместо профилированного. В итоге суммарные потери удельного импульса тяги у малогабаритных РДТТ находятся на уровне 4–5 %, что несколько ниже, чем у крупногабаритных двигателей, работающих на топливах с добавками Al. Расчетная оценка суммарных потерь на этапе проектирования осуществляется редко, так как в основном используются экспериментальные данные, полученные на двигателях-аналогах, с внесением расчетных поправок за счет их конструктивных отличий.

Для малогабаритных импульсных двигателей при расчете их нагрева и прочности рассматриваются обычно два характерных (принципиальных) слу-

чая: максимальный режим – температура заряда и корпуса максимальная в заданном температурном диапазоне, скорость горения топлива также максимальная; и минимальный режим – начальная температура заряда минимальная, скорость горения – минимальная. Первый расчетный случай – когда в камере двигателя реализуется максимальное давление, т.е. максимальные нагрузки, время работы минимальное, нагрев также минимальный. Второй расчетный случай – когда в камере двигателя реализуется минимальное давление и соответственно минимальные нагрузки, зато имеет место максимальный нагрев.

Из этих двух случаев выбирается наихудший по условиям прочности и для него проводится полный окончательный расчет и выбор толщин конструкционных и теплозащитных материалов.

2. Конструкция

Импульсный малогабаритный РДТТ состоит из следующих основных элементов: корпуса; заряда корпус двигателя состоит из цилиндрической обечайки, переднего днища с установленным на нем пиропатроном и воспламенителем и заднего днища с соплом. Продольное перемещение заряда внутри корпуса ограничивают две решетки (диафрагмы): передняя и задняя (сопловая). Передняя решетка обычно выполняется заодно целое с рассекателем струи от воспламенителя. Для снаряжения шашками корпус должен иметь разъем (2 варианта).

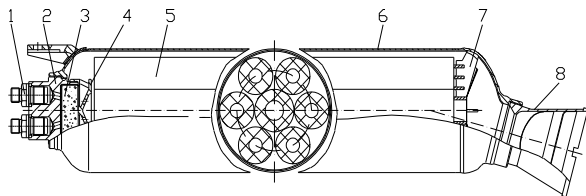


Рис. 2. Вариант конструкции двигателя:
1 – пиропатрон; 2 – крышка; 3 – воспламенитель;
4 – рассекатель; 5 – заряд; 6 – корпус;
7 – диафрагма; 8 – сопло

Первый вариант (рис. 2) характерен тем, что на переднем днище на диаметре примерно в 1,5-2 раза меньшем, чем диаметр камеры, имеется резьбовое отверстие, в которое ввинчивается крышка. На крышке с наружной стороны устанавливаются пиропатроны (1 или 2), а с внутренней стороны, обращенной к заряду, размещается воспламенитель с рассекателем, одновременно выполняющим функцию передней решетки. При сборке двигателя шашки вкладываются в корпус через резьбовое отверстие. Достоинством подобной конструкции является некоторый выигрыш в массе двигателя, обусловлен-

ный тем, что наиболее металлоемкий его элемент – разъем выполнен на диаметре меньшем, чем диаметр корпуса. В то же время эта конструкция имеет и недостаток: при снаряжении двигателя через узкое «горло» не удастся реализовать плотную укладку шашек и диаметр корпуса приходится увеличивать. Это приводит к увеличению массы корпуса, уменьшая полученный от введения узкого «горла» выигрыш массы двигателя в целом. Второй вариант (рис. 3) – это конструкция корпуса двигателя с разъемом на цилиндрической части в районе заднего днища. Соединение днища с цилиндрической частью – в основном резьбовое, но может быть и шпунтовое или даже фланцевое.

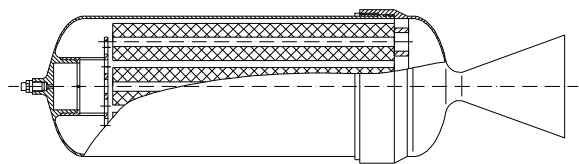


Рис. 3. Второй вариант конструкции двигателя

В этом варианте обеспечивается плотная укладка шашек, облегчается нанесение теплозащитного покрытия и снаряжение двигателя. Компенсация увеличения массы двигателя достигается благодаря использованию высокопрочных титановых и алюминиевых сплавов взамен стали, обычно применяемой в конструкциях первого варианта. В первом варианте конструкции их применить не удастся, поскольку они нуждаются в хорошей теплозащите, а ее нанесение через узкое отверстие на переднем днище весьма затруднительно. В результате масса двигателя во втором варианте получается меньше, чем в первом. В то же время необходимо отметить, что имеют право на существование оба варианта. В каждом конкретном случае выбор варианта должен осуществляться на основе сравнительного анализа и учета всех факторов: габаритно-массовых характеристик, стоимости, технологичности и др.

Как показывают тепловые расчеты и опыт отработки стальные корпуса малогабаритных РДТТ с временем работы не более 0,5–0,8 с и с температурой продуктов сгорания не более 2500 К могут быть работоспособны и без внутренней теплозащиты, что значительно упрощает технологию их изготовления. В этом случае можно применять и первый вариант конструкции корпуса. Если же время работы и температура превышают указанные величины, то применение теплозащиты для стального корпуса неизбежно, а, значит, целесообразен и переход на высокопрочные титановые и алюминиевые сплавы и на второй вариант конструкции корпуса, так как это обеспечит ощутимое снижение его массы. Анало-

гичная картина складывается и в отношении соплового вкладыша и предсопловой диафрагмы. При времени работы до 1,5 с и температуре продуктов сгорания не более 2500 К материалом для вкладыша и решетки может служить низкоуглеродистая сталь, а при более высоких значениях температуры и времени работы приходится переходить на молибденовый вкладыш и пластмассовую диафрагму.

ГП «КБ «Южное» в своих разработках широко использовало высокопрочные титановые и алюминиевые сплавы и пластмассы взамен сталей и благодаря этому добилось высокого уровня технического совершенства двигателей.

3. Экспериментальная отработка

Малогабаритные вспомогательные РДТТ обычно проходят те же этапы автономных испытаний, что и маршевые крупногабаритные РДТТ: конструкторские, эксплуатационные, доводочные и межведомственные, однако имеются и некоторые отличия, заключающиеся в следующем.

Вспомогательные РДТТ, кроме вышеуказанных видов испытаний на этапе конструкторских проходят так называемые функциональные испытания в составе узла или объекта ракеты, в котором они устанавливаются. При этих испытаниях оценивается их пригодность для использования на борту ракеты. По результатам функциональных испытаний могут вноситься изменения в требования технического задания, вследствие чего двигатель дорабатывается и проходит этап дополнительной автономной отработки, а затем вновь поставляется на функциональные испытания.

В определении тяги при огневых стендовых испытаниях импульсных РДТТ с временем работы до 1 с имеются трудности. Стендовое устройство для измерения тяги представляет собой подвижный подпружиненный стапель, на котором закрепляется двигатель и датчик силы, к которому приложена сила тяги, развиваемая двигателем. Данный датчик широко используется для отработки крупногабаритных или малогабаритных РДТТ с временем работы более 1 с. При испытаниях импульсных РДТТ с малым временем работы 0,1–1 с на стапеле вследствие ударного характера действия тяги на упругую сис-

тему «датчик–стапель» при запуске двигателя возникает колебательный процесс, который отражается на диаграмме кривой $R = f(\tau)$, фиксируемой датчиком силы. Особенно велики колебания параметров в начальный период работы двигателя, когда требуется определить максимальное значение тяги, задаваемое, как правило, в техническом задании.

Стендовые испытания импульсных двигателей также могут проходить на баллистическом маятнике, но при этом текущая тяга вообще не фиксируется, а определяется только суммарный импульс тяги, определяемый по максимальному отклонению маятника.

Вывод

Возможны два пути решения этой задачи – определения текущей тяги, и в первую очередь ее максимального значения. Первый путь – это осреднение (сглаживание) кривой колебаний тяги, а второй – пересчет текущих значений давления (запись которых не имеет колебаний) в тягу, используя опытные значения отношения суммарного импульса тяги и давления. Опыт ГП «КБ «Южное» показывает, что могут быть использованы оба эти способа.

Литература

1. Соркин Р.Е., *Теория внутрикамерных процессов в ракетных системах на твердом топливе* / Р.Е. Соркин, – М.: Наука, 1988. – 288 с.
2. *Конструкция ракетных двигателей на твердом топливе* / Под ред. чл.-корр. РАН Л.Н. Лаврова. – М.: Машиностроение, 1993. – 422 с.
3. Райзберг Б.А. *Основы теории рабочих процессов в ракетных системах на твердом топливе* / Б.А. Райзберг, Б.Т.Ерохин, К.П. Самсонов. – М.: Машиностроение, 1972. – 383 с.
4. Шишков А.А. *Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива: Справочник.* – М., 1988. – 402 с.
5. *Конструкция и отработка РДТТ* / Под ред. проф. А.М. Винницкого. – М.: Машиностроение, 1980. – 231 с.
6. *Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива* / Под ред. акад. А.С. Коротеева. – М.: Машиностроение, 2004. – 511 с.

Поступила в редакцию 24.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук В.И. Перлик, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

ОСОБЛИВОСТІ ПРОЕКТУВАННЯ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ВІДПРАЦЬОВУВАННЯ МАЛОГАБАРИТНИХ ДОПОМІЖНИХ РДТП ДЛЯ КОСМІЧНИХ РАКЕТ

В.В. Оглих, М.Г. Косенко, В.М. Доценко, В.О. Вахромов, В.Ф. Кублік, В.Г. Мамонтов

У статті розглянуті найбільш важливі питання проектування та експериментального відпрацювання малогабаритних допоміжних РДТП, які одержали широке розповсюдження в ракетно-космічній техніці. Показано, що в методах проектування та відпрацювання допоміжних і великогабаритних маршових РДТП є істотні відмінності, обумовлені їхнім призначенням. Из усього різноманіття допоміжних РДТП розглянуті імпульсні двигуни із часом роботи до 1,5 с. Стаття підготовлена на базі великого досвіду створення зазначених двигунів, накопиченого в ДП «Конструкторське бюро «Південне».

Ключові слова: малогабаритні допоміжні РДТП, двигуни, проектування, відпрацювання.

FEATURES OF PLANNING AND EXPERIMENTAL WORKING OFF SMALL AUXILIARY SOLID PROPELLANT ROCKET MOTORS (SPRM) FOR SPACE ROCKETS

V.V. Oglich, M.G. Kosenko, V.M. Dotsenko, V.A. Vakhromov, V.F. Kublik, V.G. Mamontov

In the article the most essential questions of planning and experimental working off small are considered auxiliary SPRM, which got wide distribution in a space technique. It is rotined that in the methods of planning and working off auxiliary and large SPRM is present substantial differences, conditioned their setting. From all variety of auxiliary SPRM impulsive engines are considered in course of time works to 1,5 s. The article geared-up on the base of large experience of creation of the indicated engines, accumulated in the SDO «YOUZHNOYE».

Key words: small auxiliary solid propellant rocket motors. features of planning, experimental working.

Оглих Валерий Викторович – канд. техн. наук, начальник сектора Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Косенко Михаил Григорьевич – ведущий инженер Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Доценко Валерий Митрофанович – начальник группы Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Вахромов Валерий Александрович – начальник отдела Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Кублик Владимир Федорович – ведущий инженер Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Мамонтов Владимир Георгиевич – начальник группы Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.