

ИССЛЕДОВАНИЕ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТА ЗАПРАВОЧНОЙ СИСТЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Абдулкаев Э.Р., Осипов Е.В.
Оренбургский государственный университет
Аэрокосмический институт, г. Оренбург

Работа проведена с целью обобщения сведений о заправке летательного аппарата топливом, совершенствование процесса конструирования и проектирования бака горючего и заправочной горловины на основе использования современных методов моделирования и инженерного анализа.

Заправку летательного аппарата производят при помощи заправочных горловин, специализированных агрегатов, средств заправки, расположенные приблизительно до 6 метров от летательного аппарата. Средства заправки оснащаются устройствами, позволяющими очищать и фильтровать топливо при осуществлении заправочных мероприятий.

Существуют несколько видов операций, которые могут выполнять агрегаты по заправки топливом: подача и заполнение баков, рисунок 1; транспортировка окислителя и горючего; перекачка окислителя или горючего из одного бака в другой; циркуляционное вращение цистерны в котором располагается топливо, что приведёт к его перемешиванию и предотвращению застывания. Зачастую применяют такие виды агрегатов по заправке топлива как ТЗ-200, ТЗ-22, ТЗ-22А, которые оснащены специальными системами, позволяющими азотировать топливо. Такое действие приведёт к насыщению горючего азотом, что в свою очередь снизит количество кислорода присутствующее в нём, а следовательно и возможность возгорания топлива. Некоторые летательные аппараты, например баллистическая ракета, заправляют непосредственно после установки в пусковую шахту, так как это снижает вероятность возгорания и облегчает вес конструкции в целом.

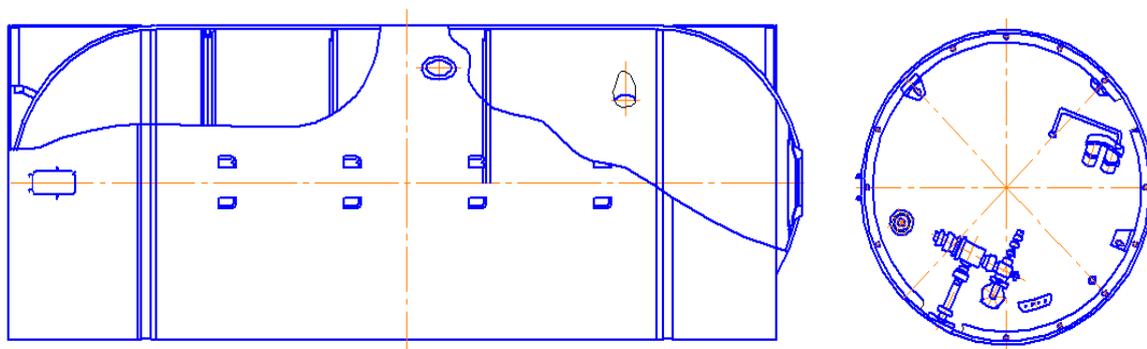


Рисунок 1 – Бак горючего

Существуют стационарные (неподвижные) и передвижные (подвижные) системы заправки. Благодаря таким системам возможно заправлять сразу несколько летательных аппаратов, не затрачивая большого количества времени на перенос агрегатов заправки из одного летательного аппарата в другой, а также упрощает сам процесс заправки и подвода аппаратуры.

Заправлять летательный аппарат возможно открытым способом, а именно через заправочные горловины или закрытым способом, через штуцера для заправки. Во втором случае, когда заправка осуществляется закрытым способом, контролировать уровень топлива между баками, также его равномерное распределение возможно при помощи специальных пультов.

Не малое влияние на работоспособность летательного аппарата и на чистоту топлива влияет обводнение гидра смазочных материалов. При наличии каких-либо механических примесей в гидра смазочных материалах работоспособность агрегатов топливной системы снижается. Наличие воды в гидра смазочных материалах негативно влияет на низкотемпературные свойства (снижение отметки температуры при которой происходит кристаллизация, утрачиваются свойства фильтров к очищению, а следовательно их поломки, рисунок 2, повышается степень риска возникновения коррозии)

Наличие воды в авиационных маслах способствует уменьшению способности защищать от трения движущиеся части и смазывать детали агрегатов, увеличивается воздействие масел на металл. Также существует вероятность образования пены при повышении интенсивности работы агрегатов и температуры при которой масло начинает терять свои протекционные качества.

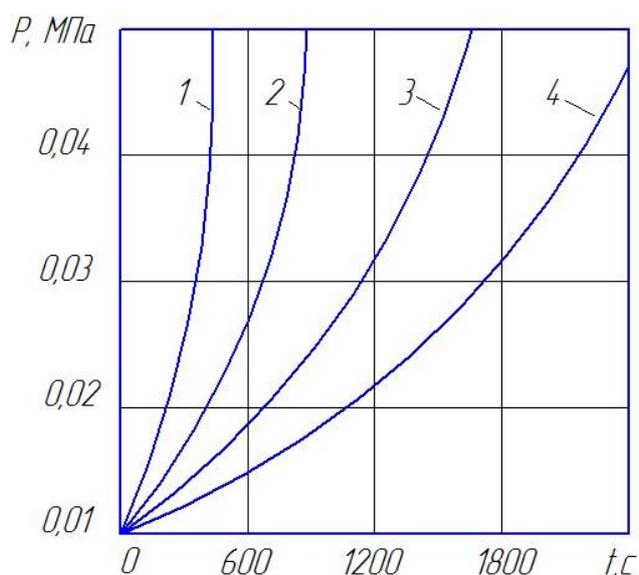


Рисунок 2 – Интенсивность забивки фильтров кристаллами льда с тонкостью фильтрации от 12 до 16 мкм при содержании воды в топливе (по массе): 1 – 0,0214%; 2 – 0,01%; 3 – 0,0056%; 4 – 0,0048%.

Была спроектирована заправочная горловина, рисунок 3.

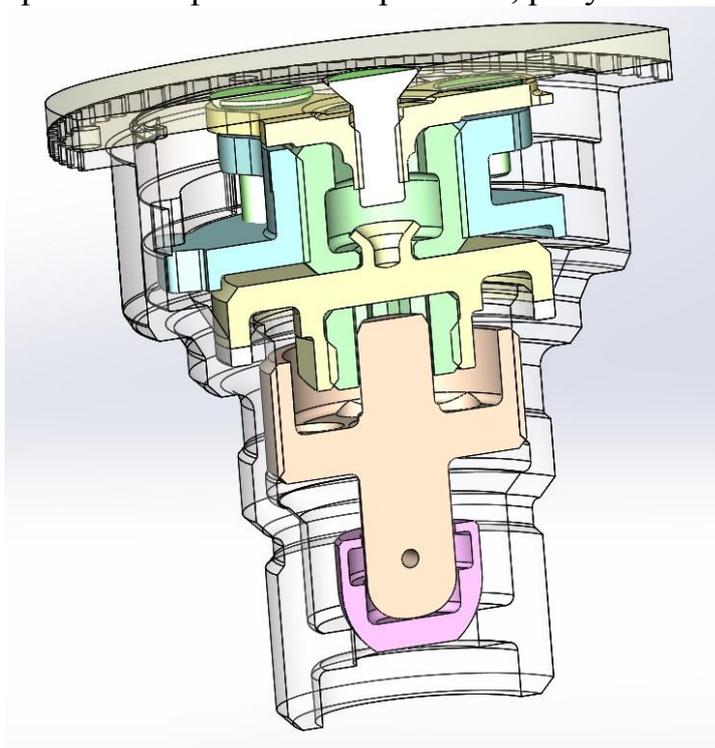


Рисунок 3 – Заправочная горловина

Провели расчёт продувки заправочной горловины и расчёт на прочность.

Такие горловины необходимы для заправки баков топливом, как в горизонтальном положении, так и в вертикальном. При проектировании заправочной горловины были произведены испытания 3D модели, рисунок 4.

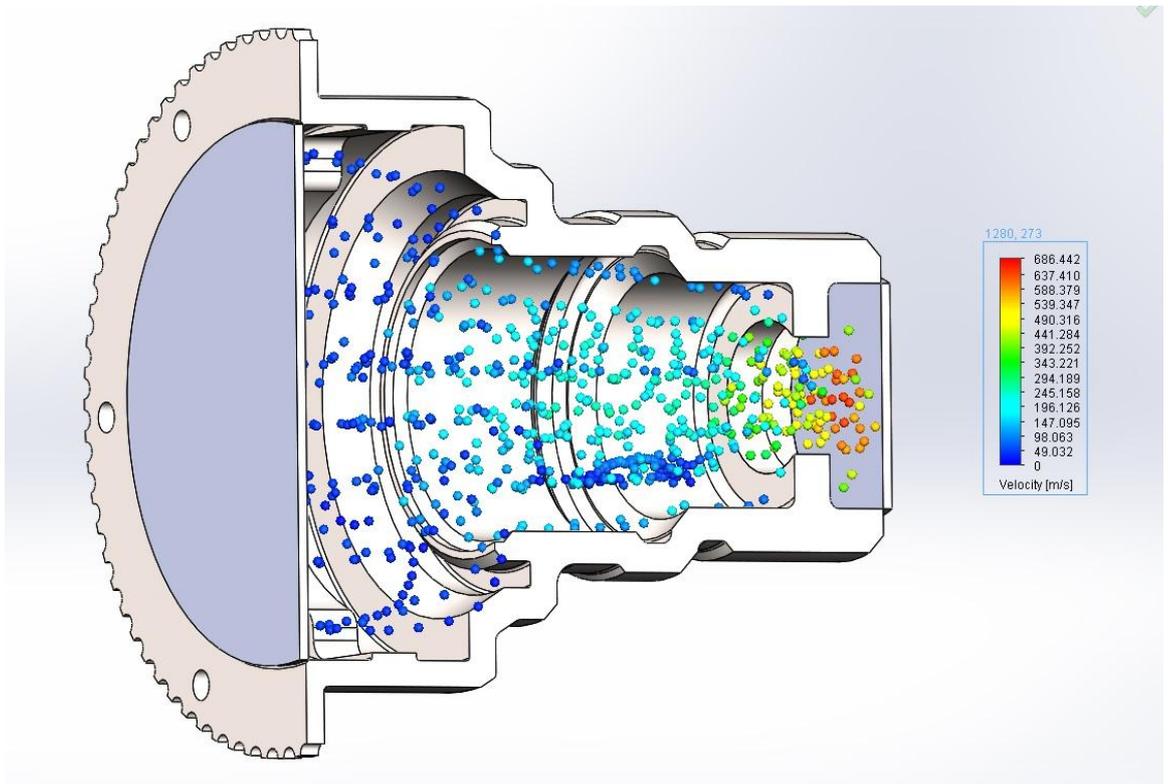


Рисунок 4 – Продувка заправочной горловины потоком жидкости

Испытания показали, что заправочная горловина при температуре $293,20\text{ K}$, способна выдерживать максимальное давление в $101 \cdot 10^3\text{ Pa}$ и максимальную скорость потока жидкости в $1688,33\text{ м/с}$.

Также проводились испытания на прочность заправочной горловины по трем критериям:

- Области запаса прочности не ниже 1 , рисунок 5;
- Напряжение по Мизесу, рисунок 6;
- Области смещения, рисунок 7.

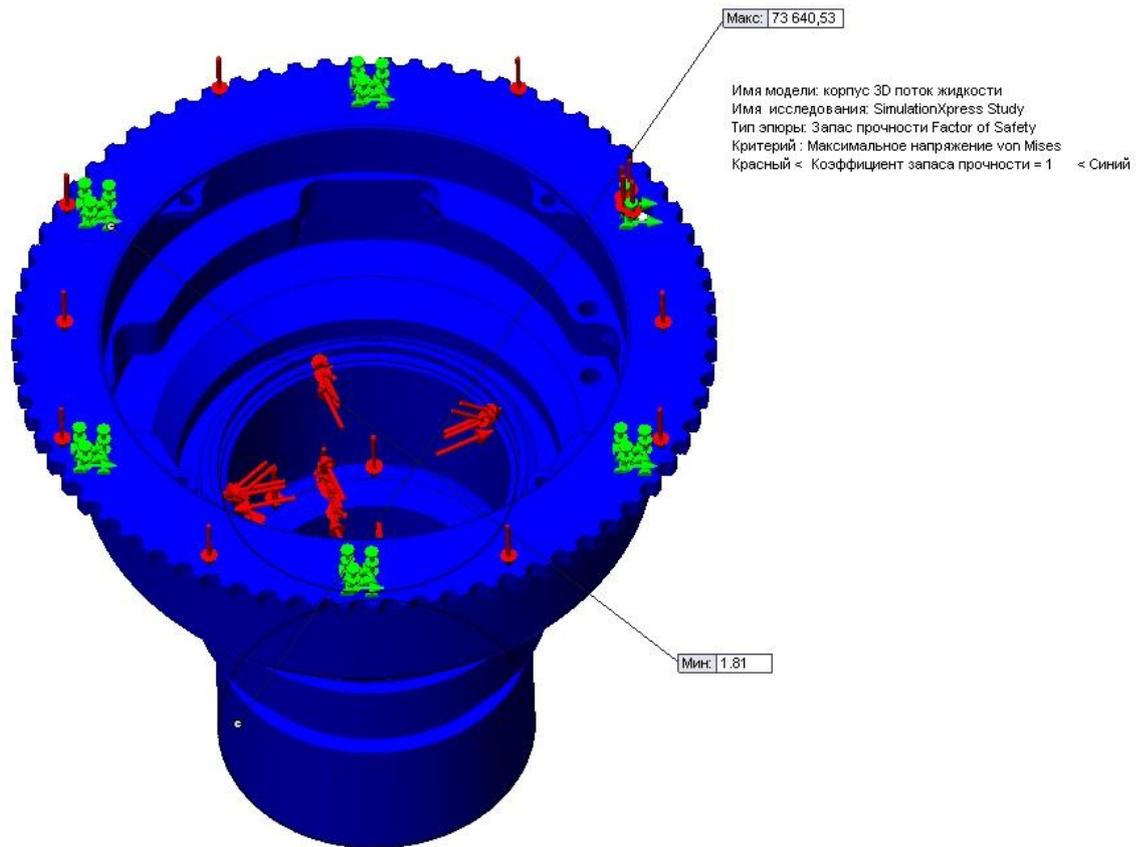


Рисунок 5 – Запас прочности не ниже 1

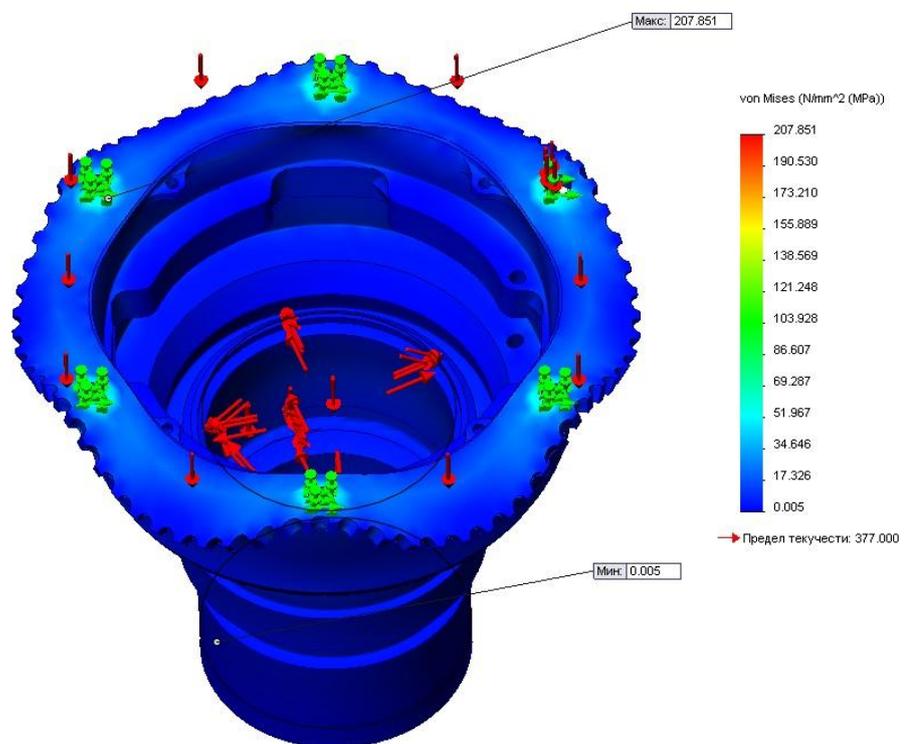


Рисунок 6 – Напряжение по Мизесу

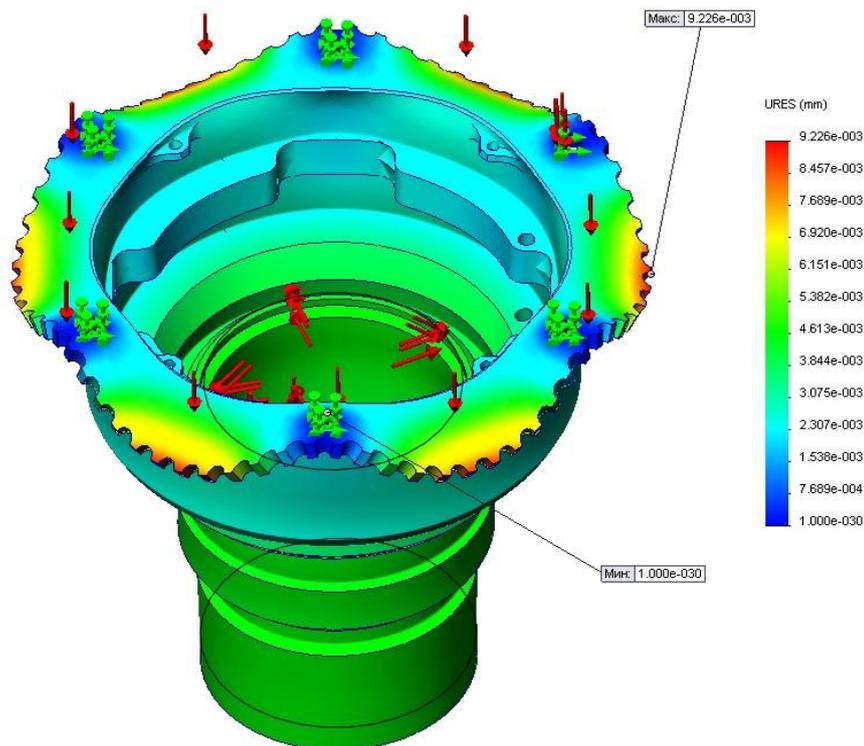


Рисунок 7 – Области смещения

Максимальное напряжение, которое может выдержать горловина по Мизесу составила 2,36.

Таким образом был спроектирован бак горючего, выполнены расчёты на прочность заправочной горловины по трём критериям, в процессе проведённого прочностного расчёта были рассчитаны показатели надёжности и получены предельные напряжения, которые способен выдержать горловина, не теряя своих прочностных качеств которая обеспечивает все заданные параметры работы и отвечает поставленным требованиям.

Список литературы

1. Александров, В. Н. Прямоточные воздушно–реактивные двигатели на твердых топливах / В. Н. Александров, В.М. Быцкевич. — М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. — 343с.— ISBN 5–94628–265–4.
2. Ракетная техника [Электронный ресурс]. / Осколочные и осколочно–фугасные боевые части. — Режим доступа: [http:// rbase.new-factoria.ru/pub/b_ch/oskol_bch.shtml](http://rbase.new-factoria.ru/pub/b_ch/oskol_bch.shtml) – 10.01.2010.
3. Новиков, В. Н. Основы устройства и конструирования летательных аппаратов / В. Н. Новиков, Б.М. Авхимович. — Москва: «Машиностроение», 1992. — 367с.— ISBN 5–844608–275–36.