

حساب الخسائر في المنظومة الهوائية في صواريخ الوقود السائل

الخلاصة

أن منظومة الهواء في صواريخ الوقود السائل تشكل أحد أهم أجزاء منظومة تغذية

الوقود حيث تتكون المنظومة من كرة حديدية تعتبر كخزان للهواء تفتح على مجموعة من

الأنابيب المتفرعة المصنوعة من الحديد المقاوم للصدأ ومزودة بصمامات تحكم ومقاطع تثبيت

مختلفة الأنواع تصب في النهاية في خزانات الوقود والمؤكسد ووحدة السرفوات.

تم تطبيق البحث على منظومة هوائية لأحد صواريخ الوقود السائل المعتمدة عالمياً لغرض

حساب الفقدان خلال مرور الهواء المضغوط في شبكة أنابيب المنظومة .

معادلات جريان الغازات الغير المستقرة خلال الأنابيب تم اشتقاقها و ترتيبها بطريقة

التحليلات العددية واستخدام طريقة (finite difference method) لإيجاد توزيع سرعة الهواء

داخل الأنابيب بعد تمزق غشاء الصمام وحصول الصدمة.

تم حساب توزيع السرعة داخل المنظومة بطريقتين :-

١- بثوت معامل الاحتكاك و Stanton number.

٢- على اعتبار إن معامل الاحتكاك دالة لرقم رينولدز و Stanton number يكون

دالة لأرقام رينولدز و برا نتل.

النتائج التي تم الحصول عليها موافقة للنتائج العملية التي أجراها Williams (مصدر ٤٨).

تم اختيار مجموعة مقاطع تثبيت Bends أنواع ٩٠, ٦٠, ٤٥ وحساب الخسائر لها
وتبين من النتائج إن Bend نوع ٤٥ يحصل فيه اقل الخسائر .

تم اختيار مقاطع تثبيت أخرى في المنظومة الهوائية نوع Elbow وبدرجة انحناء ٩٠,
٦٠ وحساب الخسائر لها وتبين من النتائج إن Elbow نوع ٦٠ يحصل فيه اقل الخسائر .

ولاختيار قطر الأنبوب المستخدم في المنظومة الهوائية تم اختيار ثلاثة أحجام لقطر الأنبوب
وهي ٢٠,٩ , ١٥,٨ و ٩,٢ ملم وحساب الخسائر فيها ووجد ان القطر ١٥,٨ ملم افضل من
ناحية الخواص الايروديناميكية للصاروخ.

ABSTRACT

The air system in missile forms one of the most important part of fuel feeding system which is consist of iron ball opens to group of divided pipes provided with different control valves and fittings ended to oxidizer and fuel tanks and servometer units.

This research has been applied to air system of surface to surface missile to calculate the losses during flow of air through the above system.

The equations of flow of gases through pipes had been derived and arranged in suitable forms for numerical calculation. The solution of the derived equations was obtained using finite difference techniques. The governing equations are approximated over small time steps and small increment distances.

The distribution of velocity inside the system were determined by

a- Constant friction factor and Stanton number.

b- Assumed friction factor as function of Reynolds number and Stanton number as function of Reynolds and Prandtl numbers.

The obtained results give good agreement with experimental results in existing literature.

The losses in bends 45° , 60° and 90° have been calculated and it was found those minimum losses in 45° bend.

The losses in elbow type 60° and 90° were determined and it was found those minimum losses in elbow 60° .

Three types of pipes were used through the calculation (20.9, 15.8 and 9.2) mm and it was found that the losses in (15.8) mm pipe is minimum and it is preferable from point of view of aerodynamic characteristics of missile.